

テーマ名：月周回小型衛星

1 ミッション系

1.1 ペネトレータミッション

月震を観測するには、震源を特定するためにも、一直線上にない3基以上の観測器が必要となる。200kgを想定質量とした本衛星では、1機あたり2基のペネトレータを搭載することができるため、2機以上の衛星が必要となる。このため、2機の衛星で計4基のペネトレータを月面に運ぶ。

衛星は、ペネトレータを投入する際、高度を下げ、ペネトレータを分離するが、化学推進器を搭載しているLUNAR-Aとは異なり、本衛星は急激な軌道変更を行うことができないため、高度を落とすすぎると、衛星が月面上にぶつかってしまう恐れがある。このため、LUNAR-Aよりは比較的高い高度からペネトレータを落下させる。

1.2 日食撮影ミッション

光学的な要求としては、月周回軌道から地球を撮影した際、1枚の写真に地球の姿が納まっていることと、分解能が荒すぎではないことが要求される。通信レート、姿勢安定度を考慮し、視野角5度、1024×1024 Pixelのカメラおよびレンズを採用する。このとき地球の分解能は約70kmとなり、十分くっきり地球を見ることができる。露光時間は0.06[sec]とする。かぐやや嫦娥と比較的近い露光時間であることから光量も問題ないといえる。また、カメラが太陽を向いても問題ないように、フィルタをレンズに貼る。

2 構造系

2.1 構造全体について

本衛星の外観と内部の機器配置を図1～図3に示す。また重量配分を表2に示す。本体は一辺850[mm]の立方体形状であり大小合わせて6枚の太陽電池パドル展開構造を持つ。構体の材料は、最も強度/比重の高いマグネシウム合金AZ31Bのハニカムサンドイッチパネルを使用する。またパラボラアンテナは地球側を向く+X面に配置した。姿勢制御のための太陽センサは構体の各6面すべてに配置した。慣性モーメントは、



図1 衛星鳥瞰図

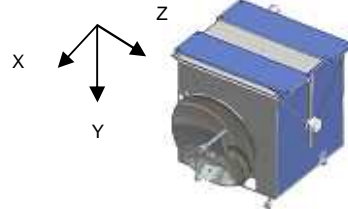


図2 ロケット搭載時の衛星

- パドル展開前の主慣性モーメント(括弧内ペネトレータ搭載時)

$$x : 1.274E+010(1.068E+10) \text{ [g mm}^2\text{]}$$

$$y : 3.840E+009(8.071E+10) \text{ [g mm}^2\text{]}$$

$$z : 1.423E+010(8.574E+10) \text{ [g mm}^2\text{]}$$

- パドル展開前の主軸への回転

$$R_x = -1.62 \text{ deg, } R_y = -6.69 \text{ deg}$$

$$R_z = -1.62 \text{ deg}$$

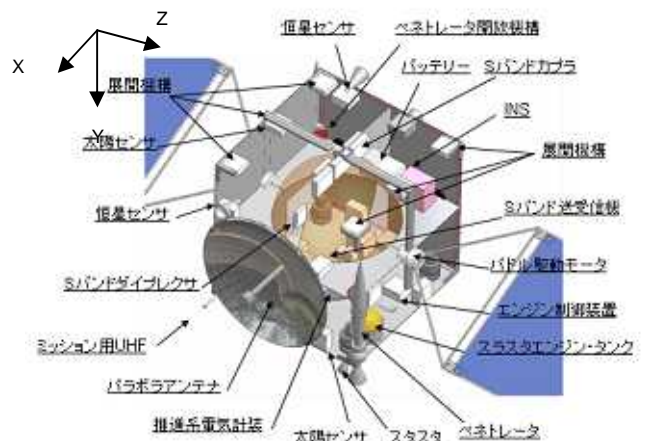
- パドル展開時の主慣性モーメント

$$x : 9.281E+009 \text{ [g mm}^2\text{]} \quad y : 7.849E+010 \text{ [g mm}^2\text{]} \quad z : 8.438E+010 \text{ [g mm}^2\text{]}$$

- パドル展開時の主軸への回転(括弧内ペネトレータ搭載時)

$$R_x = -11.31(-13.28) \text{ deg, } R_y = -0.99(-0.16) \text{ deg}$$

$$R_z = 0.50(0.33) \text{ deg}$$



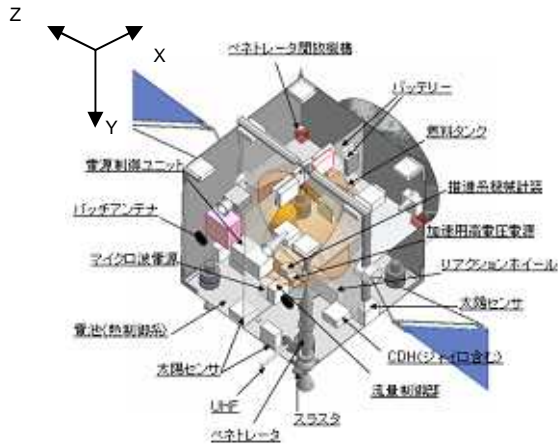


図 3 機器搭載図

2.2 安全余裕

設計要求を満たすために表 1 のような準加速度を見積もり同時に負荷した際の、衛星に発生する応力を計算した。許容応力はマグネシウム合金 AZ31B の圧縮耐力 $\sigma = 240[\text{Mpa}]$ を使用した。八ニカムパネルをモデル化し許容応力と発生する応力を計算したところ発生応力は $f = \text{約 } 3[\text{Mpa}]$ であった。よって

$$MS = \frac{\text{許容応力} (\sigma_a)}{\text{制限荷重による発生応力} (\sigma_f)} - 1$$

が正になり、安全である。

3 推進系

3.1 推進方式について

本衛星では電気推進を用いて GTO から月周回軌道への投入を目指す。電気推進は化学推進に比べ、比推力が高く、衛星に占める燃料の割合を抑えることができる。軌道上でのより多くの発電量が必要とされたり、推進器自体が軽量ではないものの、遷移時間が長くなれば、軌道変更の自由度は高くなり、打ち上げ日に対する依存性は低くなる。このようなメリットを重要視し、電気推進を採用することにした。

3.2 イオンエンジンについて

電気推進として NASA が開発しているイオンエンジンを 2 基搭載する。電気推進としては、イオンエンジンの他に、ホールスラスタなどがあるが、遷移時間が長くなれば、比推力が高いイオンエンジンの方が有利となる。このような考察の元イオンエンジンを搭載することとした。

搭載するイオンエンジンのスペックを表 3 に掲げる。本衛星では月周回軌道においてもっとも

質量が大きくなることを目標としているので、もっとも比推力が高くなるよう 300W で動作させることとした。

表 1 準静的加速度

方向	準静的加速度
機軸方向	6[G]
機軸と直角方向	5[G]

表 2 コンポーネント

サブシステム	部品	数量	質量(g)	合計(g)
ミッション	ペネトレータ本体	2	7000	14000
	ペネトレータモジュール	2	15000	30000
	ペネトレータ分離機構	4	1000	4000
	UHF(モノポールアンテナ)	2	500	1000
合計				49000

サブシステム	部品	数量	質量(g)	合計(g)
推進系	エンジン・エンジンタンク	1	42000	42000
	エンジン制御装置	1	3000	3000
	電気計装(推進系)	1	3000	3000
	機械計装	1	2500	2500
	流量制御部	1	6000	6000
	加速用高電圧電源	1	2000	2000
	マイクロ波電源	2	2000	4000
通信系	パッチアンテナ	2	230	460
	sバンドカプラ	1	230	230
	sバンドダイプレクサ	1	350	350
	sバンド送受信機	2	1000	2000
	制御系	スラスタエンジン	4	500
スラスタエンジンのタンク	1	356	356	
リアクションホイール	1	12000	12000	
太陽センサ	6	850	5100	
恒星センサ	1	2100	2100	
INS	1	1000	1000	
電源系	パドル保持解放機構	2	2050	4100
	パドル駆動モータなど	2	2500	5000
	バッテリー	5	572	2860
	展開機構	6	400	2400
	パドル、ラッチなど	12	300	3600
	構体の太陽電池パネル	5	930	4650
	パドルの太陽電池パネル(大)	2	624.9	1249.8
パドルの太陽電池パネル(小)	4	231	926	
熱制御系	サーマルブランケット		300	300
	電池ヒーター	1	100	100
	ヒートパイプ	2	500	1000
構造系	構体(+Y面)	1	1500	1500
	構体(+X,-X,-Y,+Z,-Z面)	5	1885.7	9428.5
	パドル構造部大	4	783	3132
	パドル構造部小	2	1966.5	3933
	PAF	1	1200	1200
	PAFの支え	4	50	200
	スラスタタンク支え	1	200	200
	中板横	4	341.3	1365.2
	中板縦	4	678.3	2713.2
	締結部材など			1240
	構造マージン			10000
その他	電源制御ユニット	1	1000	1000
	CDH	1	1000	1000
合計				154693.7

表 3 イオンエンジンのスペック

使用電力	推力	効率	Isp
300W	10.9mN	0.48	2650

3.3 遷移軌道 Strategy について

本衛星はロケットにより GT0 へ打ち上げられる。ロケット分離後暫くはヴァン・アレン帯を通過しつつ航行することになるため、近地点を上げることに重点おく。このとき、軌道面ベクトルに垂直な方向に推力を出す。ヴァン・アレン帯通過後も高度を上げ、遠地点距離が 40 万キロとなった地点で軌道面変更を行う。このときは、軌道面ベクトルとは反対方向に推力を出す。

打ち上げから 408.2 日後月からの高度 14 万 km の地点で月にキャプチャされ、その後月との相対速度を落としていく。近月点 5000km を過ぎた地点で遠月点を落とすため、近月点付近でのみ推進するモードに切り替え、離心率を小さくしていく。

衛星の軌道情報に関しては地上からアップリンクするとともに衛星に搭載されている INS を用いてカルマンフィルタから推定を行う。

3.4 遷移軌道

2012 年 3 月 25 日打ち上げとし、軌道遷移のシミュレーションを行った。

表 4 遷移時間および使用燃料

遷移時間	必要推進薬
554.7[day]	32.5[kg]

表 4 に遷移時間と消費した燃料を掲げる。衛星には 40kg 分の燃料を搭載しているため、周回軌道に入った後ミッションに応じて軌道変更や軌道維持のために燃料を使用することができる。

図 4、図 5 がシミュレーション結果である。図 4 にて月にキャプチャされた後、図 5 では月周回でのシミュレーション結果である。最終的に衛星は軌道傾斜角 73[deg]、長半径 9890km、離心率 0.84 の軌道に投入された。

月周回軌道投入後は、太陽輻射圧が外乱の支配要因であり、太陽輻射圧は、光子が反射する際で見積もると、 $2.91E-6N$ の力になるが、これは推進器が出せる力の 0.14[%]であることから、ミッションライフを行うのに十分な推進薬が残っている。

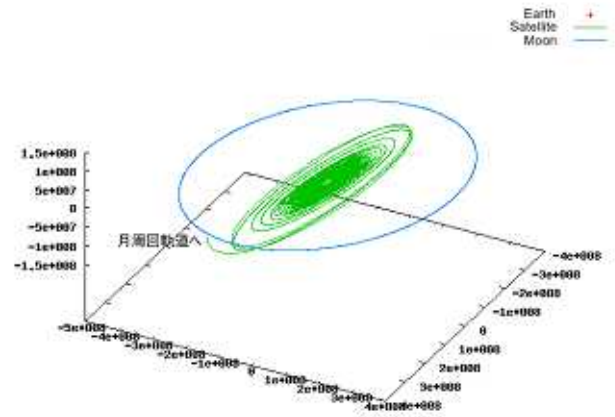


図 4 月周回軌道までの軌道

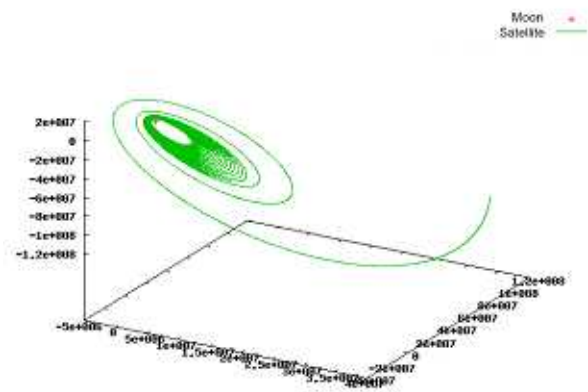


図 5 月周回投入後の軌道

4 姿勢制御系

地球周回軌道に投入される本衛星が、月周回に至るまでに必要な姿勢制御機能に関して検討する。

4.1 姿勢制御

4.1.1 制御方式

本衛星の一次推進系として、イオンエンジンを使用するため、推進軸が常にある方向を向いている必要がある。さらに太陽電池パドルの制約上、スピン方式ではなく、リアクションホイールを用いた 3 軸姿勢制御を行う。また、姿勢制御系における指向精度は、通信上の制約を考慮し、1 以下となるよう設計する。各フェーズにおける制御方式を表 5 各運用フェーズにおける制御方式に示す。尚、本衛星は推進軸周り及びパドル回転軸周りの 2 軸に自由度を持っており、常に最適発電が維持できる。一方、推進系と通信系が必ずしも両立しない場合があるが、月周回時での推進は通信の狭間で行えるものとする。

表 5 各運用フェーズにおける制御方式

Phase	制御方式
衛星分離直後	スピンドウン制御
太陽補足	太陽補足制御
3軸確立	ゼロモーメントム制御
定常運用時	バイアスモーメントム制御
太陽不可視時	スピン制御
ミッション運用時	ゼロモーメントム制御

*ミッション運用時には、上記のどの制御方式でも運用できるよう、電力設計されている。

4.1.2 姿勢外乱評価

今回は、以下 4 種；(1)重力傾斜、(2)大気抵抗、(3)残留磁気、(4)太陽光輻射圧、の姿勢外乱に関して評価を行った。表 6 姿勢外乱見積りにそれぞれの最大トルク・最大蓄積角運動量を示す。尚、(1)-(3)に関しては、最も最も姿勢外乱が大きいと思われる、軌道投入初期の地球周回時のおよそ軌道 1 周分、また、(4)に関しては月周回までの遷移中に最も支配的になると予想されるため、軌道投入後から月周回に至るまでの、およそ 1 日当りの蓄積角運動量を示す。

表 6 姿勢外乱見積り

外乱	トルク [Nm]	角運動量 [Nms]
重力傾斜	2.27×10^{-4}	0.995
大気抵抗	3.77×10^{-4}	0.948
残留磁気	7.54×10^{-4}	1.200
太陽光輻射圧	2.23×10^{-5}	0.579

4.1.3 アクチュエータ設計

上記の姿勢外乱を考慮した上で、RW・二次推進系の設計を行った。本衛星では、RW を 4 スキュー型で配置し、アンローディング用のスラストとして、電力不足時にも対応できるよう、窒素を燃料とするコールドガスジェ

ットを使用する。また、スラストの配置は、ETS-8 を参考にしており、4 つのスラストで姿勢変更を可能とできるように、図 6 噴射軸定義の定義に従って、各スラストの噴射

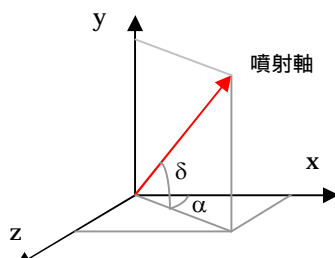


図 6 噴射軸定義

軸が、 $\pm 45^\circ$ 、 $\pm 135^\circ$ 、 -74° としている

(概略図は構体系の資料参照)。姿勢外乱の影響を考慮した上で設計した、それぞれの機器及び燃料の緒元を表 7 アクチュエータ緒元に示す。尚、写真撮影時には、露光時間 0.06[sec] の間に 0.163[deg/sec] の姿勢安定性を実現できるものとする。

表 7 アクチュエータ緒元

	質量[kg]	材質	サイズ[m]
RW 円筒部	1.02	鉛	0.07 × 0.03
燃料(N ₂)	1.80	窒素	
燃料タンク	1.76	チタン	0.15(球体)

4.2 姿勢検出

地球撮影時の要求から、姿勢決定精度は制御の指向精度を含め 8[deg] 以下を実現できるものとする。本衛星においては、3 軸確立時、及び定常運用時等において、姿勢角を用いたフィードバック制御を行うため、それを推定するための姿勢センサを用いる。また、自律軌道決定も行うため、INS (慣性航行システム) を構築する。使用するセンサを表 8 センサ緒元に示す。

表 8 センサ緒元

センサ	個数	精度	動作範囲等
太陽センサ	6	0.5°	視野角 ±55°
恒星センサ	2	0.017°	視野角 ±13°
ジャイロ	3	0.03°/s	動作範囲 ±100°/s
加速度計	3	±5%FS*	動作範囲 ±20G

*FS: Full Scale

自律姿勢・軌道推定にはどちらもカルマンフィルタを用いるものとする。

5 電力系

5.1 電力系への要求

電力系は、表 9 に示す各運用フェーズの要求電力を満足しなければならない。また、表 10 に各系の消費電力を示す。

表 9 運用フェーズごとの要求電力

	クルージングフェーズ		月周回フェーズ	
	日照時	蝕時	日照時	蝕時
要求電力[W]	717.4	75.4	142.4	117.4

表 10 各系の消費電力

推進系	姿勢制御系	CDH系	電力系	通信系	熱系	ミッション系
600W	66W	5W	24.5W	31.9W	10W	5W

5.2 太陽電池セルの搭載方法

太陽電池セルの搭載方法は、電気推進に必要な

大電力を発生させるための回転式・2翼構成とする太陽電池パドル方式と、姿勢喪失した場合でも電力を供給することを考慮したボディマウント方式を用いる。クーリングフェーズでは、基本的に、太陽電池パドルで発生した電力は、電気推進用に用いて、その他に必要な電力は、ボディマウント方式から供給する。また、太陽電池セルは、セル効率の良いマルチジャンクション GaAs を採用する(表 11)。

表 11 マルチジャンクション GaAs

マルチジャンクションGaAs			
初期セル効率[%]	26.5	温度係数[%/°C]	-0.29
動作電圧[V]	2.27	効率劣化	0.84
セル密度[mg/cm ²]	84		

5.3 太陽電池パネルのサイズ

回転する太陽電池パドルを太陽光入射角 10° 以内になるように制御すれば、電気推進に必要な電力を満足する太陽電池パドルの合計面積は、2.44 m²となる。また、ボディマウント方式に必要な衛星構体一面のセル面積は、0.48 m²である。

5.4 バッテリーの設計

バッテリーは、探査機「はやぶさ」での搭載実績があるリチウムイオン電池を用いる(表 12)。本衛星のサイクル数から求めた許容 DOD は、54%である。また、蝕時の最大電力要求(月周回時)を満足するバッテリーの直列数は 11 列、並列数は 4 列となるが、余裕をみて並列数は 5 列とする。

表 12 リチウムイオン電池

公称電圧[V]	3.6	1セル当り
公称容量[Ah]	1.2	
質量[g]	572	11直列・1並列の場合
サイズ[mm]	69 × 24 × 132	11直列・1並列の場合

5.5 太陽電池セルの直列数

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も高くなくてはならない。アレイ電圧は、通常バッテリー電圧の 20% 増し^[1]になるため、太陽電池セルの直列数は、24 列となり、アレイ電圧は、47.5V となる。

5.6 電力収支解析

衛星の蝕時に必要な電力は、全てバッテリーから供給されなければならない。そのため、「日照時

のバッテリーへの充電電流量 > 蝕時の放電電流量」の関係が成り立つ必要がある。更に、蝕時の DOD が許容 DOD 以下でなければならない。

クーリングフェーズと月周回フェーズの電力収支解析を行い、条件を満足することを確認した(表 13)。クーリングフェーズは、蝕の時間が最も長い初期軌道において解析を行った。

表 13 電力収支解析

	日照時		蝕時	
	充電電流量[Ah]	放電電流量[Ah]	DOD	
クーリング	1.8	0.7	11.7	
月周回	14.2	2.5	41.1	

6 通信系

6.1 通信回線構成

本衛星は、HK データとコマンドを伝送する回線(以下、HK データ用回線)と、ミッションデータを高速にダウンリンクするための回線(以下、M データ用回線)の 2 系統を持つとする。それぞれの回線の要求を表 14 にまとめる。

また、地上局は、増田局ならびに DSN を用いる。さらに搬送波周波数は、S バンドの周波数である 2300MHz とする。

表 14 通信回線の要求

通信回線	HKデータ用回線	Mデータ用回線
要求	・HKデータとコマンドを伝送する。 ・通信速度: 0.5kbps ・姿勢異常時においても、地上と通信可能であること。	・ミッションデータを地上に伝送する。

6.2 アンテナについて

HK データ用回線では、姿勢異常時においても、地上と通信可能にするため、無指向性のパッチアンテナを用いる。M データ用回線では、大量のデータを送信することを可能にするため、パラボラアンテナを採用する。パラボラアンテナは、なるべく軽くするため、メッシュ状の構造部材を用い、構体の一面をはみ出さない最大のサイズとした。

6.3 回線計算

2 つの通信回線について、制約の厳しいダウンリンクの回線計算結果を表 15 に示す。回線計算では、地上局は、増田 1 局として、ミッションデータ用回線の通信速度は、ペネトレータからのデータと写真を地上に送るため、1Mbps とした。表

15 より、回線マージンが 3dB 以上になる送信電力は、HK データ用回線で 1.9W、ミッションデータ用回線で、30W となる。

表 15 回線計算

		HKデータ用回線 ダウンリンク	Mデータ回線 ダウンリンク	単位
送信側				
送信機の出力電力	W	1.9	30	W
送信機の出力電力	P _{TX}	2.79	14.77	dBW
送信機と送信アンテナを接続する給電系の損失	L _{FTX}	3	3	dB
送信アンテナの最大放射方向の絶対利得	G _{ATX}	3	24	dB
送信アンテナのポインティング損失	L _{APTX}	0.1	0.1	dB
送信EIRP	P _E	2.69	35.67	dBW
伝播損失				
送受信アンテナ間の距離 (km)	d	384400	384400	km
搬送周波数 (MHz)	f	2300	2300	MHz
自由空間損失	L _d	211.38	211.38	dB
大気吸収損失		0.40	0.40	dB
降雨損失	L _{RA}	0	0	dB
受信局		増田1局	増田1局	
受信アンテナの最大放射方向の最大利得	G _{ARX}	49.8	49.8	dB
システム雑音温度	T _S	190	190	K
システム雑音温度	T _S	22.79	22.79	dBK
受信G/T	G/T	27.01	27.01	dB/K
受信C/N ₀	C/N ₀	46.52	79.50	dBHz
総合C/N ₀	C/N ₀	46.52	79.50	dBHz
要求値				
要求Eb/N ₀		10	10	dB
ハードウェア劣化量		2.5	2.5	dB
ビットレート		0.5	1000	Kbps
		26.99	60.00	dBHz
変調損失		4	4	dB
要求C/N ₀		43.49	76.50	dBHz
回線マージン		3.03	3.00	dB

7 熱系

7.1 熱制御方式について

本衛星は2翼回転式の太陽電池パドルを持っているとともに、3軸姿勢制御を失った際にも姿勢を復帰できるだけの電力を確保するため、ボディマウント形式をとっている。このため、熱制御を行う余地は少ない。太陽電池を貼っていない面に関してはすべてサーマルブランケット(銀蒸着テフロン;Sheldahl 製)を貼る。使用している制御剤のスペックを表 16 熱制御に関わる部材のスペックに掲げる。

表 16 熱制御に関わる部材のスペック

品名		
銀蒸着テフロン	0.03	0.9
太陽電池	0.68	0.85

7.2 熱制御について

3軸姿勢制御状態を想定して、太陽電池パネルおよび衛星±X、Z面のパネルを宇宙空間上に曝した場合、平衡温度は352[K]になり、±Y面は294[K]となる。衛星搭載機の中でもっとも熱拘束条件が厳しい電池(0 から 40)は-Y面に搭載されていることから問題がないといえる。

また、蝕などによる温度低下を想定し、GTO 付

近をクルージングしている際と高度 100km の円軌道を遷移中の温度状態をシミュレーションした。どの条件においても衛星の温度状態には問題がないことが確認できた。面 8-面 12 と面 16-面 20 には、ヒートパイプ(PCHP)が取り付けられている。

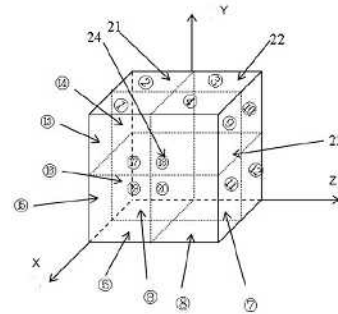


図 7 節点

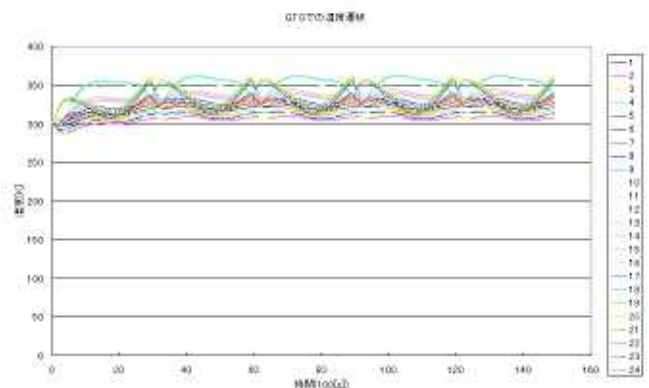


図 8 GTOでの温度遷移

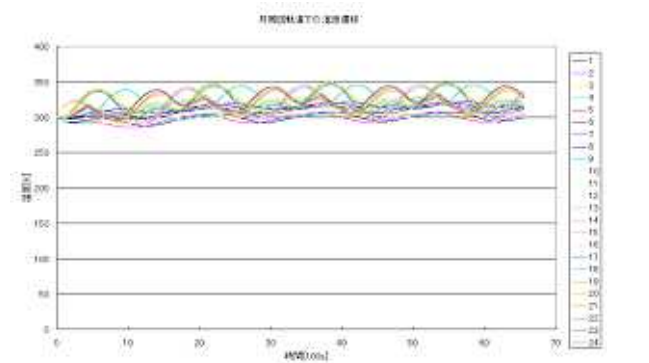


図 9 月周回軌道での温度遷移

8 データ処理系

図 10 にシステムの機能ブロック図を示す。

表 17 機能ブロック詳細に機能ブロックの詳細機能を示す。

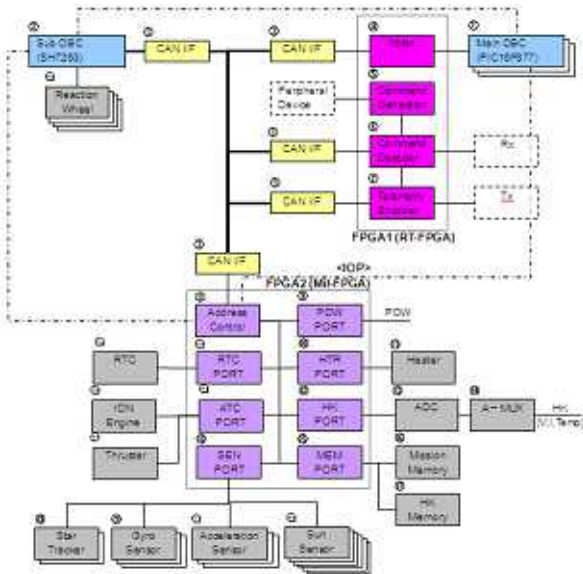


図 10 機能ブロック図

表 17 機能ブロック詳細

番号	機能ブロック	機能
①	Main OBC (PIC16F877)	ミッションデータ取得、ミッションデータ保存、H/Kデータ取得、H/Kデータ保存、運用シーケンス制御。
②	Sub OBC (SH7263)	電源管理、エラー処理。
③	CAN I/F	CANバスインタフェース
④	Voter	多数決機能 (CPU) 多数決処理
⑤	Command Decoder	コマンド取得、自動コマンド処理
⑥	Telemetry Encoder	コマンド送信、コマンド受信
⑦	Address Control	I/Oポートアドレス管理
⑧	POW PORT	電源系インタフェース
⑨	HTR PORT	ヒーター制御用インタフェース
⑩	Heater	ヒーター
⑪	H/K PORT	H/Kデータ取得用コネクタインタフェース
⑫	ADC	アナログデータ取得用コネクタ
⑬	A-MUX	H/Kデータ取得用コネクタ
⑭	MEM PORT	メモリインタフェース
⑮	Mission Memory	ミッションデータ保存用メモリ
⑯	H/K Memory	H/Kデータ保存用メモリ
⑰	SEN PORT	センサデータ取得用コネクタインタフェース
⑱	Star Tracker	恒星の方位測定
⑲	Gyro Sensor	角速度データ測定
⑳	Acceleration Sensor	加速度データ測定
㉑	Sun Sensor	太陽の方位測定
㉒	RTC PORT	リアルタイムクロックデータ取得用コネクタインタフェース
㉓	RTC	リアルタイムクロック
㉔	HTR PORT	ヒーター制御用コネクタインタフェース
㉕	Thruster	姿勢制御用コネクタ
㉖	Reactor Wheel	姿勢制御用コネクタ
㉗	ION Engine	姿勢制御用コネクタ

8.1 OBC (On Board Computer)

メイン OBC システム

メイン OBC システムとしては、宇宙実績のある PIC をメインデバイスとして三重冗長構成したシステムを採用する。3 つの CPU からのデータは、FPGA1 内に構築された Voter で多数決処理が施される。これにより、宇宙放射線が引き起こす SEU の影響をマスクすることが可能となる。また、FPGA1 として宇宙用 FPGA (Anti-fuse 型) を採用することで、放射線への耐性を強化している。

サブ OBC システム

サブ OBC システムは主に姿勢制御及び推進系を担当するため、コントローラ系マイコンの中では比較的処理能力が高い SH7263 (SH2A-FPU) を採用する。サブ OBC システムに対しては、1sec で 9 行 9 列の行列演算を行うことが要求される。表 1.2-1 に 9 行 9 列演算の計算量の見積もりを示す。

表 18 計算量見積もり

9行9列演算		和	72	回
		積	81	回
デバイス特性 (SH7263)	実行ステート	和	1	ステート
	動作周波数	積	2	ステート
	1ステート		10	MHz
			100	ns

表 18 計算量見積もりより、9 行 9 列の行列演算を SH7263 で行ったときの処理時間は、

$$\{(72 \times 1) + (81 \times 2)\} \times 100 = 23400 \text{ [nsec]}$$

つまり 23.400 μsec となり、1sec 以内という要求を満たす。

OBC システムの特徴

メイン OBC システムで使用する PIC は、高い処理能力を有していない。従って、データ処理に関しては、極力、各機能ブロックで分散処理を行い、メイン OBC システムでの処理の負担軽減を図っている。その結果、メイン OBC システムは運用シーケンス制御などウェイトの軽い制御に専念することができる。

8.2 OBC インタフェース

OBC と各機能ブロックとのインタフェースは、CAN (Controller Area Network) バスとシリアルバスの 2 系統で機器接続を行う。CAN バスは高い信頼性を要求される自動車で使用されている技術であり、強力なエラー管理機能を有しており、信頼性の高い通信方式を実現している。基本的には、CAN バスを用いてデータ通信を行うが、放射線の影響で CAN I/F に不具合が発生した際には、シリアルバスでの通信に切り替えることで滞りなく処理を行える設計となっている。

8.3 周辺デバイス制御システム

PWM 制御を必要とするリアクションホイール以外の周辺デバイス (センサや ROM 等) は、FPGA 内の制御ポート (PORT) を介して制御される。FPGA 内にはデバイス制御回路を構築しており、OBC からの極めて簡単な命令でのデバイス制御を可能としている。通信デバイスには FPGA1 に、その他のデバイスは FPGA2 が制御を担う。FPGA1, FPGA2 ともに放射線耐性の高い Anti-fuse 型のデバイスを採用する。

参考文献

- [1] 茂原正道・鳥山芳夫 共編、衛星設計入門、培風館
- [2] 茂原正道 宇宙工学入門、培風館
- [3] 木田隆・小松敬治・川口淳一郎 人工衛星と宇宙探査機 コロナ社
- [4] 姿勢制御研究委員会編、「人工衛星の力学と制御ハンドブック」、培風館