

軌道上振動試験実証衛星 BIRD

静岡大学 大学院 理工学研究科 機械工学専攻

岩田昌典 川嶋一誠

静岡大学 大学院 工学研究科 機械工学専攻

宇野由起 大塚元気 加藤久登 小池雅敏 小嶋茂稔 松村健壮

1. 緒言

ALOS (陸域観測技術衛星: だいち) や ETS- (技術試験衛星 8 型) に代表されるように, 近年の宇宙構造物には大形化の傾向が見られる. 大形化された宇宙構造物であっても, ロケットフェアリング内に収納可能である必要がある. そのため, 大形宇宙構造物は展開式の構造とならざるを得ない. このような展開式の構造物は数学モデルにおいて, モデル化を行うことができないような小さな部品の増大を招くことから, 数学モデルの精度を悪化させている. また, 宇宙構造物は大形化に伴い一層の軽量化が必要となる. 軽量化された大形宇宙構造物は剛性を下げてしまうため, 固有振動数を低下させる要因にもなる. 固有振動数が低下することによって, 低周波数帯域にある制御系との連成が問題となる. 以前は制御系周波数帯域には構造物の固有振動数が入らないように設計されてきたが, 構造物の固有振動数の低下により, 制御系周波数帯域に固有振動数が存在してしまう^[1]. 対処法として姿勢制御やアンテナ等の制御を, 構造物の固有振動数付近の周波数を用いないことにより, 構造物との連成を避けることが行われている. そのため, 制御系帯域にある固有振動数を精度良く推定する必要がある.

固有振動数を推定する方法として, 地上における振動試験 (モーダル・サーベイ試験) が挙げられる. しかしながら, 宇宙構造物が大形化することにより, 重力等の地上環境の影響から, 宇宙構造物を展開させた状態での全体の振動試験を行うことは非常に困難である. このような問題の解決策の 1 つとして, 打上げ後に宇宙構造物の振動試験を行い振動特性を得る軌道上モード同定試験がある. 軌道上モード同定試験は, ETS- (技

術試験衛星 6 型: きく 6 号) において行われた実績があり, ETS- においても行われる予定である^[2]. ETS- のモード同定試験における加振源には, アンテナや太陽電池パドルの展開時の衝撃, さらに, 姿勢制御用スラスタの噴射のような非正常波振動による加振が用いられた^[3]. ETS- においても同様に, 姿勢制御用スラスタの噴射による加振が想定されている. これらを加振源として用いる利点は, メインミッションに対して質量や体積の影響を, 設計上極力与えないことにある. しかしながら, アンテナや太陽電池パドル展開時の衝撃や姿勢制御用スラスタの噴射による加振は, 加振力を精度良く得ることが困難である. つまり, 精度の良い周波数応答関数を得ることが困難となる. すなわち, 固有振動数, 固有モード, 減衰比を精度良く同定することができない. また, 主ミッションに影響を与えないためにも, 試験回数は限られてしまう.

軌道上モード同定試験に関するこれら問題を解決する方法として, 宇宙構造物に加振器を搭載し, 軌道上にて正弦波振動試験を行うことが考えられる. 加振器を搭載することによる利点は,

- ・ 加振力を精度良く推定することができるため, 精度の良い周波数応答関数を得ることができる
 - ・ 非正常波加振よりも精度良く振動特性を推定できる正弦波加振を行うことができる
- の 2 点である. また, 一般的に従来のような非正常波加振に比べ正弦波振動試験の方が, 以下の点で優れている^[4].
- ・ 他の波形に比べて, 著しく大きなエネルギーを供試体に与えることができる
 - ・ 加振力の振幅, 位相, 持続時間, 周波数変化率等を正確に調整できる

- ・ SN 比が他の方法に比べて大きいため、結果の精度と信頼性が高い
- ・ 漏れ誤差、折り返し誤差等、非定常波を用いる場合に生じる問題がない

本衛星では、精度の良い軌道上振動試験を行うことが目的である。そのため、本衛星では、正弦波を用いた振動試験を行う。

本衛星におけるメインミッションは、軌道上にて振動試験を行い、加振器を用いた軌道上振動試験の有効性を実証し、加振器の有効性の実証も行うことである。さらに、サブミッションとして、振動試験にて振動を検出するための加速度センサの配置法の比較についても、軌道上にて実証する。

2. 全体システム

本衛星全体の設計に関する要求を示す。

- 1 質量が 50kg 以下で、一辺 500mm の包絡面に収まる
本衛星は H- A ロケットのピギーバックを想定しているため。
- 2 H- A ロケットの環境条件（荷重・剛性）^[5]を満たす
本衛星は H- A ロケットのピギーバックを想定しているため。
- 3 太陽電池パドルの南翼と北翼を異なる形状にする
衛星南側の太陽電池パドル（南翼）と衛星北側の太陽電池パドル（北翼）の形状を異なるものにするにより、多くの低周波モードの同定を行うことができるため。また、サブミッションである加速度センサ配置法の比較における比較例を増やすため。
- 4 太陽電池パドルをピッチ軸回り回転可能とする
南翼と北翼を異なる角度にした場合の振動試験も可能にすることで、多くのモードの同定を行うことが可能になるため。
- 5 1 回の通信可能時間が 800 秒以上である軌道（1 日 1 回以上）にする
衛星の安全上の理由から、地上局可視範囲内（通信可能時間）に振動試験を行う必要があるため。また、1 日に 1 回、振動試験を行

うことを想定しているため。3.1 節にて述べるが、JIS C 編 60068-2-6 の正弦波振動試験に基づいた掃引を行うと、本ミッションにて最大で約 450 秒の試験時間が必要となる^[6]。予備の時間や準備、姿勢回復の時間も加え、地上局からの 1 回の通信可能時間が 800 秒以上である必要がある。

- 6 太陽電池パドルの最低次固有振動数は 1.0Hz 以下にする

これまでに軌道上モード同定実験が行われた ETS- の最低次の固有振動数は 0.0933Hz（有限要素法）であった^[3]。本衛星によって得られた技術を今後の大形衛星に直接反映させるため。

以上の要求を踏まえ設計した衛星の打上げ時コンフィギュレーションを図 2.1 に、定常運用コンフィギュレーションを図 2.2 に示す。また、本衛星の主要諸元を表 2.1 に示す。本衛星の打上げ時質量はマージンも含め 50kg である。衛星の寸法は、打上げ時が 450 (R) × 380 (P) × 500 (Y) mm の包絡面に収まる形状である。また、軌道上におけるパドル展開時の形状は、450 (R) × 3110 (P) × 500 (Y) mm になる。太陽電池パドルの南翼は 450 × 450 × 2mm の面を 3 面持ち、北翼は同形状の面を 2 面持つ。また、衛星に太陽電池パドル駆動機を搭載することにより、太陽電池パドルがピッチ軸回り回転可能となる。以上の設計から、設計要求 1, 3, 4 を満たす設計が行われた。設計要求 2 に関しては、4.1 節の構体系の設計にて確認する。衛星軌道は、通信時間の要求と、地上局の要求（沖縄局を使用する）、さらに、通信系の要求（低高度の方が損失が少ない）から、準帰軌道で 2 日後に元の表面上空に戻ってくる高度約 1071km の円軌道を選択した。使用する軌道の軌跡を図 2.3 に示す。図 2.3 において、沖縄局から仰角 5deg 以上の可視範囲も併せて示した。この場合の、2 日間の通信可能時間と通信不可能時間を表 2.2 に示す。表 2.2 より、1 日に 800 秒以上の通信可能時間を持つ回数が 1 回以上あることから、本軌道は設計要求 5 を満たしていることが確認された。

設計要求 6 の確認のため、太陽電池パドルの構造解析を行う。構造解析に用いた南翼のモデルを図 2.4 に、北翼のモデルを図 2.5 に示す。各パド

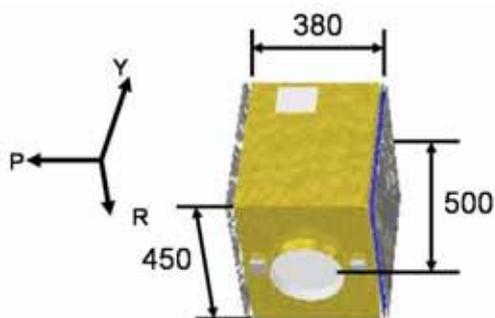


図 2.1 打上げ時コンフィギュレーション

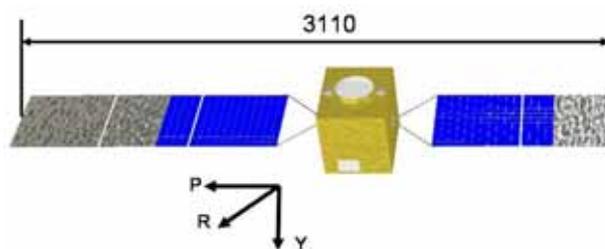


図 2.2 定常運用コンフィギュレーション

表 2.1 BIRD 主要諸元

打上げ質量	50 [kg]	
打上げロケット	H- A ロケット	
打上げ時期	2011 年 (平成 23 年) 2 月頃	
軌道高度	約 1071 [km]	
軌道傾斜角	約 35 [deg]	
離心率	0	
軌道周期	約 6400 [sec]	
寸法	打上げ時 : 450 (R) × 380 (P) × 500 (Y) [mm] 軌道上 : 450 (R) × 3110 (P) × 500 (Y) [mm]	
姿勢制御方式	ゼロモーメントム 三軸姿勢制御方式	
地上局	沖縄局 18 メートルパラボラアンテナ	
データ転送	アップリンク : 2080 [MHz]	(コマンドデータ) 0.5 [kbps]
	ダウンリンク : 2250 [MHz]	(テレメトリデータ) 20 [kbps] (ミッションデータ) 300 [kbps]
ミッション寿命	120 日	
ミッション機器	加振器 : 2 個搭載 データロガー : 1 個搭載 1 軸加速度センサ : 19 個搭載	
太陽電池パドル	南翼 : 0.36 [Hz]	
最低次固有振動数	北翼 : 0.66 [Hz]	

ル共、衛星構体との境界部を固定した片持梁の状態、パドル 1 面に対し 16 節点を設けた。MSC. Nastran を用いた構造解析の結果、通常の衛星の太陽電池パドルで用いられる Al ハニカム (厚さ 25mm) のリジッド型パドルでは、南翼の 1 次固有振動数は 2.03Hz、北翼の 1 次固有振動数は 5.01Hz であり、両パドル合わせた質量は 2.0kg であった。そのため、Al ハニカムを用いた場合は、設計要求 6 を満たしていない。パドルの材料として、厚さ 2mm の Al 合金を用いた場合の 1 次固有振動数は、南翼が 0.36Hz、北翼が 0.66Hz であり、

両パドル合わせた質量は 5.5kg であった。質量は増えたが Al 合金の場合は設計要求 6 を満たすため、太陽電池パドルの部材に Al ハニカムではなく、Al 合金を使用する。解析で用いた構造部材の材料特性を表 2.3 に示す^{[7],[8]}。

本衛星は、ミッション系、構体系、姿勢・軌道制御系、C&DH 系、通信系、電源系、熱制御系の 7 つのサブシステムにより構成されている。それぞれのサブシステムの搭載機器の命令・テレメトリの流れについて図 2.6 に示す。機器の中で、特に代替運用が利かないミッション系の加振器、

表 2.2 通信可能時間・通信不可能時間

通信可能時間 [sec]	通し時間 [sec]	通信不可能時間 [sec]
910	0	
	910	5940
800	6850	
	7650	48070
730	55720	
	56450	5970
900	62420	
	63320	5950
860	69270	
	70130	6040
810	76170	
	76980	6020
880	83000	
	83880	5930
890	89810	
	90700	6040
580	96740	
	97320	41610
350	138930	
	139280	6160
860	145440	
	146300	5930
890	152230	
	153120	6000
820	159120	
	159940	6050
830	165990	
	166820	5980
	172800	
	(2days)	
11110	合計	161690

C&DH系のフラッシュメモリとCPU,姿勢・軌道制御系のリアクションホイールに関して,冗長構成をとっている.各搭載機器については,各サブシステムの節にて述べる.

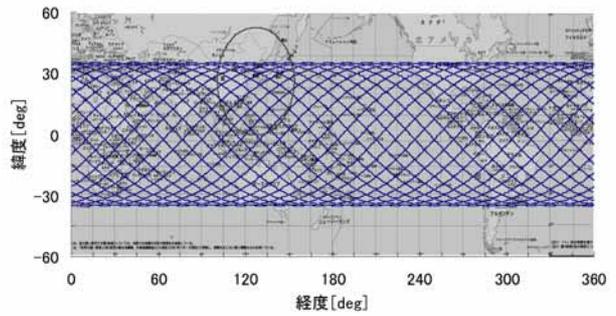


図 2.3 軌道の軌跡

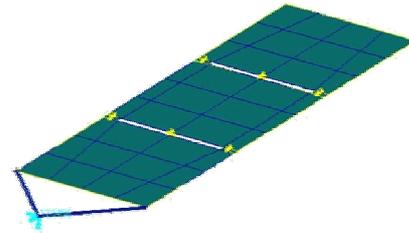


図 2.4 南翼モデル

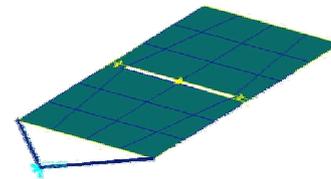


図 2.5 北翼モデル

3. ミッション系の設計

本章では,衛星の行うミッションについて設計する.衛星を加振器により振動させ,応答を計測する本ミッションでは特に,どのような正弦波振動試験を行うか,加振器の設計やその配置場所,さらに,加速度センサの配置についてが重要となる.よって,それらについて主に検討する.

3.1 正弦波振動試験

ミッションにて行う正弦波振動試験は, JIS に基づく正弦波振動試験と,特定のモードを対象とした正弦波振動試験の 2 つに分けられる. JIS に基づく正弦波振動試験によって得られた固有振動数のデータを基に,詳細な振動試験を特定のモードにおいて行うことにより,より正確に構造物の固有振動数を得ることができる.なお,加振器は加振力を大きくしすぎないためにも,2 台搭載する.

表 2.3 構造部材の材料特性

材料名	Al 合金	Al ハニカムパネル	
		表皮材	コア材
ヤング率 [GPa]	73	72	70
ポアソン比	0.33	0.33	0.33
密度 [kg/m ³]	2700	2780	72

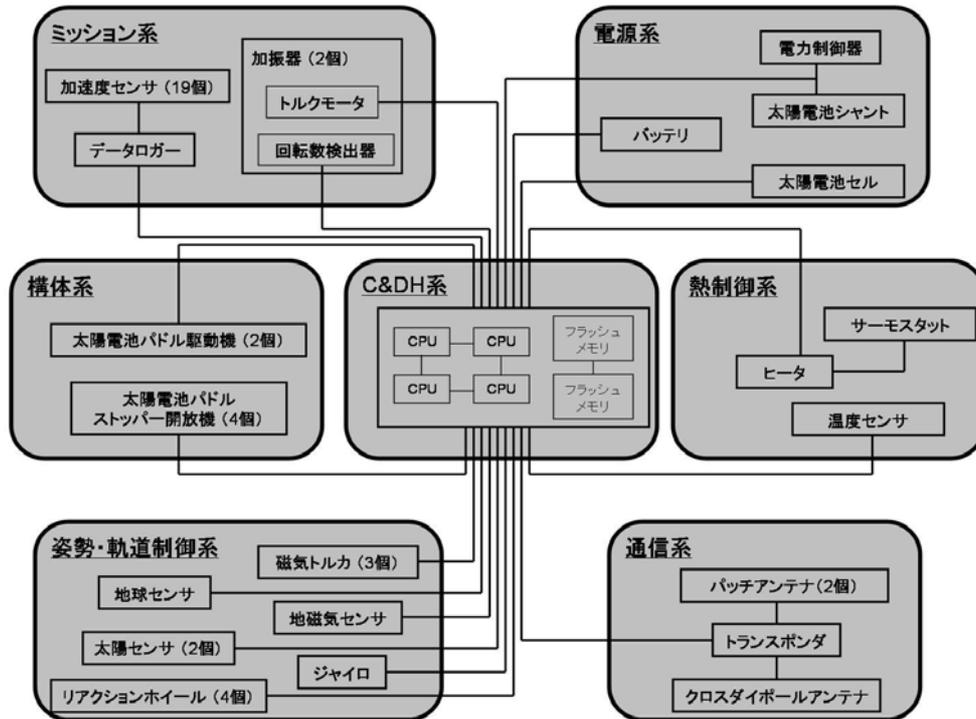


図 2.6 制御システムブロック図

3.1.1 JIS に基づく正弦波振動試験^[7]

JIS に基づく正弦波振動試験では、正弦波振動による加振を、掃引下限周波数から掃引上限周波数まで、指数関数的に変化させる。また、掃引は、掃引下限周波数から掃引上限周波数までを往復して 1 回とする。JIS では正弦波振動試験の試験法の中でも特に、掃引の振動数変化について定められている。

掃引における振動数変化は、

$$\frac{f}{f_1} = e^{kT} \quad (3.1)$$

で与えられる。ここで、 f は振動数、 f_1 は掃引下限振動数、 k は掃引速度に関する係数、 T は時間を示す。掃引 1 サイクルの時間は、式 (3.1) の f を掃引上限振動数 f_2 とし、更に往復分であるから、

$$T = \frac{2}{k} \log_e \left(\frac{f_2}{f_1} \right) \quad (3.2)$$

で示される。また、掃引速度に関しては、毎分 1 オクターブと定められているので、 $T=1, f=2f_1$ とすると、式 (3.1) は

$$k = \log_e 2 \quad (3.3)$$

となる。式 (3.3) を式 (3.2) に代入し、単位を秒にすることによって、以下の掃引時間 t に関する式になる。

$$t = \frac{120}{\log_{10} 2} \log_{10} \left(\frac{f_2}{f_1} \right) \approx 398.64 \log_{10} \left(\frac{f_2}{f_1} \right) \quad (3.4)$$

式 (3.4) を用いた場合の掃引時間の例を表 3.1 に示す。1 回の試験にて広い周波数帯の試験を行うことは、試験回数を減らす上にも好ましいことである。しかしながら、試験時間が長くなることにより、データ量が膨大な量となり、OBC やメモリや通信への負荷が大きくなる。そのため、本衛星では、振動数倍率が最大で 10 付近になるようミ

ッション計画を立案した。また、太陽電池パドルの最低次固有振動数は0.36Hzなので、試験を行う最低振動数を0.35Hzとし、35Hzまでを試験対象周波数帯域とする。搭載する2台の加振器のうち、低周波側加振器が0.35～2.6Hzを対象とした加振器、高周波側加振器が2.6～35Hzを対象とした加振器とする。

JISに基づく正弦波振動試験では、図3.1～3.4に示す衛星の各コンフィギュレーションにて行う。それぞれのコンフィギュレーションを、南翼、北翼共に進行方向（ロール軸）に対し垂直方向に向いているコンフィギュレーションである図3.1からA-set、B-set、C-set、D-setと呼ぶ。それぞれ

の衛星全体の固有振動数は異なるため、より多くのケースの振動試験を行うことが可能となる。

3.1.2 特定のモードを対象とした正弦波振動試験

JISに基づく正弦波振動試験とは別に、ある特定の振動数付近にてJISに基づく掃引よりもゆっくりと掃引を行うことにより、より正確に構造物の振動特性を推定する。本衛星の対象とする周波数帯域における、南翼と北翼の固有振動数を表3.2に示す。これらは、図2.4、2.5に示すモデルにおいて構造解析を行った結果の10次までを示した。この中でも、面外曲げモードを網掛けで示した。また、ローカルモードが発生した次数と、10次ま

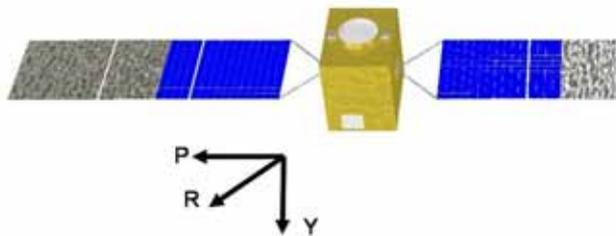


図 3.1 試験コンフィギュレーション A-set

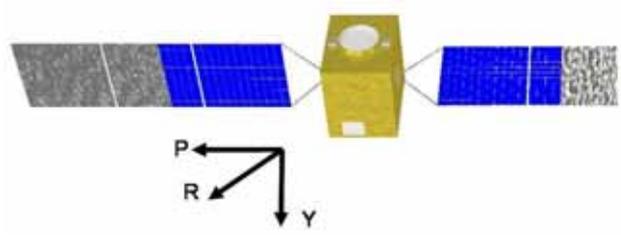


図 3.2 試験コンフィギュレーション B-set

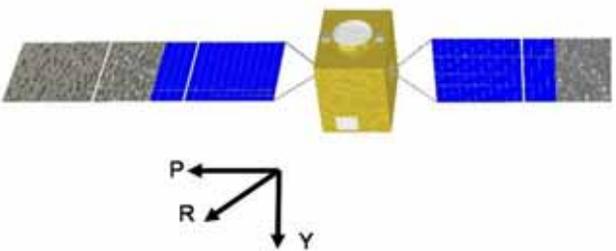


図 3.3 試験コンフィギュレーション C-set

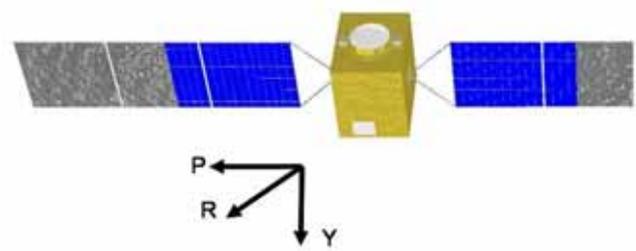


図 3.4 試験コンフィギュレーション D-set

表 3.1 正弦波振動試験試験時間

振動数倍率	f_2 / f_1	試験時間 [sec]
2		120
5		279
7.4		347
10		399
13.5		450
15		469
20		519

表 3.2 固有振動数

モード次数	南翼 [Hz]	北翼 [Hz]
1次	0.36	0.66
2次	2.83	4.07
3次	3.05	5.47
4次	8.20	15.07
5次	10.87	16.17
6次	15.46	-
7次	-	-
8次	-	32.09
9次	20.56	34.06
10次	29.49	-

表 3.3 加振器の比較

加振器の種類	長所	短所
機械式	<ul style="list-style-type: none"> ・加振力が大きい ・加振力、周波数共に正確に把握できる ・サイズが小さい 	<ul style="list-style-type: none"> ・加振力と周波数を別々に調整できない ・低周波にて加振力を大きくするのが困難
電気油圧式	<ul style="list-style-type: none"> ・加振力が大きい ・加振力と周波数を別々に調整できる 	<ul style="list-style-type: none"> ・高周波にて正弦波加振が困難 ・ノイズが発生しやすい
圧電式	<ul style="list-style-type: none"> ・高周波加振に適する 	<ul style="list-style-type: none"> ・加振力が小さい
動電式	<ul style="list-style-type: none"> ・加振周波数帯が広い 	<ul style="list-style-type: none"> ・共振点にて加振力が急減する

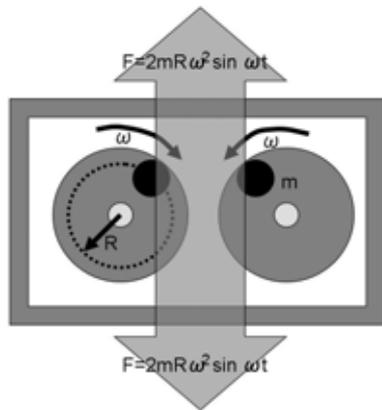


図 3.5 機械式加振器の加振の概念図

でのうち 35Hz 以上の固有振動数を示した場所を空欄とした。面内曲げモードは発生しておらず、残りのモードはねじりモードである。表 3.2 に示す計 15 個のグローバルモードのうち、35Hz 以下の面外曲げモードを示す 9 個のモードについて詳細に正弦波振動試験を行う。ねじりモードを対象から外した理由は 3.2.2 項にて述べる。

3.2 加振器

振動試験を行う本衛星では、衛星を加振するための加振器が重要である。本節では、加振器の設計を行う。

3.2.1 加振器のコンセプト^[4]

加振器は主に、機械式加振器、電気油圧式加振器、圧電式加振器、動電式加振器の 4 種類がある。それぞれの長所・短所を表 3.3 にまとめる。設計する加振器は衛星に搭載するため、質量や占有体積が小さい必要がある。また、低周波における正弦波加振を正確に行える必要がある。さらに、加振器は宇宙空間で使用するため、作用・反作用の法則を用いている加振器の使用は不可能である。4 種類の加振器の中で機械式加振器だけがこれら全ての要求を満たす加振器であることから、本衛

星に搭載する加振器は機械式加振器とする。

機械式加振器の加振方法の概念図を、図 3.5 に示す。機械式加振器は、角速度 [rad/s] にて回転している円盤に、中心から距離 R [m] の場所に偏心質量 m [kg] を置くことによって、遠心力にて加振力を得る方法である。本方法では、加振器内に搭載する回転数検出器を用いて円盤の回転の周期を検出することにより、加振力を正確に把握することができる。また、モータ回転数を変化させることによって、正弦波の掃引を行うことができる。本衛星では、入力する電力に比例してトルクや回転数を変化させることができる直流トルクモータを回転の入力として用いることにより、正弦波の掃引を可能とした。

3.2.2 加振器の配置

一般に、振動試験における加振器は、構造物全体を励振できるように、モード形状の節以外に配置するのが望ましい。本項では、衛星全体の低次モードにおいて加振ができるかどうか、モード振幅を基に検討する。

加振器は、加振力によるモーメントの発生を防ぐために、できるだけ衛星の重心近くに配置したい。本衛星の展開時の重心は 4.1 節の構体系にて述べるが、衛星構体のほぼ中心に存在する。そのため、有限要素モデルにおいて、加振器の位置を衛星構体の中心の節点と仮定して検討を行う。衛星構体内部の仕切りパネルがヨー軸に対し垂直に取り付けるため、加振器はロール軸方向に加振する。また、加速度センサは、パドルの垂直方向（面外方向）の加速度を測定できるように取り付けるとする。解析で用いたモデルは、16740 自由度の図 3.6 に示すような有限要素モデルである。本モデルは簡単のため、衛星内部の搭載機器を考慮せず、衛星構体の各パネルと、太陽電池パ

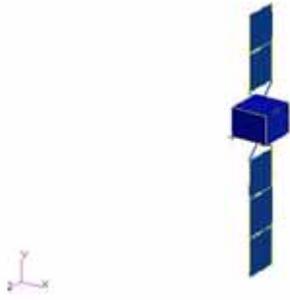


図 3.6 解析モデル

ドルによって構成されている．仕切りパネルは，Z 軸に垂直な方向に取り付けられている．したがって，図の Z 軸がヨー軸となり，X 軸の逆方向がロール軸となる．そのため，加振器は X 軸方向に加振を行う．図 3.6 に示したモデルは A-set のモデルであるが，B-set，C-set，D-set においてもそれぞれのコンフィギュレーションのモデルを作成し解析を行った．

A-set，B-set，C-set，D-set それぞれにおける弾性 1 次から 3 次までのモード形状を図 3.7～3.18 にかけて示す．それぞれの形状，次数における加振器の位置となる衛星構体中心の X 軸並進方向のモード振幅を表 3.4 に示す．ここで，表 3.4 のモード振幅は，各次の最大のモード振幅を 1 と規格化した値である．

図 3.7～3.18 より，衛星が X 軸並進方向に振動しているのは，太陽電池パドルの正面が X 軸方向を向いている時，すなわち，A-set の 1 次と 2 次と 3 次，B-set の 2 次と 3 次，C-set の 1 次と 3 次，D-set の 3 次である．これら全ての計測点において，モード形状が節付近である計測点以外は，大きな振幅を示した．しかしながら，表 3.4 に示すように，A-set，B-set，C-set，D-set の 3 次モードが示したねじりモードの並進成分は 0 を示した．つまり，ねじりモードは加速度センサを用いて測定可能ではあるが，加振をすることができない．そのため，本方法における加振可能，測定可能な成分は，A-set の 1 次と 2 次，B-set の 2 次，C-set の 1 次等の，正面が X 軸方向を向いている太陽電池パドルの面外曲げ振動のみである．それらの加振点のモード振幅は，表 3.4 より，加振点がモードの腹ではないが，節でもないため，加振可能であると考えられる．以上の検討から，加振器は衛星構体の中心に配置する．

3.2.3 必要な加振力

本衛星の設計における加振器に必要な加振力を見積もる．機械式加振器の加振力は偏心質量を持つ 2 つの円盤の遠心力によって次のように示される．

$$F = 2mR\omega^2 \sin \omega t \quad (3.5)$$

式 (3.5) は，角速度の 2 乗に比例するため，低周波では加振力が小さくなってしまふ．そのため，最低次の弾性モードにおいてのみ，加振器の加振力の計算を行う．

加振力の計算にあたり，計測点における必要な加速度 a_{ACC} は，加速度センサのノイズが 5% 未満になるような加速度とする．後述する加速度センサのノイズは $8G [\mu m/s^2]$ なので，得られる加速度におけるノイズを 5% とすると，許容加速度 a_{ACC} は

$$\begin{aligned} a_{ACC} &= 8 \times 10^{-6} \times 9.81 \times \frac{100}{5} \\ &= 1.57 \times 10^{-3} \text{ [m/s}^2\text{]} \end{aligned} \quad (3.6)$$

となる．計測点における必要な振幅 x_{ACC} は

$$u_{ACC} = x_{ACC} \sin \omega t \quad (3.7)$$

とおくと，その 2 階微分を必要な加速度とすることにより

$$x_{ACC} = \left| \frac{a_{ACC}}{\omega^2 \sin \omega t} \right| \quad (3.8)$$

で示される．計測点の弾性 1 次モードの振幅 x_{ACC} と，加振点の弾性 1 次モードの振幅 x_{VM} を用いると，加振点の振幅 x_{VM} は次のように示される．

$$x_{VM} = \frac{\phi_{VM}}{\phi_{ACC}} x_{ACC} = \frac{\phi_{VM} a_{ACC}}{\phi_{ACC} \omega^2 \sin \omega t} \quad (3.9)$$

衛星全体を加振点にて最大 u_{VM} 動かすためには，加振点の振幅 x_{VM} と衛星全体の質量 M を用いて

$$\begin{aligned} F_{VM} &= M\ddot{u}_{VM} = Mx_{VM} \omega^2 \sin \omega t \\ &= Ma_{ACC} \frac{\phi_{VM}}{\phi_{ACC}} \end{aligned} \quad (3.10)$$

の力が必要となる．よって， F_{VM} を加振器の必要加振力とする．

3.2.4 加振器の設計

加振器の設計は，偏心質量 m ，回転中心から偏心質量重心までの距離 R ，対応するモータの選定という 3 項目の設計を行う．ここで，計測点のモード振幅と，加振点のモード振幅の比は 1 と仮定



図 3.7 A-set 1 次モード



図 3.8 A-set 2 次モード



図 3.9 A-set 3 次モード



図 3.10 B-set 1 次モード

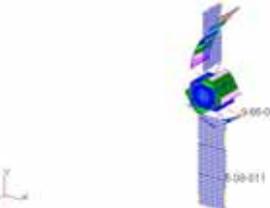


図 3.11 B-set 2 次モード

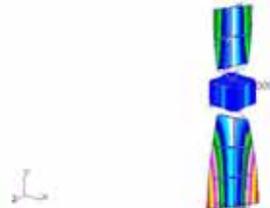


図 3.12 B-set 3 次モード

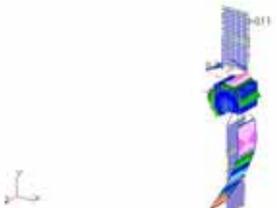


図 3.13 C-set 1 次モード



図 3.14 C-set 2 次モード

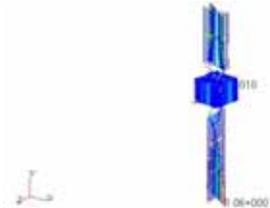


図 3.15 C-set 3 次モード

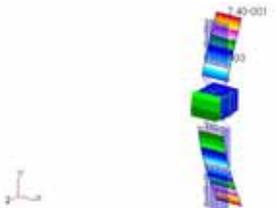


図 3.16 D-set 1 次モード



図 3.17 D-set 2 次モード

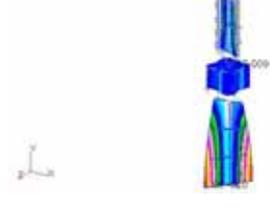


図 3.18 D-set 3 次モード

表 3.4 各形状のモード振幅

	1st	2nd	3rd
A-set	0.442	0.242	0.000
B-set	0.000	0.029	0.000
C-set	0.157	0.000	0.000
D-set	0.000	0.000	0.000

した．また，式 (3.5) の加振力が最大となる時に振幅が最大になるよう， $\sin t=1$ とした．

衛星全体の質量 $M=50\text{kg}$ ，式 (3.6) の a_{ACC} より必要な加振力は

$$F_{VM} = Ma_{ACC} = 50 \times 1.57 \times 10^{-3} = 0.078 \text{ [N]} \quad (3.11)$$

となる．低周波側加振器と高周波側加振器の両方において，式 (3.11) の加振力を満たすよう設計する．

低周波側，高周波側の偏心質量，回転中心から偏心質量重心までの距離，モータという 3 項目について検討した結果を表 3.5 に示す．モータは，これまでに宇宙構造物において使用実績のある DANAHER MOTION 社の直流トルクモータの QT シリーズを用いた^[9]．本加振器では，これらトルクモータを，円盤回転軸に直付けすることにより，

減速機を取り付けない。また、軽量化のため、円盤を歯車形状にすることにより、1つのモータから両方の円盤が回転するようにする。さらに、加振器をできるだけ小さい形状にするために、偏心質量には鉛を用いる。設計した加振器の概略図を、図 3.19 に示す。

3.3 加速度センサ

振動試験において、振動を計測するために加速度センサを用いる。本節では、加速度センサの配置法の説明と、加速度センサを配置する計測点を決定する。さらに、選ばれた計測点を用いてモードを同定することができるか検討する。

3.3.1 計測方法

振動の計測には、加速度センサと、加速度センサからの信号を A/D 変換するデータロガーを用いる。加速度センサは、NASA、JAXA にも納入されており、人工衛星の振動計測の実績がある Silicon Designs 社製品を用いる。センサの諸元を表 3.6 に示す^[10]。データロガーは、Silicon Designs 社の加速度センサと共に JAXA のミッションにて成層圏から落下させた実績のあるキーエンス社製品を用いる。データロガーの諸元を表 3.7 に示す^[11]。データロガーは、加速度センサ数の要求から、本体ユニットに加え、増設ユニットを2つ搭載する。また、放射線対策のため、データロガーは放射線シールドによる放射線対策を施す

OBC ボックスの中に入れる。

3.3.2 Guyan 縮約を用いたセンサ配置法^[12]

本方法は、質量行列と剛性行列における構造物全体の振動への影響が小さいと思われる自由度を Guyan の静縮約を用いて、必要なセンサ数(自由度数)まで削除していく方法である。

構造物の振動への影響が小さいと思われる自由度は、剛性行列の対角成分の自由度 i の成分 K_{ii} と質量行列の対角成分の自由度 i の成分 M_{ii} の比、

$$R_i = \frac{K_{ii}}{M_{ii}} \quad (3.12)$$

の値が大きい自由度である。これは、1 自由度系の固有角振動数 $\omega = (K/M)^{1/2}$ と同じ形であることから、固有角振動数の値が大きい方が構造物の振動への影響が小さいことと同様に、 R_i の値が大きい自由度の方が構造物全体への影響が小さいと考えられるからである。 R_i の値が大きい自由度

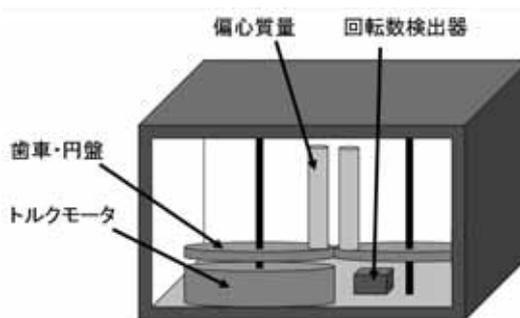


図 3.19 加振器の概略図

表 3.5 加振器の設計

	低周波側	高周波側
偏心質量 m [g]	270	10
偏心質量までの距離 R [m]	0.03	0.015
最低加振周波数 [Hz]	0.35	2.6
最高加振周波数 [Hz]	2.6	35
最低加振周波数の加振力 [N]	0.078	0.080
最高加振周波数の加振力 [N]	4.3	14.5
最高トルク [Nm]	0.130	0.218
モータ型番	QT-2105	QT-1406
モータの最大トルク [Nm]	0.529	1.11
モータの最高回転数 [Hz]	10.3	49.8
モータの質量 [g]	398	340
モータの高さ [m]	0.0254	0.0252
モータの外径 [m]	0.0714	0.0493
モータの内径 [m]	0.0254	0.0160

表 3.6 加速度センサの諸元

型番	Model 2220-002
寸法 [mm]	25.4×25.4×7.6
許容温度範囲 [°C]	-55/125
最大計測加速度 [m/s ²]	2G
周波数範囲 [Hz]	0 ~ 400
質量 [g]	10
ノイズ [μm/s ²]	8G

表 3.7 データロガーの諸元

型番	NR-2000 (本体ユニット)	NR-2010(増設ユニット)
寸法 [mm]	166×110×38	70×110×38
許容温度範囲 [°C]	0/50	0/50
チャンネル数	16	2
質量 [g]	400	160
最高サンプリング周波数 [kHz]	400	200
A/D 分解能 [bit]	14	12

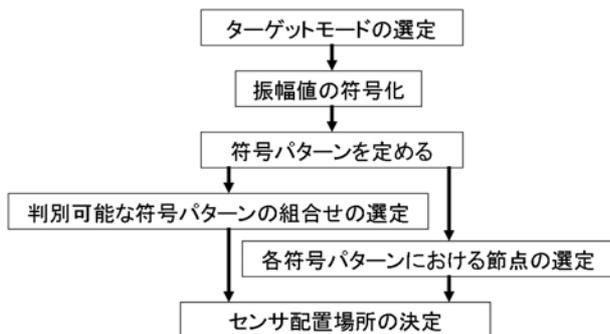


図 3.20 符号パターンのセンサ配置法の手順

を，Guyan 縮約を用いて削除する．縮約後に，縮約された行列の対角成分の比を式 (3.12) のようにとり，その行列をまた Guyan 縮約することにより，次に構造物の振動への影響が小さい自由度を削除できる．この作業を繰り返すことにより，要求されるセンサ数まで自由度を削除し続ける．残った自由度は，削除した自由度に比べ構造物全体の振動への影響が大きい自由度として考えられるため，センサ配置場所になる．

3.3.3 モード振幅の符号パターンを用いたセンサ配置法^[13]

本方法は，他のセンサ配置方法とは異なり，予め確認したいモードを決めて，そのモードが確認できるように，センサ配置場所を決めていく方法である．

本方法の手順を図 3.20 に示す．まず，確認した

いモード (ターゲットモード) を決める．次に，解析により得られたターゲットモードの各節点の振幅値が正であれば「1」，負であれば「-1」と置き換える．このように符号化することにより，各節点における符号パターンを定める．これら符号パターンから，判別可能な組合せを求める．すなわち，節点 A で 1 次モードが「1」2 次モードが「1」，節点 B で 1 次モードが「-1」2 次モードが「-1」のような場合，この 2 つのモードの判別を行うことはできない．一方，節点 A で 1 次モードが「1」2 次モードが「1」，節点 B で 1 次モードが「1」2 次モードが「-1」のような場合，節点 A と節点 B が同符号の場合は 1 次モード，異符号の場合は 2 次モードと，組合せにより判別可能になる．次に各符号パターンにおけるターゲットモードの振幅の和が最大の節点を，符号パターンにおける節点とする．符号パターンの組合せの中から，振幅値が最大となる符号パターンの組合せを選定し，そのパターンの節点を，本方法におけるセンサ配置場所になる．

3.3.4 センサ配置場所と有効性

Guyan 縮約を用いたセンサ配置法と，符号パターンを用いたセンサ配置法の両方において，センサ配置場所を求めた．太陽電池パドル南翼について，Guyan のセンサ配置法のセンサ配置場所を図 3.21 に，符号パターンのセンサ配置法の配置場所を

図 3.22 に、両方を組合せたセンサ配置場所を図 3.23 に示す。また、太陽電池パドル北翼についても、Guyan のセンサ配置法を図 3.24 に、符号パターンのセンサ配置法を図 3.25 に、両方を組合せたセンサ配置場所を図 3.26 に示す。ここで、図中の矢印の場所と方向が、センサ配置場所と計測方向を示す。衛星に搭載する加速度センサは、Guyan の方法と符号パターンの方法の両方を組合せたセンサ配置場所に、南翼に 10 個、北翼に 9 個配置する。

センサ配置場所の有効性を事前に調べるために、2 つのモードの一致度の指標である MAC を用いる。MAC は、 i 次のモード ϕ_i と j 次のモード ϕ_j を用いて、

$$MAC_{ij} = \frac{\left(\{\phi_i\}^T \{\phi_j\} \right)^2}{\left(\{\phi_i\}^T \{\phi_i\} \right) \left(\{\phi_j\}^T \{\phi_j\} \right)} \quad (3.13)$$

で示される。MAC は、2 つのモードが一致していればしているほど 1 に近い値を示す。つまり、同じモード同士であれば 1 を示し、他のモードとの関係ではモードの直交性の関係から 0 になる。センサ配置による比較を見るために、MAC 行列にてセンサ配置の優劣を判別する。この MAC 行列では、異なるモードの MAC をとる非対角項は 0 の方が良いため、非対角項の値を用いてセンサ配置法の評価をする。各方法におけるモードベクトルは、解析により得られた各節点のモード振幅値

の中から、計測点の振幅値のみを用いて、各センサ配置法のモードベクトルとした。

南翼、北翼それぞれのセンサ配置における MAC 行列のグラフを図 3.27 ~ 図 3.30 にかけて示す。図より、Guyan の方法が、符号パターンの方法よりも悪い結果を示した。本ミッションにおける対象となるモードは、南翼は 1 次、2 次、4 次、6 次、10 次、北翼は 1 次、3 次、4 次、9 次モードである。したがって、全体への振動の影響が強い低次のモードの計測を考えている Guyan の方法では、9 次、10 次という高次モードの影響も計測する時には、良いセンサ配置法ではないと言える。しかしながら、符号パターンの方法よりも、良い MAC の値を示すモードもあり、両方を併用することによって、より精度の良い計測を行うことができると考えられる。

3.4 ミッションの評価

本衛星の軌道上試験によって得られたデータを基に、モード同定を行う。本節では、先ずモード同定方法について説明する。さらに、本衛星の目的の一つである加振器の有効性の評価基準について示し、評価基準に沿った設計が行われているかについて、検討を行う。

3.4.1 振動特性の同定

本ミッションにおいて同定する振動特性は、固有振動数、固有モード、減衰比である。これまで

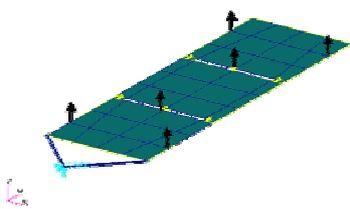


図 3.21 南翼 Guyan

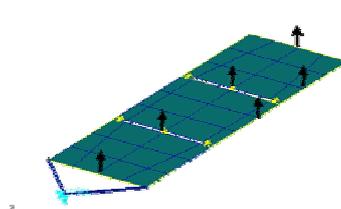


図 3.22 南翼符号パターン

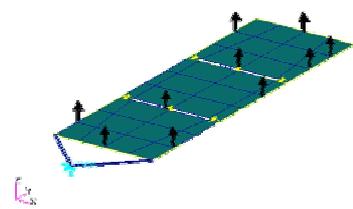


図 3.23 南翼組合せ

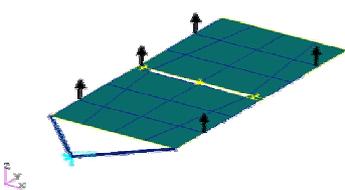


図 3.24 北翼 Guyan

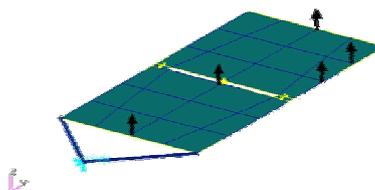


図 3.25 北翼符号パターン

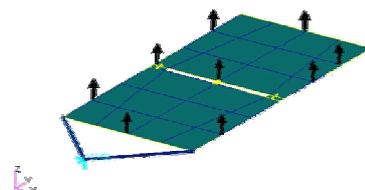


図 3.26 北翼組合せ

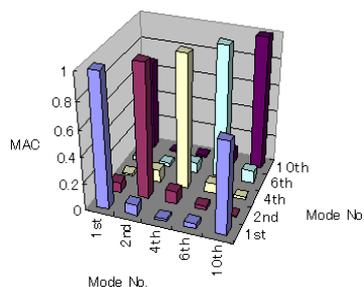


図 3.27 南翼 MAC (Guyan)

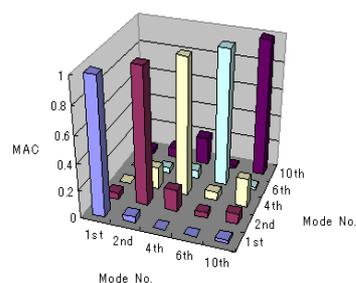


図 3.28 南翼 MAC (符号パターン)

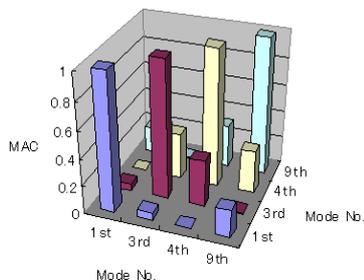


図 3.29 北翼 MAC (Guyan)

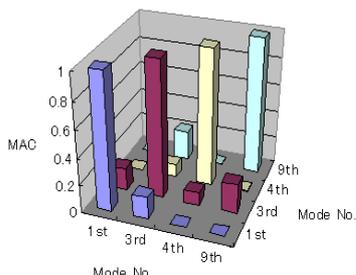


図 3.30 北翼 MAC (符号パターン)

に軌道上振動試験において用いられた同定法として、ETS- では固有システム実現化法 (Eigensystem Realization Algorithm : ERA 法) などが用いられた^[3]。ETS- では、ERA 法、部分空間法、拡張カルマンフィルタ (Extended Kalman Filter : EKF) を用いた方法が検討されている^[14]。これら方法は時間領域のインパルス加振の応答を考えているため、本ミッションでは適さない。そのため、本ミッションにて用いる方法は、周波数領域の正弦波振動試験において使用でき、かつ 1 入力多出力系であることを考慮した同定法を用いる必要がある。以上から、本ミッションでは、古典的共振法と伝達関数法^[15]を主に用いる。また、同定結果の正確性を高めるためにも、その他の同定方法も併用する。

3.4.2 加振器の有効性の評価

加振器の有効性は、搭載目的が振動試験を行うことにあるので、軌道上振動試験の結果によって示される。加振器は、低周波側が 0.35 ~ 2.6Hz、高周波側が 2.6 ~ 35Hz の加振を想定し、それぞれ最低次の固有振動数に対して、加速度センサの誤差が 5% 以内になるように設計を行った。

本衛星では、これまで軌道上にて振動試験を行った衛星とは異なり、正弦波加振を用いた振動試験を行う。そのため、それぞれの加振器において、試験の対象となるモードの正弦波加振を行うことができ、試験結果を得ることができることを実

証することが、最低限の成功である。さらに、高精度な振動試験を想定しているため、全てのモードにおいて、固有振動数の試験結果を、加振器の設計に用いた MSC.Nastran の解析結果との誤差が 5% 以内に収めることができれば、加振器の有効性、さらに、本加振方法の有効性が示されると考えられる。したがって、全てのモードにおいて、軌道上試験によって得られた固有振動数が、解析によって得られた固有振動数と 5% 以内の誤差であることを、メインミッションの成功とし、これを加振器の有効性の実証における判断基準とする。

3.4.3 誤差の評価

本ミッションにおいて、得られる応答加速度が、想定した許容加速度 (加速度センサのノイズが応答の 5% 未満となる加速度) 以上の加振を行うことができるかを確認する。また、3.2 節にて行った加振器の設計方法の有効性も確認する。

衛星全体のモデルにおいて、本ミッションの振動試験における加振力が一番小さくなるモードについて解析を行った。加振力が一番小さくなるモードは、高周波側加振器を用いる際の最低次モードであり、固有振動数は 5.07Hz である。図 3.31 に、本モードにおける南翼先端の応答加速度を示す。ここで、網掛けの部分は、許容加速度の範囲を示す。応答加速度は減衰比に依存するが、精度の良い減衰比を地上試験や解析などによって事前に求めることができないため、幾つかの減衰比

の値を示した。図 3.31 より、最も加振力が小さいモードにおいても、減衰比が 1.5%と大きくても許容加速度範囲内の応答加速度が得られていることがわかる。それ以上の減衰比であっても、加振周波数が低い（加振力が小さい）場合の応答加速度が許容加速度を超えていることから、精度の良い周波数応答関数を得ることが可能であることがわかる。また、許容加速度以上の応答加速度が得られるため、軌道上試験においても 3.4.2 項にて示した加振器の有効性の評価基準を満たすことが考えられる。

以上のことから、本ミッションにおいて、得られる応答加速度は、加振力が小さくても、想定した許容加速度以上の応答であることが確認された。また、3.2 節にて行った加振器の設計方法の有効性も確認された。

3.5 ミッション計画

3.5.1 ミッション運用

本衛星におけるミッションスケジュールを表 3.8 に示す。ミッションでは、基本的に同じ条件

の試験を 5 回繰り返すことにより、試験値の平均化を行い、試験結果の精度を上げる。D-set についてのみ、X 軸方向のグローバルモードが低周波には出てこないことが解析により確認されているため、試験回数を 3 回とした。基本的に 1 日に 1 回の振動試験を行うが、1 日に 1 回試験を行うことができない場合も想定されるため、各フェーズにおいて予備日を 2 割程度確保した。

表 3.9 に、ミッションシーケンスを示す。

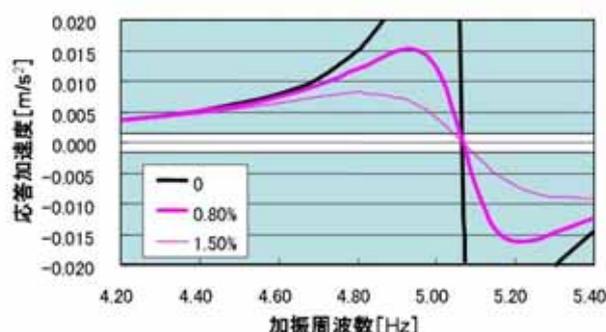


図 3.31 南翼先端の応答加速度

表 3.8 ミッションスケジュール

フェーズ	項目	回数	日程 (含予備日)
1. 初期動作テスト	-	-	1 ~ 10
2. JIS に基づく正弦波振動試験	A-set 0.35 ~ 2.6Hz	5	11 ~ 52
	A-set 2.6 ~ 35Hz	5	
	B-set 0.35 ~ 2.6Hz	5	
	B-set 2.6 ~ 35Hz	5	
	C-set 0.35 ~ 2.6Hz	5	
	C-set 2.6 ~ 35Hz	5	
3. 特定のモードを対象にした正弦波振動試験	D-set 0.35 ~ 2.6Hz	3	53 ~ 107
	D-set 2.6 ~ 35Hz	3	
	南翼 1次 0.36Hz	5	
	北翼 1次 0.66Hz	5	
	南翼 2次 2.86Hz	5	
	北翼 3次 5.47Hz	5	
	南翼 4次 8.20Hz	5	
	北翼 4次 15.07Hz	5	
南翼 6次 15.46Hz	5		
南翼 10次 29.49Hz	5		
北翼 9次 34.06Hz	5		
4. その他振動試験	-	-	108 ~

表 3.9 ミッションシーケンス

ミッション関連項目		時間 [sec]
定常運用時	・ミッションデータの通信	
アンローディング時	・リアクションホイールのアンローディング	-850 ~ -100
ミッション時 - 準備 -	・太陽電池パドルを指定角度へ回転 ・ミッション機器の電源 ON ・GO/NOGO 判定	-100 ~ 0
ミッション時 - 試験 -	・正弦波振動試験	0 ~ 450
ミッション時 - 回復 -	・ミッション機器の電源 OFF ・姿勢制御開始 ・太陽電池パドルの太陽追尾	450 ~ 700
定常運用時	・ミッションデータの通信	700 ~

定常運用時には、ミッションデータの通信のほか、保守運用を行う。試験開始 850 秒前から、リアクションホイールのアンローディングを行う。なお、アンローディングの開始時間は、その時のリアクションホイールの角速度蓄積状態から前後する。アンローディング終了後、試験開始 100 秒前から、太陽電池パドルを指定角度へ回転させ、ミッション機器の電源を ON にする。さらに、試験準備ができたかどうか、姿勢データや温度データ、さらにパドル角度データ等を地上局に送信し、地上にて試験の GO/NOGO 判定を行う。試験の GO 判定が出た後に、加振器による正弦波試験を行う。試験時間は、JIS に基づく方法が一番長くなり、450 秒程度である。加振が終わり、ミッション機器の電源を OFF にする。さらに、リアクションホイールによる姿勢制御を行い、姿勢が安定した後に、太陽電池パドルの太陽追尾を開始する。試験後の通信可能時間に、ミッションデータのダウンリンクを行う。

3.5.2 安全対策

本ミッションは、衛星をこれまでにない方法によって振動させることから、想定できないような事態になり、衛星がデブリとなってしまう可能性が通常の衛星より高いと考えられる。衛星がデブリとならず、ミッションを正常に達成させる為に、非常時における対応を、事前に考慮する必要がある。

(1) 打上げ前の対策

事前に対策する項目としては、衛星が破損しな

いような設計、さらに、軌道上振動試験を模擬した地上振動試験を行う必要がある。破損しないような設計に関しては 4.1 節の構体系にて述べる。軌道上振動試験を模擬した地上振動試験では、地上にて展開時の衛星を多点で支持し、衛星に搭載した加振器にて加振を行う。この地上振動試験は、軌道上振動試験との試験結果の比較をすることもできる。

(2) 運用時の対策

打上げ後に想定される非常時は、

- ・ リアクションホイールにて回復不可能な姿勢の乱れ
- ・ 姿勢回復に必要なバッテリーの電力の不足が考えられる。

衛星のミッション時に非常時にならないための対策としてミッションを行う前に、

- ・ 試験直前のリアクションホイールのアンローディング
- ・ バッテリーの蓄電量、衛星の姿勢状態やリアクションホイールの角速度蓄積状態を把握した上での、地上における試験の GO/NOGO 判定を行う。さらに、ミッション中に試験を中止するために、
- ・ OBC によるジャイロの角速度データの監視
- ・ OBC によるバッテリー蓄電量の監視
- ・ 地上でのジャイロデータの監視

を行う。ここで、リアクションホイールのみで姿勢回復可能な姿勢の乱れについては、4.2.5 項にて検討する。また、衛星の姿勢が姿勢回復可能な限

界回転数になる前に試験を中止しなければならない。そのため、限界回転数に安全余裕を考慮した値を試験中止回転数として設定する必要がある。回復不可能な姿勢の乱れになる前に対処するため、地上でもジャイロの角速度データを監視する。そのため、試験中はトラッキング用ビーコンにジャイロデータを乗せて、地上に発信し続ける。基本的には非常時になる前に OBC によって試験中止判断を自動的にさせるが、冗長系として地上での監視も行い、地上においても試験中止コマンドを出せる状態にする。OBC の自律化機能に関しては、4.3.6 項にて述べる。

4. バス系の設計

バス系の設計は、ミッション系やロケットからの設計要求、さらに、バス系サブシステム間のインターフェース調整を行いながら設計する。本章では、構体系、姿勢・軌道制御系、C&DH 系、通信系、電源系、熱制御系の順で、バス系の設計を説明する。

4.1 構体系

衛星に搭載される機器を全ての運用期間を通して格納し、安全に保持することが構体系の役割である。そのため、搭載機器を格納する衛星構体の設計を行い、それが打上げロケットとのインターフェース条件を満足しているか構造解析を行って確認する。また、搭載機器の配置と太陽電池パドルの展開機構についても検討を行う。

4.1.1 構体設計

打上げ時の本衛星の形状は図 4.1 に示すように 450 (R) × 380 (P) × 500 (Y) mm の直方体形状である。本体は 6 枚の外壁パネルと内部の仕切りパネル 1 枚から成るパネル構造であり、これらのパネルには軽量で高剛性な厚さ 20mm の Al ハニカムパネルを用いる。また、本衛星は北面と南面に太陽電池パドルを有するが、これを構成する 5 枚のパネルとトラスには Al 合金を用いる。Al ハニカムパネルと Al 合金は表 2.3 で示したものをを用いる。

4.1.2 搭載機器質量・寸法

本衛星に搭載する機器の質量と寸法、個数を表 4.1 に示す。

4.1.3 内部機器配置

各搭載機器の衛星内部への配置を図 4.2 (南面側斜め下方向)、図 4.3 (北面側斜め上方向) に示す。加振器はミッション系からの要求により本体中央部に配置した。また、ミッションと姿勢制御の安定性を考慮して、パドル展開後の重心ができるだけ本体の中央付近に位置するように各機器を配置した。本体の中央の座標を $(R, P, Y) = (0, 0, 0)$ として、パドル展開後の重心位置は $(R, P, Y) = (-3.2, 23.2, 10.9)$ mm であり、ほぼ本体の中央に位置している。

4.1.4 太陽電池パドル展開機構

本衛星は軌道上で太陽電池パドルを展開する。展開機構の概念図を図 4.4 に示す。展開前のパドルは折畳まれ、衛星本体から伸びるストッパーによって押さえられている。パドル展開の指示が出されるとストッパー開放機のモータが回転することによりストッパーが外される。パドルの節部には回転バネを配置しており、ストッパーが外れるとパドルは回転バネの力により展開を開始する。展開が完了したところでヒンジのロックが作動して節が固定される。

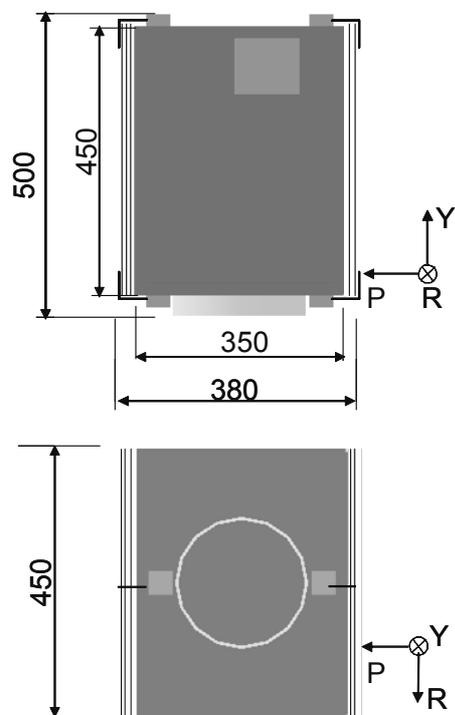


図 4.1 衛星側面・下面図

表 4.1 搭載機器

	機器名	質量 [g]	寸法 [mm]	個数	備考
ミッション系	加振器 (低周波側)	1500	100×170×150	1	
	加振器 (高周波側)	700	100×150×50	1	
	1軸加速度センサ	10	25×25×8	19	
構体系	本体パネル	1390	450×450×20	2	Al ハニカムパネル
		1080	350×450×20	5	
	衛星アダプタ	570	230×35	1	Al 合金
	太陽電池パネル	1094	450×450×2	5	Al 合金
	ストッパー開放機	250	70×40×40	4	
	パドル駆動機	700	100×100×85	2	
	アングル材, トラス	1500			Al 合金
姿勢制御系	地球センサ	350	61×61×156	1	
	太陽センサ	300	95×107×35	2	
	ジャイロ	715	102×114×51	1	
	リアクションホイール	1800	115×115×86	4	
	地磁気センサ	295	130×90×36	1	
	磁気トルカ	750	282×43×51	3	
C&DH系	OBC ボックス 1	3000	180×180×100	1	
	OBC ボックス 2	4000	310×180×130	1	含データロガー
通信系	クロスダイポールアンテナ	50	75×75×35	1	
	パッチアンテナ	1	7×10×1	2	
	トランスポンダ	650	80×80×80	1	
電源系	太陽電池セル	0.5	40×40	280	
	バッテリー	47	18×65	52	
	シャント	100	220×115	2	
	電力制御器	1000	100×80×50	1	
熱制御系	MLI	400			
	銀蒸着テフロン	82			
	黒色ペイント	160			
	白色ペイント	140			
	サーマルフィラ	120			
	ヒータ/サーモスタット	150		1	
	小計	44458			
	マージン	5542			ケーブル等
	合計	50000			

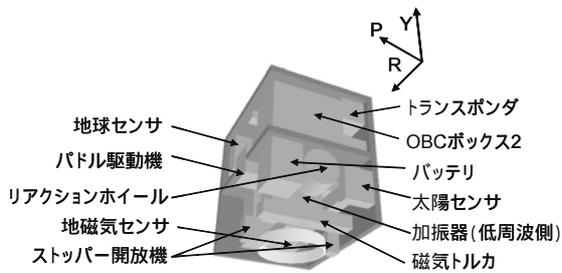


図 4.2 内部機器配置（南面側斜め下方向）

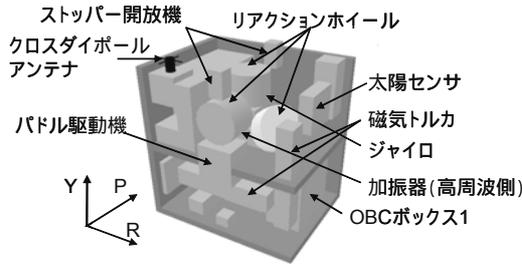


図 4.3 内部機器配置（北面側斜め上方向）

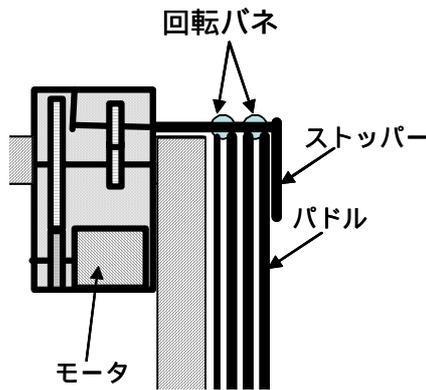


図 4.4 太陽電池パドル展開機構

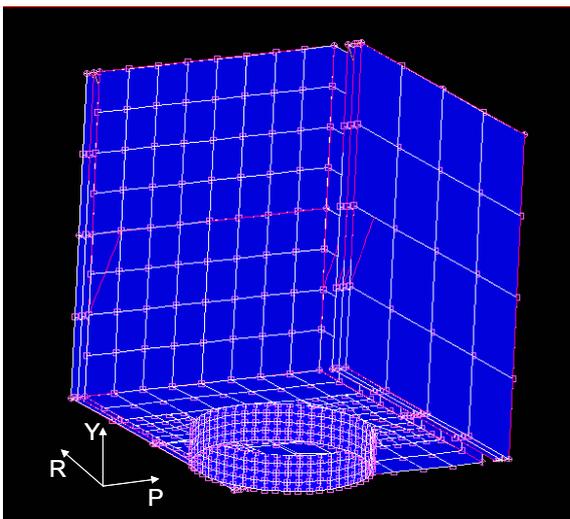


図 4.5 解析モデル

表 4.2 準静的加速度

方向	準静的加速度
機軸方向	4G
機軸と直交方向	1.8G

表 4.3 剛性要求

方向	最低次固有振動数
機軸方向	30Hz 以上
機軸と直交方向	10Hz 以上

4.1.5 構造解析

設計した衛星構体がロケットとのインターフェース条件を満足しているか確認するために MSC.MARC を用いて静荷重解析と固有値解析を行う。解析モデルを図 4.5 に示す。また、ミッション中にパドルに発生する応力についても解析を行う。

(1) 設計要求^[5]

H- A ロケットの衛星への準静的加速度と剛性要求をそれぞれ表 4.2, 表 4.3 に示す。

(2) 静荷重解析

打上げ時を模擬するために、衛星アダプタを固定し、表 4.2 に示す準静的加速度に終局荷重係数として 1.5 を乗じた値を衛星全体にかけた状態で静的応力解析を行う。Al ハニカムパネルでは、荷重は表皮材の Al 合金が分担するものとしてミーゼス則に基づく発生応力を求める。発生応力は図 4.6 に示すように衛星アダプタと本体の南面側の接合部付近で最大となった。最大発生応力と Al 合金の許容応力、安全余裕を表 4.4 に示す。安全余裕 MS は次式で表される。

$$MS = \frac{F}{\sigma} - 1 \quad (4.1)$$

ここで、 F は許容応力、 σ は発生応力である。表 4.4 の結果から、安全余裕は正であり、強度要求が満足されていることが確認された。

次に Al ハニカムパネルにおける局所的な座屈の破損モードについて、イントラセルバックリングとリンクリングの検討を行う。

イントラセルバックリング^[7]

イントラセルバックリングは表皮材がコアの壁面間で座屈し凹みができる破損モードであり、発生応力が次に示す許容応力 σ_a に達すると座屈

が起こる．

$$\sigma_a = \frac{2E_f}{1-\nu^2} \left(\frac{t_f}{d} \right)^2 = 1.6 \times 10^4 \text{ [MPa]} \quad (4.2)$$

ここで， E_f は表皮材の弾性係数 72.4GPa， ν はポアソン比 0.33， t_f は表皮材の板厚 1mm， d はコアセルサイズ 3.2mm である．静荷重解析で求めた Al ハニカムパネルに発生する最大応力 20.0MPa は σ_a より小さい．よって，Al ハニカムパネルは安全である．

リンクリング^[7]

リンクリングは表皮材が小さい波長でコアの壁面を横切って座屈し，荷重が伝えられなくなりパネルが破損するモードであり，許容応力 σ_a は次式による．

$$\sigma_a = \left[\frac{16}{9} \left(\frac{t_f}{h} \right) \left(\frac{t_c}{d} \right) \frac{E_c E_f}{1-\nu^2} \right]^{\frac{1}{2}} = 3.5 \times 10^4 \text{ [MPa]} \quad (4.3)$$

ここで， t_f は表皮材の板厚 1mm， h はパネル高さ 450mm， t_c はコアの板厚 18mm， d はコアセルサイズ 3.2mm， E_c はコアの弾性係数 69.6GPa， E_f は表皮材の弾性係数 72.4GPa， ν はポアソン比 0.33 である．静荷重解析で求めた Al ハニカムパネルに発生する最大応力 20.0MPa は σ_a より小さい．よって，Al ハニカムパネルは安全である．

(3) 固有値解析

打上げ時を模擬するために，衛星アダプタの下部を固定した状態で固有値解析を行った結果を表 4.5 に示す．この結果から表 4.3 の剛性要求が満たされていることが確認された．

(4) 加振時の応力解析

ミッション中の加振によってパドルに発生する応力について解析を行う．加振する周波数を 0.35Hz から 35Hz まで，また，それに伴って加振力も変化させて解析を行った結果，応力の最大値は，加振力の周波数が衛星全体の 1 次の固有振動数付近の時に南翼根元部で発生した 0.51GPa であった．太陽電池パネルの材料である Al 合金の許容応力は 268.9GPa であり，ミッションの加振によってパドルが破損しないことが確認された．

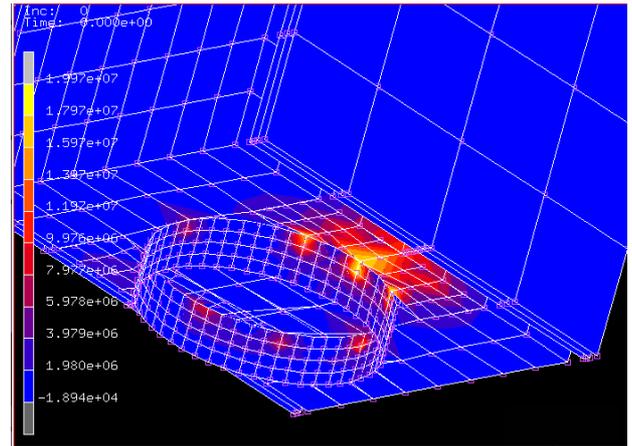


図 4.6 静荷重解析結果

表 4.4 静荷重解析結果

最大発生応力 [MPa]	許容応力 [MPa]	安全余裕
20.0	269	12.4

表 4.5 固有値解析結果

方向	最低次固有振動数
機軸方向	265.3Hz
機軸と直交方向	22.4Hz

4.2 姿勢・軌道制御系

衛星は常に何らかの外乱トルクを受けているので，ただ放置しているだけでは一定の姿勢を保持することができない．しかし，基本的にミッションの達成には特定の姿勢，方向を維持することが必要となる．また，衛星の軌道に関しても，地球を質点とみなした時の引力以外に，地球の形状，質量分布の偏り等による摂動と呼ばれる力を受けているため，時間と共に，軌道はゆっくりであるが変形していく．これらのことを踏まえ，衛星の姿勢・軌道を安定化し，目的値とのずれを衛星に搭載されているセンサにより検出し，アクチュエータにより修正トルクを加える自動制御系について考える．

4.2.1 制御方式

本衛星の形状が直方体型であることから 3 軸安定方式を用いる．3 軸安定方式には，バイアスマーメンタム方式とゼロモーメンタム方式が存在する．本衛星では，ミッション中に姿勢制御を行わないため，ミッション終了後は毎回タンプリン

グ状態になることが予想される．そのため，各軸で制御可能なゼロモーメント方式を採用する．そして，通信時に姿勢を変更しないですむことから地球指向とする．また，本衛星には，軌道への制約条件はほとんどなく，多少の軌道変形による影響はない．そのため，軌道制御は特に行わないものとする．

4.2.2 外乱トルク^[7]

姿勢制御において，重力傾斜トルク，空力トルク，太陽輻射圧トルク，地磁気トルクの4つの外乱トルクが主に衛星姿勢を乱す要因となっている．そこで，本衛星における外乱トルクと各パラメータを次のように見積もる．

重力傾斜トルク T_g は次のように求められる．

$$T_g = \frac{3\mu}{R^3} |I_P - I_Y| \theta \quad (4.4)$$

$$= 2.10 \times 10^{-7} \text{ [Nm]}$$

ここで， μ は地球重力係数 $3.9 \times 10^6 \text{ km}^3/\text{s}^2$ ， R は軌道半径（本衛星では，地球半径 6378km + 軌道高度 1071km）， θ は地心方向ベクトルからのずれ角で 0.0174rad (1deg) と仮定し， I_P ， I_Y は各軸の慣性モーメントであり，それぞれ値を代入して計算した．

太陽輻射圧トルク T_{SP} は，次のように求められる．

$$T_{SP} = P_S A_S L_S (1 + q) \cos i \quad (4.5)$$

$$= 2.28 \times 10^{-6} \text{ [Nm]}$$

ここで， P_S は太陽輻射圧定数 $4.617 \times 10^{-6} \text{ N/m}^2$ ， A_S は太陽光の当たる表面面積であり本衛星では最大 1.24m²， L_S は圧力中心と質量中心の距離で 0.25m と仮定し， q は反射係数で 0.6 と仮定し， i は太陽光入射角で 0 deg と仮定して計算した．

地磁気トルク T_m は次のように求められる．

$$T_m = 10^{-7} D \frac{2M}{r^3} \quad (4.6)$$

$$= 3.87 \times 10^{-5} \text{ [Nm]}$$

ここで D は衛星の残留ダイポールで 1000pole·cm と仮定し， M は $8 \times 10^{25} \text{ emu}$ ， r は地球中心と衛星間距離 $7.449 \times 10^8 \text{ cm}$ で計算した．

空力トルク T_a は次のように求められる．

$$T_a = \frac{1}{2} \rho C_d A V^2 l \quad (4.7)$$

$$= 6.97 \times 10^{-8} \text{ [Nm]}$$

ここで， ρ は大気密度 $3.56 \times 10^{-15} \text{ kg/m}^3$ ， C_d は空力係数で 2.5 と仮定し， A は進行方向に垂直な面の面積で本衛星では 1.17m²， V は衛星速度で本衛星では 7315m/s， l は圧力中心と重心中心の距離で 0.25m と仮定して計算した．

4.2.3 アクチュエータ

本衛星では，3軸安定方式のゼロモーメント方式を採用している．そのため，アクチュエータには，リアクションホイールを各軸に用い，また冗長系として1個の計4個を用いる．

本衛星に加わる外乱は，円軌道を地球指向で周回していることから，空力トルクは常に一定であり，重力傾斜トルク，太陽輻射圧トルク，地球磁場トルクは衛星が軌道を回ると共に軌道周期の正弦波的に変化する．したがって，1日に1回アンローディングするとしたとき，1日に蓄積される最大角運動量 H は，次のように表される．

$$H = T_a \times 3600 \times 24$$

$$+ (T_g + T_{SP} + T_m) \times \frac{\text{周期}}{2} \quad (4.8)$$

$$= 0.138 \text{ [Nms]}$$

この角運動量を打ち消すことができるリアクションホイールが要求される．本衛星では，VECTRONIC Aerospace社によって製造されているリアクションホイール^[16]を採用する．このリアクションホイールの諸元を表4.6に示す．このリアクションホイールの最大蓄積角運動量は 1Nms で外乱を十分に打ち消すことができる．

4.2.4 姿勢補足

姿勢検出には地球センサ，太陽センサ，ジャイロ（角速度センサ），地磁気センサを組合せて行う．基本的には，地球センサ，太陽センサを用いる．ただし，衛星が食にある場合には，太陽センサの代わりにジャイロを用い，角速度を積分することで姿勢を検出する．また，衛星の姿勢と地磁気センサにより地磁気の向きを測定し，衛星の位置を特定する．地球センサは SERVO社の Dual Array Single Head Earth Sensor Assembly^[17]，太陽センサは SSTL社の 2-AXIS Sun Sensor^[18]，ジャイロは Watson Industries社の ARS-E332-3A^[19]，地磁気センサは SSTL社の 3-axis Fluxgate Magnetometer^[18]を用いる．それぞれのセンサの諸元を表4.7に示す．

4.2.5 姿勢制御モード

姿勢制御は、いくつかのモードに分けて考えられる。本衛星では、姿勢補足モード、安定モード、ミッションモード、アンローディングに分けられる。それぞれについて説明する。

姿勢補足モード

本衛星が運用軌道に投入後、またはミッション終了後、衛星はタンプリング状態にあると考え、その状態からリアクションホイールによってこの回転を除去する。その後、地球センサ、太陽センサにより地球、太陽を補足し衛星の姿勢を決定する。

安定モード

衛星の姿勢決定後、各センサにより姿勢を検出しつつ、外乱をリアクションホイールで除去し、衛星の姿勢を一定に保つ。本衛星は地球指向で姿勢を補足するため、このモードでは常に地球方向を向いている。よって、通信時に姿勢を変更する必要がなく、このモードのままで通信を行うことができる。

ミッションモード

本ミッションでは、衛星の振動の影響を確認することから、ミッション中はアクチュエータを作動させない。そのため、ミッション終了後には、軌道投入後と同様にタンプリング状態にあると考えられる。リアクションホイールのみによる姿勢回復可能な回転は、リアクションホイールの最大蓄積角運動量と衛星の慣性モーメントから、ヨー、ロール軸回りでは 1.77rpm、ピッチ軸回りでは 9.36rpm となる。そのため、ミッション中にこれらの回転数に達する前にミッション中止措置を施す。

アンローディング

本衛星の運用軌道は地磁気の影響が大きい低軌道を予定しており、また構造がシンプルである

こと、燃料を必要としないことから、リアクションホイールに蓄積された角運動量をアンローディングする方式として、磁気トルカを使用する。磁気トルカの諸元を表 4.8 に示す。アンローディングは、姿勢補足モード直後とミッションモードの直前に行うものとする。外乱の地磁気トルクと同様に求められるため、磁気トルカの発生トルクは次のようになる。

$$T_{torquer} = 10^{-7} D \frac{M}{r^3} \quad (4.9)$$

$$= 1.94 \times 10^{-4} \text{ [Nm]}$$

ここで、 D は磁気トルカの磁気ダイポールモーメント $5000 \text{ pole} \cdot \text{cm}$ 、 M は $8 \times 10^{25} \text{ emu}$ 、 r は地球中心と衛星間距離 $7.449 \times 10^8 \text{ cm}$ である。本衛星に加わる外乱によって 1 日に蓄積された角運動量のアンローディングにかかる時間は、次のように見積もることができる。

$$t_a = \frac{H_{\max}}{T_{torquer}} = 743 \text{ [sec]} \quad (4.10)$$

また、リアクションホイールの最大蓄積角運動量 1Nms まで運動量が蓄積された時にアンローディングにかかる時間は、同様に計算して 5167 秒となる。

表 4.6 リアクションホイールの諸元

発生トルク [Nm]	0.02
最大蓄積角運動量 [Nms]	1
質量 [g]	1800
消費電力(定常) [W]	4
最大回転数 [rpm]	5000
寸法 [mm]	115×86

表 4.7 センサの諸元

	地球センサ	太陽センサ	地磁気センサ	ジャイロ
精度	0.2 [deg]	0.5 [deg]	10 [nT]	
質量 [g]	350	300	295	715
消費電力 [W]	1	0.1	0.15	4.8
寸法 [mm]	61×61×156	95×107×35	130×90×36	102×114×50.8

表 4.8 磁気トルカの諸元

磁気ダイポールモーメント [Am ²]	5
質量 [g]	750
消費電力 [W]	0.5
寸法 [mm]	282×43×51

4.3 C&DH 系

4.3.1 サブシステム構成

本衛星は、衛星内の各機能を集中してソフトウェア処理することによりサブシステムの小形軽量化・低消費電力化が実現でき、自律化も容易となる統合化制御システムを採用する。統合化制御システムは、近年の計算機能力の向上に伴い、広く採用される傾向にある。

C&DH 系 (Command and Data Handling subsystem) は衛星の動作を司る重要なサブシステムであり、故障が起きた際でも何らかの形で機能を継続させなければならない。軌道上における不具合は、宇宙線の影響による SEU (Single Event Upset) と呼ばれる一時的な誤作動と TDE (Total Dose Effect) と呼ばれる素子の劣化による半永久的な故障が特筆される。本衛星では一般民生品を用いることを想定しており、宇宙線による不具合への対策が重要と考えられる。そこで、本衛星では、SEU 対策として、複数個の CPU を用いた多数決方式によるシステムを採用する。この多数決方式は JAXA/ISAS が開発した小型科学衛星 INDEX に採用された技術である^[20]。また、TDE 対策として、放射線シールドによる遮蔽を施す。

本衛星で採用する統合化制御システムは、家電用 64bitMPU を用いた OBC (On Board Computer) を中心とした構成とする。家電用 64bitMPU は、高性能かつ低消費電力であり、さらに種々の拡張に対応している利点がある。

4.3.2 コマンドレートの検討

本衛星は質量 50kg であることから、コマンド項目は 50 程度と推定される^[7]。コマンド項目を最短通信可能時間 (350 秒) の 1 割以内で送信すると仮定すると、コマンド送信ビットレートは

$$\frac{50[\text{コマンド}] \times 25[\text{bit}]}{35[\text{sec}]} = 360 [\text{bps}] \quad (4.11)$$

である。したがって、余裕をとって 500bps とする。

4.3.3 ハウスキーピング (HK) テレメトリの検討^[7]

本衛星における HK テレメトリ項目の内訳を表 4.9 に示す。表 4.9 より、HK テレメトリ項目は 69 項目 (69byte) である。

衛星・地上間のデータ転送に CCSDS 方式を採用すると、1CADU で 196byte のデータ送信が可能であるから、この 1VCDU ですべてのテレメトリデータが送信できる。各テレメトリデータは緩やかに変動すると考えられるので、サンプリングレートは 0.25Hz とする。このとき、実時間テレメトリの送信レートビットレートは

$$2048[\text{bit}] \times 0.25[\text{Hz}] = 512 [\text{bps}] \quad (4.12)$$

である。

本衛星で採用する軌道は、2 日をサイクルとする準回帰軌道である。表 2.2 より、2 日のうち通信不能時間は計 161690 秒である。このとき、記録されるテレメトリデータ量は、

$$512[\text{bps}] \times 161690[\text{sec}] = 79 [\text{Mbit}] \quad (4.13)$$

となる。このデータを全通信可能時間内 (2 日で 11110 秒) で送信しなければならない。このうち、ミッション中のテレメトリデータの通信を行わない時間 (2 日で最大 1600 秒) を除いた通信可能時間の半分で送信を行うとすると、再生ビットレートは

$$\frac{79[\text{Mbit}]}{4700[\text{sec}]} = 17.3 [\text{kbps}] \quad (4.14)$$

である。ゆえに、HK テレメトリ送信ビットレートは

$$0.512[\text{kbps}] + 17.3[\text{kbps}] = 18 [\text{kbps}] \quad (4.15)$$

となる。したがって、余裕をとって 20kbps とする。

また、衛星運用上必要な衛星識別信号は、常時ビーコンとして発信するものとする。さらに、後述するミッション時の制約より、ジャイロで得られる角速度データもあわせて発信するものとする。

表 4.9 テレメトリ項目内訳

サブシステム	PA	AA	SD	パイレベル
ミッション系	5	0	2	6
構体系	0	0	1	0
姿勢・軌道制御系	12	12	6	0
C&DH系	2	2	2	0
通信系	1	2	1	2
電源系	3	7	0	0
熱制御系	0	0	1	2
合計	23	23	13	10

4.3.4 ミッションデータの検討

ミッションデータとして、データロガーの出力および加振器の回転数データを取得する。試験時間（加振時間）は最大 450 秒程度であり、そのときの加振器の総回転数は式（3.1）～（3.4）より 5610 回程度と想定される。本来、加振器から取得すべきデータは周波数 [Hz] であるが、本ミッションでは、円盤 1 回転の回転周期 [sec] を測定することで周波数 [Hz] を求めることとする。

ミッション中は、衛星の姿勢が乱れることから、地上局との通信が不安定になると想定される。したがって、ミッションデータはデータレコーダに記録し、安定モード中の通信可能時間に送信するものとする。

本衛星での振動試験において測定対象とする振動の最大周波数は 35Hz を想定している。サンプリング定理⁴⁾より、サンプリング周波数は 70Hz 以上であればよいため、余裕をとって 100Hz とする。さらに、表 3.7 に示したデータロガーの諸元に基づき、データロガーの出力は最大で 12bit、19ch、100Hz とする。加振器の出力は最大で 12bit、2ch、5610 回とすると、1 回での振動試験で取得するミッションデータ量は最大で

$$\begin{aligned}
 &12[\text{bit}] \times 19[\text{ch}] \times 100[\text{Hz}] \times 450[\text{sec}] \\
 &+ 12[\text{bit}] \times 2[\text{ch}] \times 5610[\text{回}] \quad (4.16) \\
 &= 9.91 [\text{Mbit}] = 1.24 [\text{Mbyte}]
 \end{aligned}$$

である。

ミッションデータを、最短通信可能時間（350 秒）の 1 割（35 秒）で送信すると仮定すると、送信レートは

$$\frac{9.91[\text{Mbit}]}{35[\text{sec}]} = 290 [\text{kbps}] \quad (4.17)$$

である。したがって、余裕をとって 300kbps とする。

4.3.5 データレコーダの検討

4.3.3 項より、記録されるテレメトリデータ量は 10Mbyte（79Mbit）である。また、4.3.4 項より、記録されるミッションデータ量は最大で 1.24Mbyte であるから、合計 11.24Mbyte のデータレコーダが必要である。したがって、本衛星では 32×10^6 byte（30Mbyte）のフラッシュメモリを採用し、冗長系を含め 2 個搭載することとする。

4.3.6 自律化機能の検討

本衛星では、アクチュエータを作動させない状態で振動試験を行うことから、衛星の姿勢が大幅に乱れると想定される。このとき、姿勢制御不能な状態に陥る前に振動試験を中止させる必要がある。

そこで、本衛星にはミッション中ではジャイロで得られる角速度データを監視し、規定値に達した段階で自動的に振動試験を中止する機能を付加することとする。さらに、冗長系として、振動試験は地上局可視範囲で行い、HK テレメトリのうちジャイロデータのみは常時衛星識別信号として発信するビーコンに含ませて地上局に送信することで、地上での監視も行うこととする。

4.4 通信系

通信系は、HK データの伝送、ミッションデータの伝送、地上局からのコマンドの受信、そして衛星の追跡支援という役割を担う。本節では、回線設計を行い、通信要求を満たし安定したデータ通信を行えるか検討する。このとき、考えられる最悪状況下でも目的を達成できるかを評価する

ことが回線設計では重要である。

4.4.1 通信回線設計要求

衛星通信には、様々な設計要求がある。回線設計では、これらを満たすように行う必要がある。以下に本衛星における設計要求を示す。併せて、通信系における搭載機器についても示す。

地上局

本衛星には、体積や質量の制限があることから、衛星搭載用アンテナは小形アンテナにならざるを得ない。本通信回線における通信容量が大きいことから安定した通信を行うためには、地上局には大形アンテナが必要である。ここでは、地上局として沖縄局^[21]の18mパラボラアンテナの使用を想定する。沖縄局の諸元を表4.10に示す。

通信方式

本通信回線における通信方式について示す。コマンドデータ、HKデータ、ミッションデータ伝送における搬送波周波数は、地上局の送信および受信周波数と無線通信規約^[7]によって目的別に決められた周波数帯を基にアップリンク（コマンドデータ）は2080MHz、ダウンリンク（HKデータ、ミッションデータ）は2250MHzと決定した。データの伝送速度であるC&DH系からのビットレート要求は、コマンドデータが0.5kbps、HKデータが20kbps、ミッションデータが300kbpsである。ビーコン伝送に関しては4.4.4項にて述べる。

搭載機器

通信系における搭載機器は、衛星上でデータ処理を行うトランスポンダと地上局との電波の授受を行うアンテナを考える。トランスポンダは表4.11に示すように設計した。アンテナは、安定した通信および他の通信回線への干渉を考えると無指向性アンテナよりも指向性アンテナのほうが望ましいため、クロスダイポールアンテナを採用する。一方、ビーコンは試験中に地球指向が失われた場合にも地上局への通信が確保されなければならないため、ビーコン伝送用には無指向性のパッチアンテナを採用する。クロスダイポールアンテナの諸元を表4.12に、概要図を図4.7に、パッチアンテナの諸元を表4.13に示す。コマンドデータ、HKデータ、ミッションデータ伝送時は姿勢制御によって常に地球指向が達成されているのでクロスダイポールアンテナで安定した通信が可能である。地上局として使用する沖縄局の高通信能力を考慮して、クロスダイポールアンテナの利得は5dBiとする。アンテナの質量はアンテナを同軸ケーブルに接続するバラも含めて50gと設計する。

ミッション時に、衛星の姿勢が乱れている場合にも追跡用データとジャイロデータを送信し続ける必要がある。そのため、ビーコンは全方向へ送信しなければならず、パッチアンテナをヨー軸に垂直な2面の本体パネルにそれぞれ1つつ取り付ける。

表 4.10 沖縄局の諸元

緯度	北緯 26 度 29 分 40 秒
経度	東経 127 度 54 分 13 秒
アンテナタイプ	Mono-horn Glegorian
直径 [m]	18
送信周波数 [MHz]	2025 ~ 2120
送信出力 [W]	100 ~ 10000
送信アンテナ利得 [dBi]	46.5
EIRP [dBW]	64 ~ 84
受信周波数 [MHz]	2200 ~ 2300
受信アンテナ利得 [dBi]	48
システム雑音温度 [K]	200
G/T [dB]	25

表 4.11 トランスポンダの諸元

寸法 [mm]	80×80×80
質量 [g]	650
送信周波数 [MHz]	2200 ~ 2300
受信周波数 [MHz]	2000 ~ 2100
消費電力 [W]	2
出力変換効率 [%]	20
出力電力 [W]	0.4

表 4.12 クロスダイポールアンテナの諸元

寸法 [mm]	3×75
質量 (バランを含む) [g]	50
アンテナ利得 [dBi]	5
電力半値幅 [deg]	120

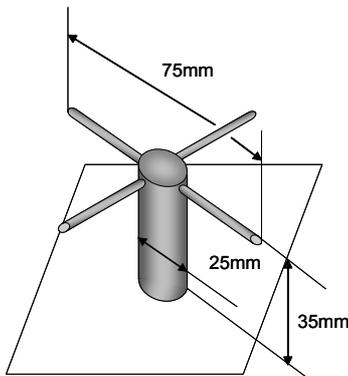


図 4.7 クロスダイポールアンテナ

表 4.13 パッチアンテナの諸元

寸法 [mm]	7×10×1
質量 [g]	1
アンテナ利得 [dBi]	1.3

4.4.2 回線設計^{[7],[21]}

回線設計では、通信能力としての受信 C/N_0 、ミッションを遂行する上で必要となる各信号の要求 C/N_0 を算出し、その差を回線マージンとして算出する。回線マージンは、考えられる最悪のケースにおいて計算した上で、1dB 以上確保する必要がある。本項では、コマンドデータ、HK データ、ミッションデータ伝送における回線設計を行う。

受信 C/N_0 [dBHz] は次式で算出する。

$$C/N_0 = P_E - L_{PS} - L_d - L_F - L_A - L_{RA} - L_V + G/T + 228.6 \quad (4.18)$$

ここで、 P_E [dBW] は送信 EIRP であり、送信機

出力電力 (地上局 100W , 衛星側 0.4W) , 送信側給電損失 (1dB と見積もる) , 送信アンテナ利得 , 送信側ポインティング (指向誤差) 損失から算出する。通信に使用できる仰角は、地球局側の送信規定から 5deg 以上の範囲であり、地球局の可視範囲内において地球局と衛星側のアンテナの指向誤差が最も大きくなると考えられる最悪条件の仰角 5deg で回線計算を行う。本衛星においてアンテナの主軸方向を 0deg とすると、仰角 5deg のとき本衛星から見た地球局の角度は 58.6deg である。クロスダイポールアンテナの電力半値幅は 120deg であり、ビーム放射角度が $\pm 60deg$ の方向ではアンテナ利得は 3dB 低下する。したがって、指向誤差によるアンテナ利得の低下であるポインティング (指向誤差) 損失を 3dB とする。 L_{PS} は電力分配損失であり、本通信回線においては中継回線を使用しないため 0dB とする。 L_d は自由空間損失であり、送受信アンテナ間距離 (最大距離 3331km) , 搬送波周波数等から算出する。 L_F は偏波損失であり、到来信号偏波と受信偏波の組合せによって決まる。本通信回線では円-円偏波であるので、 $L_F=0dB$ である。 L_A は大気吸収損失であり、衛星を見込む仰角等から算出する。最悪条件として仰角 5deg で計算し、 $L_A=0.3dB$ と求められる。 L_{RA} は降雨損失であり、10GHz 以下の搬送波周波数の使用では、ほぼ無視できるので 0dB とする。 L_V は各種損失であり、通常考慮する必要がないので 0dB とする。受信 G/T は受信アンテナ利得、受信側ポインティング損失、受信側給電損失 (1dB と見積もる) , システム雑音温度から算出する。なお、受信側ポインティング損失は、送信側ポインティング損失と同じように求め、3dB とする。システム雑音温度はアンテナ雑音温度 (衛星側のアンテナでは、一般に指向ビームが地球のみを含む場合には 300K を用いる) , 給電線雑音温度 (通常、予測温度上限の 313K を用いる) , 受信機雑音温度 (トランスポンダ 300K) から算出する。

要求 C/N_0 [dBHz] は次式で算出する。

$$C/N_0 = L_m + (E_b/N_0)_{req} - G_C + L_d + BR \quad (4.19)$$

ここで、 L_m は変調損失であり、5dB と仮定する。 $(E_b/N_0)_{req}$ は所要のビット誤り率を得るのに必要な値であり、アップリンクにおいては 10.5dB、ダ

ウンリンクにおいては9.6dBとする。 G_c は符号化利得であり、ビタビ復合による符号化利得を用い3dBと仮定する。 L_d はハードウェア劣化量であり、一般的には2.0~2.5dBの復調損失をハードウェア損失として用いる。考えられる最悪の状況下で設計を行うことからハードウェア劣化量は2.5dBとする。 BR はビットレートであり、4.4.1項で示したC&DH系からの要求値を用いる。

回線マージンは上記で示した受信 C/N_0 と要求 C/N_0 の差として算出する。

4.4.3 回線設計結果

コマンドデータ、HKデータ、ミッションデータ伝送における回線設計結果を回線設計表として表4.14に示す。回線設計の結果から、回線マージンはコマンド伝送時には55.7dB、HKデータ伝送時には23.3dB、ミッションデータ伝送時には11.5dBである。回線設計は、考えられる最悪のケースにおいて計算し、いずれの場合も十分な回線マージンが得られている。したがって、安定したデータ通信を行うことができる。

4.4.4 ビーコン伝送

ビーコン伝送における搬送波周波数は、地上局の受信周波数と無線通信規約^[7]から2250MHzと決定した。ビーコンは衛星追跡管制および試験中の地上からの監視を目的として、パッチアンテナを用いて軌道上で常に全方向に送信する。ビーコン伝送用送信機は、テレメトリ送信機とは別にトランスポンダに組み込む。衛星識別信号、ジャイロデータ、地磁気センサから得られる位置データをビーコンとして送信する。衛星識別信号と位置データを用いて衛星の追跡を行うほか、試験中は地上でジャイロデータの監視を行う。表4.12、表4.13よりパッチアンテナはクロスダイポールアンテナよりもアンテナ利得は小さいため、式(4.18)によって算出される受信 C/N_0 は小さくなる。しかし、ビーコンはミッションデータ等に比べデータ量がかなり小さく、そのため、ビットレート要求もかなり小さいと考えられるので、式(4.19)によって算出される要求 C/N_0 の減少量は受信 C/N_0 の減少量より大きくなり、その分回線マージンは大きくなる。したがって、ビーコン伝送も安定して行うことができる。

4.5 電源系

電源系の役割は、衛星の全運用期間にわたり、衛星搭載機器の動作に必要な電力を供給することである。電源系の設計は、日照時、食時に電力を各機器に供給するために必要な太陽電池アレイやバッテリーのサイジング、及び、電力制御方式の決定を行うことである。

4.5.1 消費電力

本衛星の定常運用時、定常通信時、アンローディング時、ミッション時での各機器の消費電力を表4.15に示す。消費電力にはミッションに使用する加振器、データロガーには15%、熱制御のヒータには10%、その他の機器には5%のマージンをそれぞれとってある。

4.5.2 季節によって変化する項目

本衛星はピギーバック衛星を想定しているため、衛星がどの時期に打上げられるか決められていない。よって、どの時期に打上げられても、要求電力を供給できる設計が必要になる。電源系の設計を行うにあたり、季節によって変化する項目を表4.16に示す。

4.5.3 電力制御方式^[7]

本衛星では日照時の太陽電池による余剰電力の棄却にはシャントの発熱が少なくすることができるシーケンシャルシャント方式を用いる。また、電源の軽量化を図ることや後述するようにバッテリーは10%の放電深度で使用するので、放電中の電圧変化が小さいことから、非安定化バス方式を用いる。

日照時や食時でのシャントの制御、各機器への電力供給の制御、バッテリーの充放電の制御は電力制御器を用いて行う。電力制御器は質量を1kg、消費電力を2Wと見積もる。また、非安定化バス電源を採用するので、食時でのバッテリーの放電電圧が変化するため、同じ動作電圧の機器に対してDC-DCコンバータを取り付けて、各機器に適切な電圧を与える。

4.5.4 バッテリーのサイジング^[7]

バッテリーはSANYO社製の高性能なりチウムイオン2次電池を使用する^[22]。その諸元を表4.17に示す。

表4.17で示したバッテリーを用いて、バッテリーのサイジングを行う。本衛星のバッテリーのサイジングを行うにあたり、バッテリーに最も負荷がかかる

表 4.14 回線設計表

	アップリンク コマンド	ダウンリンク HK	ダウンリンク ミッション
周波数 [MHz]	2080	2250	2250
波長 [m]	0.14	0.13	0.13
送信アンテナ	沖縄局	衛星側	衛星側
送信 EIRP [dBW]	65.5	-3.0	-3.0
送信機出力電力 [dBW]	20.0	-4.0	-4.0
送信側給電損失 [dB]	1.0	1.0	1.0
送信アンテナ利得 [dBi]	46.5	5.0	5.0
送信側ポインティング損失 [dB]	0.0	3.0	3.0
電力分配損失 [dB]	0.0	0.0	0.0
自由空間損失 [dB]	169.3	169.9	169.9
送受信アンテナ間の距離 [km]	3331.0	3331.0	3331.0
偏波損失 [dB]	0.0	0.0	0.0
大気吸収損失 [dB]	0.3	0.3	0.3
降雨損失 [dB]	0.0	0.0	0.0
各種損失 [dB]	0.0	0.0	0.0
受信アンテナ	衛星側	沖縄局	沖縄局
受信 G/T [dB/K]	-26.8	25.0	25.0
受信アンテナ利得 [dBi]	5.0	48.0	48.0
受信側給電損失 [dB]	1.0	0.0	0.0
受信側ポインティング損失 [dB]	3.0	0.0	0.0
システム雑音温度 [dBK]	27.8	23.0	23.0
アンテナ雑音温度 [K]	300.0	-	-
給電線雑音温度 [K]	313.0	-	-
受信機雑音温度 [K]	300.0	-	-
受信 C/N_0 [dBHz]	97.7	80.4	80.4
変調方式	PSK/PM	PSK/PM	PSK/PM
要求 E_b/N_0 [dB]	10.5	9.6	9.6
ハードウェア劣化量 [dB]	2.5	2.5	2.5
符号化利得 [dB]	3.0	3.0	3.0
ビットレート [dBHz]	27.0	43.0	54.8
変調損失 [dB]	5.0	5.0	5.0
要求 C/N_0 [dBHz]	42.0	57.1	68.9
回線マージン [dB]	55.7	23.3	11.5

表 4.15 消費電力

	定常安定時	定常通信時	アンローディング時	ミッション時		
				準備	試験	回復
ミッション						
加振器					20	
データロガー				10	10	
構体						
パドル駆動装置	4	4	4	4		
姿勢制御						
地球センサ	1	1	1			1
太陽センサ	0.1	0.1	0.1			0.1
ジャイロ	4.8	4.8	4.8	4.8	4.8	4.8
リアクションホイール	12	12	12			28
地磁気センサ	0.15	0.15	0.15	0.15	0.15	0.15
磁気トルカ			1.5			
熱制御						
ヒータ	2	2	2	2	2	2
C&DH						
OBC	6	6	6	6	6	6
通信						
トランスポンダ	0.5	2.5	0.5	2.5	0.5	0.5
電源						
電力制御器	2	2	2	2	2	2
小計	32.6	34.6	34.1	31.5	45.5	44.6
マージン	1.7	1.8	1.8	2.7	5.4	2.3
合計	34.3	36.4	35.9	34.2	50.9	46.9

[W]

表 4.16 季節変化項目

	春分・秋分	夏至	冬至
日照時間 [s]	4305	4330	4330
食時間 [s]	2093	2068	2068
太陽光強度 [W/m ²]	1353	1309	1399
太陽光入射角 [deg]	0	11.6	11.6

表 4.17 バッテリの諸元

型番	UR18650F
公称電圧 [V]	3.7
公称容量 [Ah]	2.5
寸法 [mm]	18.1×64.8
質量 [g]	47.0

最悪条件を考える。

最悪条件としては、日照時にミッションが行われ、かつ、ミッション時の最大 800 秒と見積もられる間、太陽電池セルによる発電がされず、全ての電力がバッテリーから供給される場合である。よって、食時に加え、ミッション時の電力もバッテリーによって供給することを考え、サイジングを行う。

バッテリーの直列数 S_{BAT} は次のように求められる。

$$S_{BAT} = \frac{V_{BUS} + V_{down}}{V_{BAT}} = \frac{12 + 1}{3.7} = 3.51 \quad (4.20)$$

ここで、 V_{BUS} はバス電圧で 12V、 V_{BAT} はバッテリー電圧で 3.7V である。 V_{down} はハーネス電圧低下量で 1V と見積もる。式 (4.20) より、バッテリーの直列数は 4 個になる。次に、バッテリーの並列数 PA_{BAT} は次のように求められる。

$$PA_{BAT} = \frac{P_e T_e + P_m T_m}{C_i V_{BUS} C_d n} = \frac{36.4 \times \frac{2093}{3600} + 50.9 \times \frac{800}{3600}}{2.5 \times 12 \times 0.1 \times 0.9} = 12.03 \quad (4.21)$$

ここで、 P_e は食時電力で表 4.15 に示す定常運用時、定常通信時、アンローディング時の中から最大の電力である 36.4W、 T_e は食時間で表 4.16 に示す最長である春分・秋分時の 2093/3600 時間、 P_m はミッション時電力で表 4.15 に示す準備、試験、回復の中から最大の電力である 50.9W、 T_m はミッション時間で最大と見積もられる 800/3600 時間、 C_i はバッテリー容量で 2.5Ah、 V_{BUS} はバス電圧で 12V である。 C_d は放電深度で充放電の回数が多いことから 0.1、 n は電力伝達効率で 0.9 と見積もる。式 (4.21) より、バッテリーの並列数は 13 個となる。したがって、以上の計算からバッテリーは 4 個直列したものが 13 個並列に組合される。

バッテリーの総質量を求める。表 4.17 より、バッ

テリ 1 個の質量が 47.0g であるので、バッテリー総質量 m_{BAT} は

$$m_{BAT} = 47.0 \times (4 \times 13) = 2444 \text{ [g]} \quad (4.22)$$

となる。バッテリーケースを含め 2600g と見積もる。

4.5.5 太陽電池アレイのサイジング^[7]

本衛星では太陽電池セルを貼る面積は十分に確保できるために、単位発電量あたりの質量が小さいシャープ社製のシリコン高効率セルを使用する^[7]。その諸元を表 4.18 に示す。表 4.18 で示した太陽電池セルを用いて、太陽電池アレイのサイジングを行う。太陽電池アレイのサイジングを行うにあたり、4.5.4 項にて示した最悪条件で行う。さらに、表 4.16 より、春分・秋分、夏至、冬至ではそれぞれ異なる項目があるので、各々の場合で設計を行う。

太陽電池アレイが発電しなければならない電力 P は、次のように求められる。

$$P = \frac{\frac{P_e T_e}{X_e} + \frac{P_m T_m}{X_e} + \frac{P_d T_d}{X_d}}{T_d} \text{ [W]} \quad (4.23)$$

ここで、 P_e 、 P_d は食時電力、発電時電力で表 4.15 に示す定常運用時、定常通信時、アンローディング時の中から最大の電力である 36.4W、 P_m はミッション時電力で表 4.15 に示す準備、試験、回復の中から最大の電力である 50.9W、 T_e は食時間で表 4.16 に示す春分・秋分で 2093/3600 時間、夏至・冬至で 2068/3600 時間、 T_m はミッション時間で最大と見積もられる 800/3600 時間、 T_d は発電時間で表 4.16 に示す日照時間からミッション時間の 800/3600 時間を引く。 X_e はバッテリーから負荷までの電力伝達効率、 X_d は太陽電池アレイから負荷までの電力伝達効率で非安定化バスであるので 2 つ共に 0.90 と見積もる。式 (4.23) による、春分・秋分、夏至・冬至での必要電力を表 4.19 に示す。次に太陽電池セルによる発電量を考える。本衛星で使用する太陽電池セルの寸法は 40 × 40mm とし、

表 4.18 太陽電池セルの諸元

セルタイプ	シリコン高効率セル
初期効率 [%]	17.0
動作電圧 [V]	0.52
単位面積あたりの質量 [mg/cm ²]	31
温度係数 [%/°C]	0.416

太陽電池セル 1 枚の発電量を計算する．太陽電池セル 1 枚の発電量 P_{cell} は次のように求められる．

$$P_{cell} = S \times \frac{\eta_{eff}}{100} \times E_s \times \cos \lambda \times \left[1 - (T_{max} - 25) \times \frac{T_c}{100} \right] \quad [W] \quad (4.24)$$

ここで， S はセル面積で $1.6 \times 10^{-3} m^2$ ， η_{eff} はセル初期効率で 17.0%， E_s は太陽光強度で表 4.16 に示す春分・秋分で $1353 W/m^2$ ，夏至で $1309 W/m^2$ ，冬至で $1399 W/m^2$ ， λ は太陽光入射角で春分・秋分で 0deg，夏至・冬至で 11.6deg， T_c は温度係数で 0.416 である．太陽電池セルは温度が 25 から 1 上昇するごとに効率が 0.416% 低下する．よって，太陽電池パドルが最高温度のときでの設計を行う．熱解析による春分・秋分，夏至，冬至での太陽電池セルの最高温度 T_{max} を表 4.20 に示す．また，本衛星の運用期間は 120 日と短いため，太陽電池セルの劣化は考えない．式 (4.24) による，春分・秋分，夏至，冬至での太陽電池セル 1 枚あたりの発電量と表 4.19 からの必要電力を満たす太陽電池セルの必要枚数を表 4.21 に示す．表 4.21 より，本衛星の太陽電池セルの必要枚数は，最も多い夏至の 251 枚になる．

表 4.19 必要電力

時期	必要電力 [W]
春分・秋分	77.5
夏至・冬至	76.9

表 4.20 最高温度

時期	最高温度 []
春分・秋分	58.1
夏至	54.1
冬至	59.1

表 4.21 セル 1 枚の発電量と必要セル枚数

時期	発電量 [W]	必要セル数
春分・秋分	0.317	245
夏至	0.307	251
冬至	0.320	241

太陽電池セルの直列数，並列数を求める．太陽電池セルの直列数はバッテリー電圧により決まる．太陽電池セルによる発電電圧 V_a はバッテリーが充電できるようにバッテリー電圧よりも高くする必要がある．そのため，バッテリー電圧の 20% 増して考える．4.5.4 項より，1 個 3.7V のバッテリーが 4 個直列につながる．よって，バッテリー電圧の 20% 増しは

$$V_a = (3.7 \times 4) \times 1.2 = 17.76 \quad [V] \quad (4.25)$$

となり，太陽電池セルの直列数 S_{cell} は次のように求められる．

$$S_{cell} = \frac{V_a}{V_{cell}} = \frac{17.76}{0.52} = 34.2 \quad (4.26)$$

ここで， V_{cell} は太陽電池セルの動作電圧で表 4.18 に示す 0.52V である．式 (4.26) より，太陽電池セルの直列数は 35 枚になる．次に，太陽電池セルの並列数 PA_{cell} は

$$PA_{cell} = \frac{251}{35} = 7.2 \quad (4.27)$$

となり，並列数は 8 枚になる．よって，以上の計算から太陽電池セルは 35 枚直列したものが 8 枚並列に組合わされる．太陽電池セルは南翼，北翼にそれぞれ 140 枚ずつ配置する．

太陽電池セルと太陽電池セルの接続に必要なワイヤハーネスの質量を求める．太陽電池セルの単位面積あたりの質量は表 4.18 より， $31 mg/cm^2$ であるので，太陽電池セルの総質量 m_{cell} は

$$m_{cell} = (35 \times 8) \times (4 \times 4) \times \frac{31}{1000} = 138.9 \quad [g] \quad (4.28)$$

となる．ワイヤハーネスの質量 m_w は太陽電池セル 1 枚あたり 0.2g とすると

$$m_w = (35 \times 8) \times 0.2 = 56 \quad [g] \quad (4.29)$$

となり，太陽電池セルとワイヤハーネスの質量の合計は 194.9g となる．

4.6 熱制御系

衛星に搭載する機器には，正常に動作するための温度範囲が存在する．その温度範囲を機器の許容温度範囲と呼ぶ．熱制御系の役割は，衛星の全運用期間において全搭載機器がその許容温度範囲を超えないように温度環境を整えることである．本節ではそのために必要な熱制御素子の選定及び配置の検討と放熱面及びヒータのサイジング

グを，熱数学モデルを用いた熱解析によって行う。

4.6.1 熱設計条件

(1) 機器の許容温度範囲

各搭載機器の許容温度範囲を表 4.22 に示す。熱設計では熱解析のための熱数学モデルに使用するパラメータ等の様々な不確定要素を考慮して，許容温度範囲の高温側，低温側よりそれぞれ 15 狭めた温度範囲(以下，設計予測温度範囲と呼ぶ)に収めることが目的となる。

(2) 機器の発熱量

各搭載機器の発熱量はその機器の必要電力に等しいと仮定する。

(3) 外部からの熱入力

本衛星は，低周回軌道を用いるので，衛星外部からの熱入力として太陽放射，地球赤外放射，アルベドの影響を考慮する。

太陽放射

太陽放射エネルギー E_s は季節によって変化し，夏至の日に最小で 1309W/m^2 ，春分・秋分の日に 1353W/m^2 ，冬至の日に最大で 1399W/m^2 となる。地球赤外放射

地球赤外放射エネルギー E_e は，地球の緯度，地形，季節や雲の状態等によって変化し，値としては $140 \sim 258\text{W/m}^2$ の範囲を持つ。

アルベド

アルベドによる入射エネルギー E_a はアルベド係数 a と太陽放射エネルギー E_s を用いて次のように表される。

$$E_a = aE_s \quad (4.30)$$

ここで，アルベド係数 a は，地球の緯度，地形，季節や雲の状態等によって変化し， $0.15 \sim 0.60$ の範囲を持つ。

(4) 熱制御方式の選択

本衛星では衛星本体内部の空間的制限，熱制御の簡単化及び衛星の質量制限を考慮して，受動型熱制御素子を主体にヒータ及びサーモスタットを併用する方式を採用する。ヒータは，バッテリーの設置面に設置し，設計予測温度範囲の下限値が最も高いバッテリー，OBC ボックスのいずれかの設置面温度が 17 以下になると作動するとする。

(5) センサの熱制御

一般に，センサの熱制御は，センサを MLI 等で覆うことで太陽，地球，アルベドによる熱入力をなくし，断熱スペーサ等を用いてセンサ設置面と

表 4.22 各搭載機器の許容温度範囲

機器名	許容温度範囲[]
ミッション系	
加速度センサ	-55/+125
電源系	
太陽電池セル	-150/+140
バッテリー	0/+40
通信系	
トランスポンダ	-15/+50
C&DH 系	
OBC ボックス	0/+50
姿勢・軌道制御系	
地球センサ	-30/+55
太陽センサ	-50/+80
ジャイロ	-30/+60
リアクションホイール	-20/+70
地磁気センサ	-50/+80
磁気トルカ	-20/+70

できるだけ断熱して，衛星本体あるいはパドルの表熱制御から独立させる。さらに，放熱面を設け，ヒータ及びサーモスタット等を用いて熱制御を単独で行う。本衛星では，地球センサ，太陽センサ，加速度センサは上述の方法で熱制御を行うとし，詳細な熱設計は行わないこととする。また，地磁気センサの熱制御は，衛星本体の熱制御により賄うものとする。

(6) 放熱面の位置

放熱面の位置は，1 年の中で太陽放射エネルギーが最も高くなる冬至の外部熱入力を避けることができ，1 年を通じて熱的に安定である南面パネルとする。また，衛星アダプタ取り付け面からも放熱するとする。

(7) 熱制御素子の選定及び配置

本衛星で使用する熱制御素子及び太陽電池セルの諸元^{[7], [23], [24]}を表 4.23 に示す。ここで，ミッション期間が短いため，熱制御素子の劣化はないとする。衛星本体とパドル表面，裏面の各熱制御素子の配置をそれぞれ図 4.8，図 4.9，図 4.10 に示す。

(8) モータの排熱方法

モータが設置されている加振器ケース面を衛星内部の仕切り板に接触するように配置するこ

とで、モータから出る熱を衛星内部の仕切り板に伝導させ、さらにパネル同士の熱放射及び熱伝導により排熱させる。ただし、熱解析においては簡単のため、モータの発熱は仕切り板から生じているものとする。

4.6.2 熱解析

上述の熱設計条件及び電源系からの表 4.15 の各運用時における消費電力 (= 内部発熱量)、衛星運用形態、季節等のあらゆる熱環境条件における熱解析によって各衛星搭載機器及び太陽電池セルの最高温度、最低温度を調べる。このとき、最も設計予測温度範囲の上限値が低いバッテリーに注目し、最高温度になる最悪条件から放熱面のサイジングを同時に行う。さらに、最も設計予測温度範囲の下限値が高いバッテリー、及び OBC ボックスに注目し、最低温度になる最悪条件からヒータのサイジングも同時に行う。したがって、熱解析するための熱数学モデルは衛星本体、パネル全表面が太陽電池セルのパネル、パネル表面の 1/4

が太陽電池セルのパネルの 3 つである。それぞれ独立したものであり、他の熱数学モデルに影響がないものとして解析を行う。

(1) 熱数学モデル

衛星本体

図 4.11 に示すように節点を宇宙空間も含めて 12 点に分け、衛星本体の熱数学モデルを作成した。ここで、衛星アダプタは節点 10 に取り付けられていて、放熱面は節点 6 と節点 7 にある。また、注目すべき機器であるバッテリーは節点 6、OBC ボックスは節点 4 と節点 9 の面に設置されている。

パドル部

- ・全表面が太陽電池セルのパネル

全表面が太陽電池セルのパネルと宇宙空間の 2 点を節点とする熱数学モデルを作成した。

- ・表面の 1/4 が太陽電池セルのパネル

太陽電池セルを貼付した部分、太陽電池セルを貼付しない部分及び宇宙空間の 3 点を節点とする熱数学モデルを作成した。

表 4.23 熱制御素子及び太陽電池セルの諸元

	名称	吸収率	放射率	使用場所	備考
衛星本体	黒色ペイント	0.95	0.86	本体内部	—
	白色ペイント	0.20	0.90	衛星アダプタ	—
	MLI	0	0	本体外部 (放熱面を除く)	断熱
	銀蒸着テフロン	0.09	0.70	放熱面	—
	RTV566	—	—	機器との設置面間	サーマルフィラ
	ヒータ/ サーモスタット	—	—	南面パネル上側	保温用
	太陽電池セル	0.76	0.81	セル貼付パネル表面	—
パドル部	Al sand blasted	0.40	0.20	パネル表面のセル無貼付部分	表面加工
	白色ペイント	0.20	0.90	パネル裏面	—

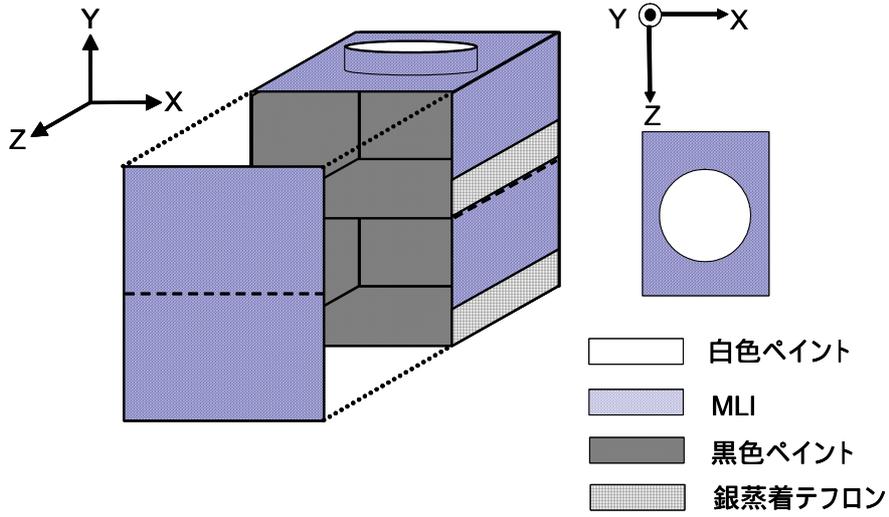


図 4.8 各熱制御素子の配置（衛星本体）

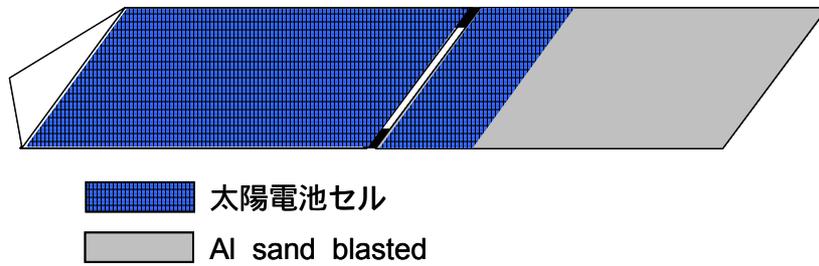


図 4.9 各熱制御素子の配置（パドル表面）

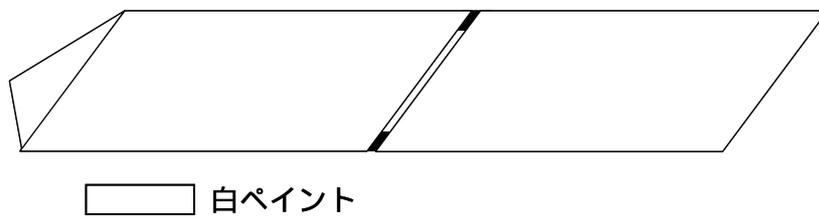


図 4.10 各熱制御素子の配置（パドル裏面）

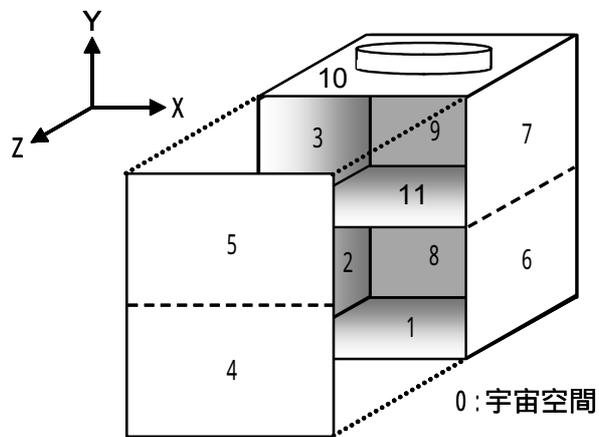


図 4.11 熱数学モデル

(2) 熱平衡方程式

節点が n 個のとき、節点 i の熱平衡方程式は次式で表される。

$$m_i c_{pi} \frac{dT_i}{dt} = Q_i - \sum_{j=0}^n C_{ij} (T_i - T_j) - \sum_{j=0}^n R_{ij} \sigma (T_i^4 - T_j^4) \quad (4.31)$$

ここで、 m_i は節点 i の質量 [kg]、 c_{pi} は節点 i の比熱 [Ws/(kgK)]、 T_i 、 T_j は節点 i 、 j の温度 [K]、 Q_i は節点 i の熱入力 [W]、 C_{ij} は節点 i 、 j 間の伝導熱伝達係数 [W/K]、 R_{ij} は節点 i 、 j 間の放射係数 [m²]、 σ はステファンボルツマン定数で値は 5.67×10^{-8} W/(m²K⁴) である。

節点 i の熱入力 Q_i は、次式で表される。

$$Q_i = \alpha_i E_s A_i \mu_i + \varepsilon_i E_e A_i F_{e_i} + \varepsilon_i E_a A_i F_{a_i} + P_i \quad (4.32)$$

ここで、 α_i は節点 i の吸収率、 E_s は太陽放射エネルギー [W/m²]、 A_i は節点 i の面積 [m²]、 μ_i は節点 i の太陽入射係数 (=有効入射面積/ A_i)、 ε_i は節点 i の放射率、 E_e は地球赤外放射エネルギー [W/m²]、 F_{e_i} は節点 i の地球赤外放射に関する形態係数、 E_a はアルベドによる入射エネルギー [W/m²]、 F_{a_i} は節点 i のアルベドに関する形態係数、 P_i は節点 i での機器発熱量 [W] である。また、 F_{e_i} に関しては、T.C.Bannister によって軌道高度と姿勢角に関する多項式に整理されたものを使用し、 F_{a_i} に関しては、T.C.Bannister の近似と呼ばれる関係を使用して値を求める^[7]。

節点 i 、 j 間の伝導熱伝達係数 C_{ij} は、便宜的に次式で表される。

$$C_{ij} = \frac{kA}{L} \quad (4.33)$$

ここで、 k は熱伝導率 [W/(mK)]、 A は節点 i 、 j 間の経路の断面積 [m²]、 L は節点 i 、 j 間の距離 [m] である。熱伝導率について、本衛星では、本体を構成しているパネルは Al ハニカムパネルであるため、表皮とコアで熱伝導率が異なる。そこで、それぞれの厚みから熱伝導率の割合を決め、その割合をそれぞれの熱伝導率に乗じた和をその節点での熱伝導率とした。ここで、それぞれの熱伝導率は表皮で 177 W/(mK)^[25] とし、コアで 0.58 W/(mK)^[8] とした。

節点 i 、 j 間の放射係数 R_{ij} は、次式で表される。

$$R_{ij} = \varepsilon_i \varepsilon_j F_{ij} A_i \quad (4.34)$$

ここで、 ε_i 、 ε_j は節点 i 、 j の放射率、 F_{ij} は節点 i と j との間の放射形態係数、 A_i は節点 i の面積 [m²] である。

以上の式から各係数を求め、式 (4.31) を前進差分の陽解法による非定常解析を行った。初期温度は衛星本体の熱解析の場合、全搭載機器が正常に作動する温度で 20 とし、パドルの熱解析の場合では 0 とした。また、宇宙空間の温度は常に -273 であるとし、時間刻み dt は解が安定収束するように与えた。

4.6.3 解析結果および考察

各節点での最低温度、最高温度の解析結果を表 4.24 に示す。熱解析から放熱面積は衛星アダプタ取り付け面も含めて 0.125 m² で、ヒータの発熱量は 2.0 W 必要である。衛星本体では、全ての節点で機器の設計予測温度範囲を満たす解析結果が得られた。また、太陽電池セルも設計予測温度範囲を満たす解析結果が得られた。

以上の熱設計より、衛星の全運用期間において全搭載機器が正常に動作する適切な温度環境が得られたと言える。

表 4.24 解析結果

節点番号	場所	最低温度 []	最高温度 []
衛星本体			
1	-Y 面	20.0	28.6
2	-X 下面	20.0	27.5
3	-X 上面	16.8	23.4
4	+Z 下面	20.0	27.6
5	+Z 上面	17.1	23.8
6	+X 下面	17.1	24.4
7	+X 上面	14.7	21.6
8	-Z 下面	19.4	26.4
9	-Z 上面	16.9	23.6
10	+Y 面	13.3	20.0
11	仕切り板	18.4	25.3
太陽電池セル			
	全面	-82.2	59.1
	1/4 面	-76.1	41.9

5. マスタースケジュール

本衛星のマスタースケジュールを、図 5.1 に示す。現在の大学、研究室の状況から、実際に打上げプロジェクトを進めていくにあたり、人材、資金、技術、設備、経験が明らかに不足している。これらに関する準備期間として、最低 1 年は必要と考えられる。概念設計では、それらの準備と同時に、プロジェクト全体を具体化し、EM 設計を始める。基本設計では、EM の設計を引き続き行い、ロケットや通信などとのインターフェース調整を行い、また、EM の製作もオーバーラップして行う。詳細設計では、EM の製作、試験を行い、PFM の設計を行う。さらに、コスト削減のため EM を改修することによって PFM を製作する。維持設計では、PFM の試験を一番厳しい認定レベルにおいて行い、射場作業等を行う。本衛星は、2011 年 2 月ころに H-A ロケットによってピギーバックとして打上げられることを想定する。

6. 独創性

本ミッションでは、これまでに行われてきた非常波加振を用いた軌道上振動試験に比べ、精度良く振動試験を行うことができる正弦波加振を用いた軌道上モード同定試験を行う。本衛星では、加振器を搭載することにより、加振力を正確に把握することができ、数多くの振動試験を行うことができ、さらに正弦波の加振を行うことができる。本衛星におけるミッションは、大形宇宙構造物へ

の振動試験技術のフィードバックを想定していることから、固有振動数を大形宇宙構造物に近いような特性を持つようにし、多くのモードの振動試験を行うことを可能にした。また、振動を計測する加速度センサの配置法の比較も本衛星において行うことができることから、将来の宇宙構造物への直接的な技術のフィードバックを行うことができると考えられる。

7. まとめ

本衛星では、正弦波加振を用いた軌道上振動試験にて、精度の良い振動試験を行うことができることを実証する。さらに、軌道上にて正弦波加振によるモード同定試験を行うための小形加振器の有効性を検討する。併せて、振動試験の際に振動を検出するための加速度センサの配置法を比較し、有効性を実証する。本衛星のミッションにより、今後の大形衛星において、加振器を用いた軌道上モード同定試験が打上げ後の衛星の本格運用前の必須試験項目となり、本格運用時に精度の良い固有振動数を得た状態での制御を行えることが期待される。

ミッション中の衛星は太陽電池パドルの北翼と南翼が上下に振動する。その姿がまさに大空を羽ばたく鳥のように見えることから、本衛星を宇宙を羽ばたく「軌道上振動試験実証衛星 BIRD」と名付けた。鳥の観察から飛行機が発展したように、本衛星のミッションから将来の大形宇宙構造物が発展していくことを願う。



図 5.1 マスタースケジュール

謝辞

衛星を設計するにあたり，静岡大学 工学部 機械工学科 三澤正吉教授，平田邦夫教授，伊藤友孝講師，大津広敬助手，同学部 電気電子工学科 江上俊一郎教授，株式会社クローネ 瀬川晃一氏には，アドバイスを頂き，また，情報を提供して頂き大変お世話になりました．また，エムエスシーソフトウェア株式会社には「2006年度大学研究プロジェクト支援プログラム」においてMSC.Nastran と MSC.Patran を貸与していただき，同社 江口和徳氏には上記ソフトウェアを使用するにあたり，多大な協力をしていただきました．心から感謝いたします．

静岡大学衛星設計プロジェクト
メンバー一同

参考文献

- [1] 長松昭男，内山勝，斎藤忍，鈴木浩平，背戸一登，原文雄，藤田勝久，山川宏，吉田和夫，“ダイナミクスハンドブック”，朝倉書店，1993．
- [2] 葛西時雄，山口功，井川寛隆，山本昌幸，巳谷真司，池田正文，砂川圭，“技術試験衛星 型による軌道上柔構造特性同定の検討 - 拘束モードモデルの推定 - ”，第 49 回宇宙科学技術連合講演会講演論文集，pp. 444-447，2005．
- [3] 宇宙開発事業団，航空宇宙技術研究所，“技術試験衛星 型による柔構造制御軌道上実験に関する研究”，共同研究成果報告書，1996．
- [4] 長松昭男，“モード解析入門”，コロナ社，1993．
- [5] 宇宙開発事業団，“H- A システム解説書”，2001．
- [6] “JIS(日本工業規格)C 60068-2-6 環境試験方法 電気・電子 正弦波振動試験”，日本規格協会，1999．
- [7] 茂原正道，鳥山芳夫，“衛星設計入門”，培風館，2002．
- [8] 佐藤孝，“八ニカム構造材料の応用”，シーエムシー出版，2002．
- [9] DANHER MOTION 社 ホームページ http://www.danahermotion.com/documents/index.php?product_cat_id=87
- [10] Silicon Designs, Inc ホームページ <http://www.silicondesigns.com/2220.html>
- [11] 株式会社キーエンス ホームページ <http://www.keyence.co.jp/>
- [12] Michael Papadopoulos and Ephraim Garcia, “Sensor Placement Methodologies for Dynamic Testing”, AIAA Journal, Vol. 36, No. 2, pp. 256-263, 1998．
- [13] Misawa M. and Kurotaki Y., “Sensor Placement for Modal Identification Using Sign Patterns of Target Modes”, Proceedings of the 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, AIAA paper 2005-2236, 2005．
- [14] ETS- 軌道上実験チーム，“柔構造特性の同定方法及び制御に関する研究”，宇宙航空研究開発機構研究開発報告，JAXA-RR-04-007，2004．
- [15] 小松敬治，佐野政明，“構造物の振動試験法について”，航空宇宙技術研究所資料，NAL TM-466，1982．
- [16] VECTRONIC Aerospace 社 ホームページ http://www.vectronic-aerospace.com/html/reaction_wheel.html
- [17] SERVO 社 ホームページ <http://www.servo.com/>
- [18] SSTL 社 ホームページ <http://www.sstl.co.uk/>
- [19] Watson Industries 社 ホームページ http://www.watson-gyro.com/products/VSG/ARS-E332-xA/ARS-E332-3A_spec.pdf/
- [20] Institute of Space and Astronautical Science ホームページ <http://index.isas.ac.jp/index.html>
- [21] 衛星設計コンテスト技術資料編集委員会，“技術資料”，2001．
- [22] 三洋電機株式会社 ホームページ <http://www.sanyo.co.jp/energy/product/lithi>

umion_2.html

- [23] 大西晃, “ 宇宙用熱制御材料の太陽光吸収率の入射角依存性と全半球放射率の温度依存性に関する測定データ ”, 宇宙科学研究所報告, 第 113 号, 2000 .
- [24] シュツットガルト大学
http://www.irs.uni-stuttgart.de/lehre/v_klein/satellitenentwurf_selfstudy_online/pdf/Kap3_KSE_Thermalhaushalt_www.pdf
- [25] Frank P. Incropera, and David P. Dewitt, “Fundamentals of Heat and Mass Transfer Fifth Edition”, John Wiley & Sons, 2002 .