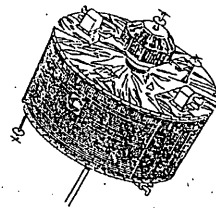


平成元年度第2次飛翔実験
科学衛星MUSES-A(M-3SII-5)
計 画 書

平成元年12月



宇宙科学研究所
SESデータセンター



表紙写真

「奏楽の天使」

メロッツォ・ダ・フォルリ（1438-1494年）作

フレスコ画（ヴァチカン美術館蔵）より

MUSES-A 実験計画書

目次

序	1
総論	2
1. ミッション	2
2. システム設計	3
第1章 ミッション機器	16
1. 1. ルナー・オービター (LO)	16
1. 1. 1 システム	16
1. 1. 2 通信系	23
1. 1. 3 アンテナ	32
1. 1. 4 トランスポンダ	34
1. 1. 5 データ処理装置	41
1. 1. 6 太陽電池 (LO-SCP)	46
1. 1. 7 電源制御装置	54
1. 1. 8 タイマ/計測装置 (EST/INS-L)	57
1. 1. 9 キック・モータ (KM-L)	60
1. 2. 光学航法装置 (ONS)	67
1. 3. オンボード・コンピュータ (OBC)	74
1. 4. ダスト・カウンター (MDC)	94
第2章 通信系	113
2. 1. 通信システム概要	113
2. 1. 1 通信システム構成	113
2. 1. 2 運用条件	122
2. 1. 3 回線計算	124
2. 2. アンテナ	137
2. 2. 1 中利得アンテナ (MGA)	137
2. 2. 2 低利得アンテナ (LGA)	140
2. 3. 通信機器	143
2. 3. 1 Sバンド受信機 (SBR)	143
2. 3. 2 Sバンド送信機 (TMS)	147
2. 3. 3 Xバンド送信機 (TMX)	151
2. 3. 4 Sバンド・ハイブリッド (SHYB)	155
2. 3. 5 Sバンド・アンテナ切換器 (SSW)	158
2. 3. 6 Sバンド・ダイブレクサ (SDIP)	161
2. 3. 7 コマンド信号切換装置 (CSS)	164
2. 4. コマンド・データ処理系	167
2. 4. 1 概要	167
2. 4. 2 コマンド・デコーダ (CMD)	213
2. 4. 3 データ処理装置 (DPU)	217

第3章 環境計測装置	225
3.1 ハウス・キーピング (HK)	225
3.2 機体計測装置 (INS-SA)	234
第4章 タイマ・点火系	244
 4.1 衛星タイマ (EPT-SA)	244
 4.2 イグナイタ電源 (IG-PS)	261
第5章 軌道・姿勢制御系	263
5.1 概要	263
5.1.1 姿勢制御法	263
5.1.2 姿勢データ処理	270
5.1.3 軌道制御法	274
5.1.4 軌道決定ソフトウェア	277
5.2 軌道・姿勢制御装置	293
5.2.1 姿勢・軌道制御装置 (AOC)	293
5.2.1.1 AOCE	293
5.2.1.2 AOCP	305
5.2.2 リアクション・コントロール装置 (RCS)	308
5.2.3 ニューテーション・ダンパ (ND)	316
5.3 姿勢検出装置	319
5.3.1 太陽センサ (SAS)	319
5.3.2 スタースカナ (SSC)	324
5.3.3 地球センサ (SHCI)	333
5.3.4 加速度計 (ACM)	337
第6章 電源系	340
 6.1 概要	340
 6.2 太陽電池パネル (SCP)	342
 6.3 蓄電池 (BAT)	349
 6.4 電力制御器 (PCU)	352
 6.5 コンバータ (CNV)	359
 6.6 電流センサ (CUS)	363
 6.7 シャント (SHNT)	365
 6.8 電力解析	368
第7章 構造・熱設計	386
7.1 構造	386
7.1.1 概要	386
7.1.2 外観及び諸元	386
7.1.3 設計条件	395
7.1.4 構造体	397
7.1.5 構造解析	410
7.1.6 構造試験	419

7.2 熱設計	426
7.2.1 概要	426
7.2.2 熱設計条件	427
7.2.3 熱計装	427
7.2.4 熱解析および結果	432
7.2.5 ヒータ制御装置 (HCE)	438
第8章 計装	447
8.1 電気計装 (WHN)	447
8.2 機械計装	451
第9章 軌道設計	453
9.1 打ち上げ軌道	453
9.2 月スウィングバイ軌道の設計	467
第10章 管制システムと地上データ処理	477
10.1 地上局システム	477
10.2 軌道・姿勢運用ソフトウェア	486
10.3 バケット・テレメトリ処理 (地上系)	495
10.4 MDC-QEシステム	498
第11章 環境試験	502
11.1 機械的環境試験	502
11.2 温度試験	512

序

宇宙科学研究所
林 友直

これまで衛星打ち上げロケットの機種が変わるごとに、その性能確認を主目的として試験衛星が打ち上げられてきた。これにより生まれた「たんせい（淡青）」シリーズの衛星は4機を数えるに至っている。現在進行中のMUSES-Aは「たんせい」とは違って宇宙工学実験衛星として位置付けられているもので、将来計画の遂行に必要な要素技術を把握するための工学実験を主目的としており、その打ち上げは「さきがけ」「すいせい」「ぎんが」等で実績のあるM-3S II型ロケットを用いることになっている。

MUSES-Aの主要ミッションは、月のダブルスウィングバイ技術の習得で現在進行中のGEOTAIL衛星にその適用が予定されている重要な課題である。このほか、月の近傍で切り離して月周回軌道に投入するルナオービターやオプティカル・ナビゲーション、フォルト・トレラント・コンピュータ、ダストカウンタ等の機器が搭載されている。これらはいずれも将来の高度化する宇宙技術の基礎となるもので、習熟すべき大切なステップといえる。ダストカウンタはミュンヘン工科大学が担当し、成果は日独の科学者が共同利用しようというもので、研究の国際化の一端を担っている。ハードウェアにおいても、またソフトウェアにおいても随所に未経験の分野に挑んでいる。

既に、飛翔前試験その他の段階で幾多の困難に直面してきた。しかし担当諸氏の適切な判断と実行力によって、当初のフライト予定を崩さずに現在に至ったことに対して心からの敬意を表したい。いよいよ飛翔実験に入るに際して編まれたこの計画書が、班員相互の理解を深め、的確な作業を進める上での指針となることを期待するものである。

1. ミッション

宇宙科学研究所 上杉邦憲

M U S E SとはMuロケットによるSpace Engineering Satellite (又はSpacecraft)の略で、宇宙工学実験を目的とした衛星であり、M U S E S - Aはその一号機として昭和59年度に宇宙開発委員会に於て第13号科学衛星として承認され、平成元年度の打ち上げを目標に昭和60年度より開発を行ってきたものである。

M U S E S - Aは主として将来の月・惑星探査ミッションに必要な技術の修得と確立を図るため以下の宇宙工学実験を行う。

(1) 天体の重力場を利用した軌道変更(スウィングバイ又はグラビティーアシスト)技術の修得: スウィングバイの実験回数を増すため衛星をいわゆるダブル・ルナー・スウィングバイ軌道、即ち月の周期に同期した軌道にのせ、月接近の際に月の重力を利用した軌道変更を繰り返し行う。またこのための精密軌道標定・軌道運用技術の確立を図る。

(2) 天体周回軌道へのオービターの投入実験: M U S E S - A本体の頭部に超小型の孫衛星を搭載、最初の月接近時にこれを切り離し、内蔵減速モーターの噴射により月周回軌道に投入する。

(3) 月・惑星ミッションで主流となっているXバンド通信系を初めて搭載する。

(4) 惑星間航法精度向上に有効な光学航法装置による軌道決定実験を行う。スピン安定型衛星では世界初の試みである。

(5) 新しい搭載計算機として、フォールト・トレラント型計算機を搭載、計算機の機能確認の他パケット・テレメトリ送信及び処理の実験を行う。

(6) 西独ミュンヘン工科大学との共同実験として、同大学の開発したダストカウンターにより、地球～月近傍空間における微小宇宙塵の観測を行う。

(7) 従来のSi太陽電池に代わり、N T Tによって新たに開発されたI n - P電池をルナー・オービターの電源として用いる。

なお打ち上げ後約1年の間に上記全ミッションを終えた後、なお燃料に余裕があった場合、軌道の近地点を高度120km程度まで低下させ上層大気との摩擦により低速させるいわゆるエアロブレーキの実験を行うことを検討中である。

以上のミッションのうち、ダブル・ルナー・スウィングバイの技術は1992年打ち上げ予定のG E O T A I L衛星による地球磁気圏尾部探査ミッションにそのまま応用されることが決まっている。

2. システム設計

林研、上杉研、NEC

1. 概要

MUSES-Aのシステム設計は、過去の科学衛星の中で比較的類似のミッションである「さきがけ」、「すいせい」の方式、技術をベースにしている。

MUSES-Aがこれらの探査機とちがって特に考慮しなければならない点は、ダブル・ルナー・スイングバイ軌道をとるという制約から、日陰の発生が不可避であり、軌道の選び方によっては日陰が数時間にわたるということである。これについて、軌道設計、熱制御、電力収支、衛星重量などの各面から検討、調整を行い、日陰は最大1時間という条件のもとで、それぞれ詳細な設計検討を進めた。

図1に衛星外観、図2にシステム系統図、表1に主要諸元、表2に構成品一覧、表3に搭載機器重量をそれぞれ示す。

2. 構造・熱制御系

構造は主としてスラストチューブ、機器を搭載するプラットフォーム、太陽電池を貼るドラムから構成されている。MUSES-A本体の上部には、分離機構を介してルナーオービターを搭載する。本体の上下面はサーマルブランケットで覆われており、内部発熱は太陽電池ドラムから放熱するほか、一部の機器はヒータで温度を維持する熱制御を行う。上面のサーマルブランケットは、エアロブレーキ対策のために耐熱性のものになっている。MUSES-Aにはサーマルルーバを搭載していないが、この方式で日陰を含めた温度維持が可能である。また、この結果重量が軽減されたほか、プラットフォームの上下面に機器が取り付けられるため、「さきがけ」、「すいせい」に比べて4倍のヒドラジン燃料を有するタンクがあるにもかかわらず、一枚のプラットフォームにタンクとほとんどの機器が実装されている。

3. 電源系

電源はドラムに貼り付けられた約5800枚の2×2cmシリコン太陽電池から得られ、

集中電源方式のコンバータを通して各機器に分配される。また最大1時間の日陰に対処するため、8AHのバッテリーを搭載している。

4. 通信系

Sバンドのアップリンク回線、SバンドおよびXバンドのダウンリンク回線を有しており、コマンド受信、テレメータ送信およびレンジングを行うことができる。アンテナはスピン軸に対して横方向をカバーする中利得アンテナと、上下方向をカバーするオムニアンテナから構成され、これらを適宜切り換えることでほぼ全方向をカバーする。

5. データ処理および運用制御系

各機器のステータスやデータは、データプロセッシングユニット(DPU)で適当なフォーマットに編集し、送信機を通じて伝送する。このデータは1MbitのDPU内のメモリに一時保管することができる。伝送レートは、8192/2048/256bpsを選択することができる。2048/256bpsのときは、遠距離通信用のCONVOLUTION CODEで符号化している。コマンドはコマンドデコーダでPN符号解読されたあと、DPUが各機器に分配する。DPUはあらかじめコマンドで内蔵のメモリに書込まれたシーケンスに従って、適当なコマンドを自動的に出力する機能を備えており、最大約12日間の自動管制が可能である。

6. 姿勢軌道制御系

姿勢軌道制御系は、サンセンサ、スタースキャナ、地球センサ、加速度計といったセンサと、リアクションコントロールシステム(RCS)、ニューテーションダンバのアクチュエータ、およびこれらの信号処理、制御などのための姿勢軌道制御装置から構成されている。姿勢軌道制御装置は16ビットのマイクロプロセッサを搭載しており、高度で柔軟な処理が可能になっている。姿勢や軌道のマヌーバはRCSによって行う。RCSは23Nスラスタを8ヶ、3Nスラスタを4ヶ有しており、燃料として約42kgのヒドラジンを搭載する。

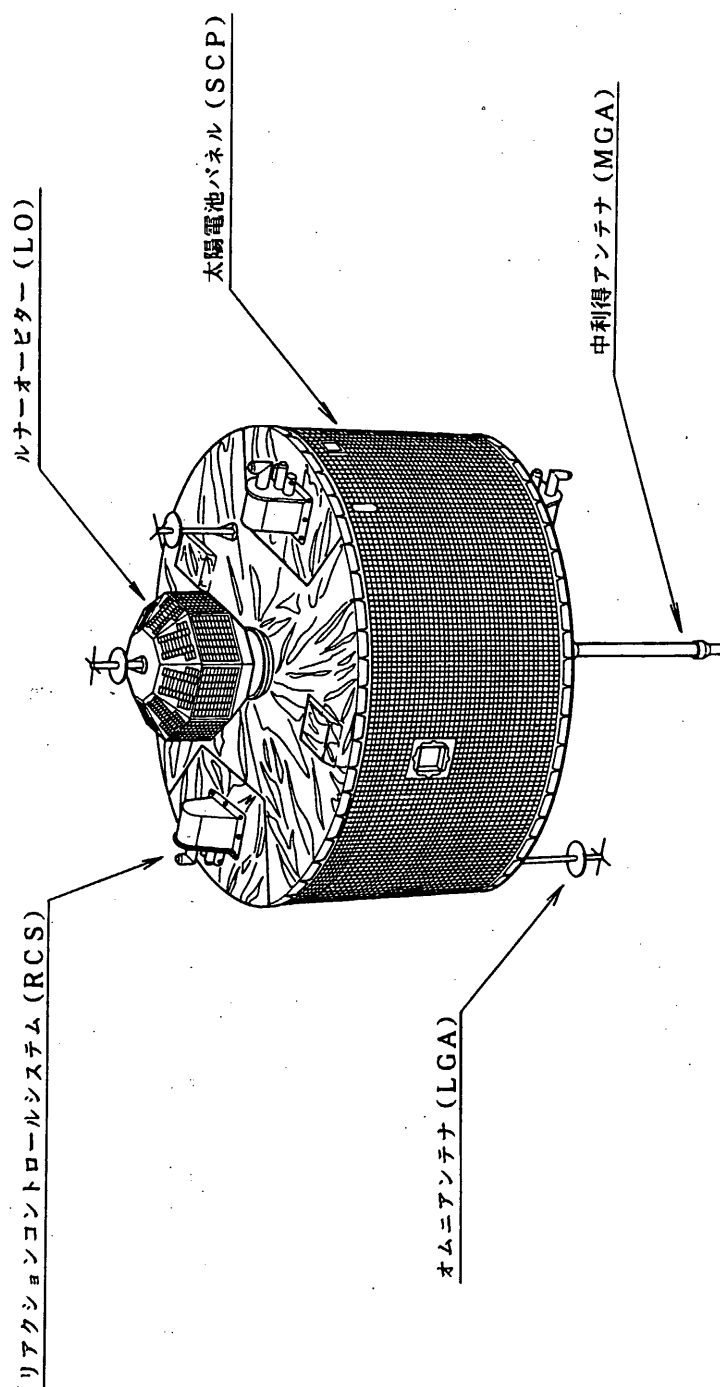


図1 MUSES-A衛星外觀図

カ(国) 在「ひてん」の観測

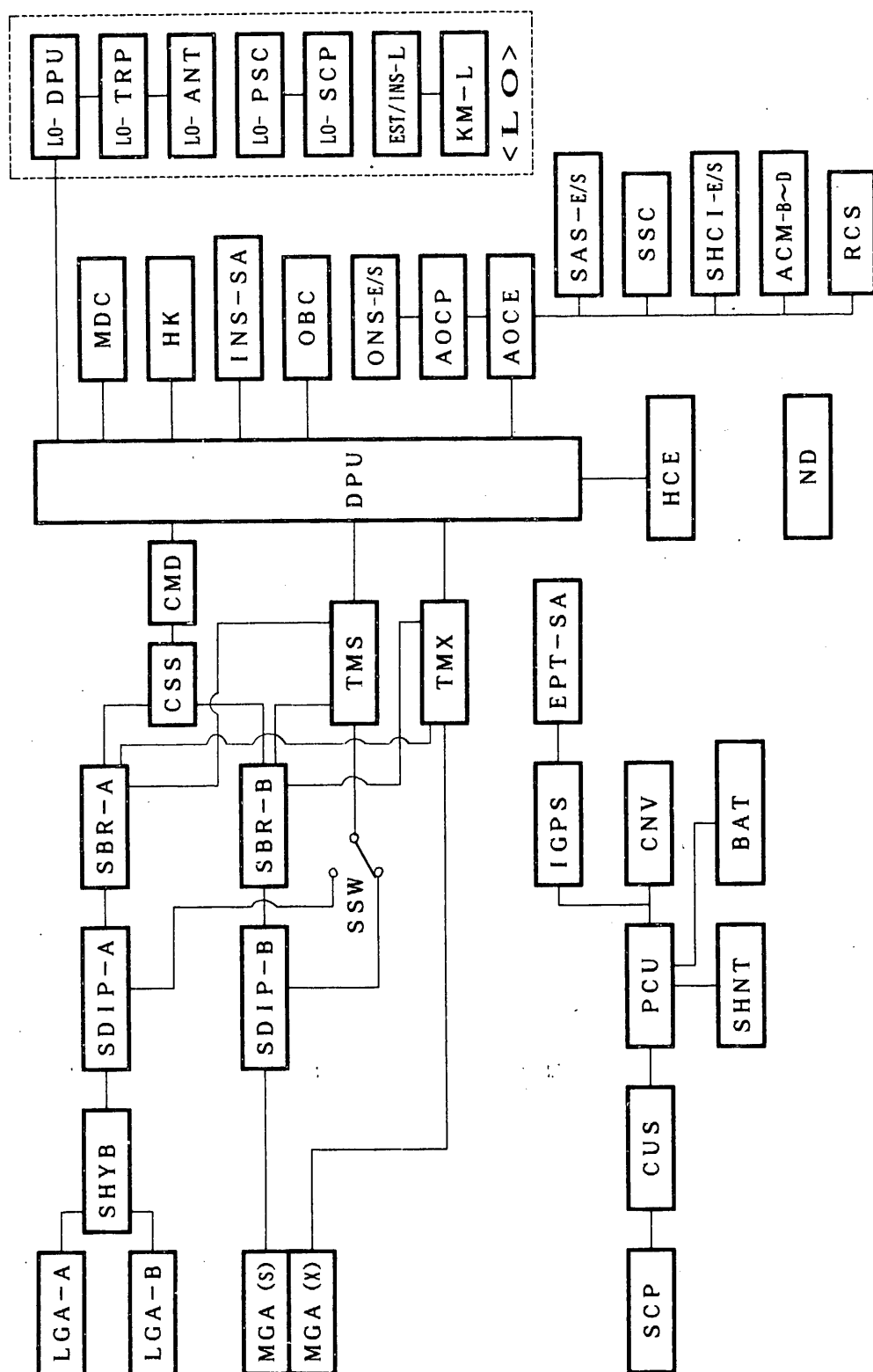


図 2 MUSES-A システム系統図

表 1 MUSES-A主要諸元 (1/7)

項 目	諸 元
1. システム全般 ミッション	<p>月の周期に同期した軌道を取り、月の近傍を通る際に月の重力を利用したスイングバイを行う。</p> <p>1)月、惑星探査ミッションにおける軌道標定、制御の高精度化 2)スイングバイ技術の開発 3)高効率データ伝送技術の開発 4)オプティカルナビゲーション技術の開発 5)ルナーオービターの月周回軌道投入技術の開発 6)地球～月空間の微小宇宙塵の計測</p>
打上げ	<p>・1990年1～2月(平成元年度) ・M-3SⅡ型5号機</p>
軌道	<p>・軌道面 : 白道面 (トランスルナーを除く) ・軌道フェーズ : 月トランスファ軌道 : 月スイングバイ軌道 : 地球磁気圏尾部停留軌道</p>
姿勢	<p>・スピン安定型 ・スピン速度 : 20rpm ・スピン軸 : 黄道面垂直 ・姿勢決定精度 : $\pm 0.5^\circ$ 以下 ・姿勢制御精度 : $\pm 1.0^\circ$ 以下</p>
外観、構造	<p>・円筒型 ・スラストチューブ、1段デッキ ・直径 約1.4m ・高さ 約0.84m (本体のみ アンテナ、スラスタを除く)</p>
重量(暫定値)	<p>・本体 DRY 139.39kg WET 181.39kg ・ルナーオービター 11.95kg</p>
2. 電源系 太陽電池パネル (SCP)	<p>1)方式 ボディマウント方式 2)太陽電池 Si BSFR (50μm) 3)貼付枚数 2\times2cm 約5900枚 4)発生電力 110W以上 (スピン軸黄道面垂直 1年後)</p>
蓄電池 (BAT)	<p>1)セル形式 角型 Ni-Cdセル 2)定格容量 8AH 3)セル数 16セル直列 4)出力電圧 17.6～26.08V</p>

表 1 MUSES-A主要諸元 (2/7)

項 目	諸 元
電力制御器 (PCU)	1)BUS上限電圧制御 27.0±0.5V 2)BAT充放電制御 ・抵抗充電制御 ・フル充電電流 0.51A(1/15.7C) ノミナル ・トリクル充電電流 0.20A(1/40C) ノミナル 3)BATリコンディショニング制御 ・リコンディショニング電流 0.16A(1/50C)ノミナル ・自動停止電圧 17.6V 4)BATヒータ制御 ・ヒータ1 ON温度 12℃ ノミナル ・ヒータ1 OFF温度 16℃ ノミナル ・ヒータ2 ON温度 8℃ ノミナル ・ヒータ2 OFF温度 16℃ ノミナル 5)シャント制御
シャント (SHNT-A/B)	1)方式 パーシャルシャント 2)シャント電力 最大 約100W
コンバータ (CNV)	1)出力電圧 ・+5V系 ・+12V系 ・-12V系 ・+29V系 ・+15V系 2)変換効率 80%以上(平均)
電流センサ (CUS)	1)BUS負荷電流モニタ 0~8A 2)SCP発生電流モニタ 0~8A 3)BUS電圧モニタ 0~35V 4)RDモニタ出力ON/OFF
3. 通信系 全 般	1)地上局 ・KSC ・UDSC ・DSN 2)周波数帯 ・アップリンク S-band ・ダウンリンク S-band, X-band
中利得アンテナ (MGA)	1)周波数 S-band送信 2.2GHz帯 受信 2.0GHz帯 X-band送信 8.4GHz帯 2)形式 コリニアアレーアンテナ 3)放射パターン パンケーキ型 4)利得 マスト垂直面内 +4dBi 以上(送受信) マスト±20°内 -5dBi 以上(S送信) -7dBi 以上(X送信) -7dBi 以上(受信) 5)偏波 直線偏波 6)VSWR 1.5以下

表 1 MUSES-A主要諸元 (3/7)

項 目	諸 元
オムニアンテナ (LGA-A/B)	1)周波数 送信 2.2GHz帯 受信 2.0GHz帯 2)形式 クロスダイポールアンテナ 3)放射パターン カーディオイド型 4)利得 マスト方向±70°内 -3dBi以上(送信) -10dBi以上(受信) 5)偏波 右旋円偏波 6)VSWR 1.5以下
Sバンド ハイブリッド (SHYB)	1)周波数 送信 2.2GHz帯 受信 2.0GHz帯 2)形式 90°位相差ブランチャインタイプ 3)分配損失 3.7dB以下(送信) 3.9dB以下(受信) 4)位相差 ±5°以内 5)VSWR 1.5以下
Sバンド ダイプレクサ (SDIP-A/B)	1)周波数 送信 2.2GHz帯 受信 2.0GHz帯 2)入力損失 送信 1.0dB以下 受信 0.85dB以下 3)VSWR 1.5以下 4)アイソレーション ・送信帯域における送信信号の受信側への アイソレーション 76dB以上 ・受信帯域における送信機雑音の アイソレーション 82dB以上
Sバンド アンテナ切替器 (SSW)	1)挿入損失 0.5dB以下 2)VSWR 1.5以下
Sバンド受信機 (SBR-A/B)	1)受信周波数 2.0GHz帯 2)入力レベル -110dBm ~ -50dBm 3)スケルチレベル -114±4dBm 4)群遅延時間変動 200nsec以下 5)変調方式 PM 6)変調指数 コマンド 0.4 rad レンジン グ 0.6 rad 7)ドップラシフト f0±120kHz 8)最大捕捉可能 20kHz/sec 周波数変化率
Sバンド送信機 (TMS)	1)送信周波数 NON COH モード 2.2GHz帯 COH モード 7731.25MHz(240/221) 2)送信出力 HIGH 1.2W LOW 0.1W 3)変調方式 PM 4)変調指数 PCM 1.2±0.1 rad -0.2 rad レンジン グ 0.5±0.1 rad 5)スプリアス -10dBm以下

表 1 MUSES-A主要諸元 (4/7)

項 目	諸 元
Xバンド送信機 (TMX)	1)送信周波数 NON COH モード 8.4GHz帯 COH モード 7ヶリソク×(900/221) 2)送信出力 HIGH 0.8W LOW 0.16W 3)変調方式 PM 4)変調指数 PCM 1.2±0.2 rad レンジソグ 0.9±0.15 rad 5)スプリアス -10dBm以下
コマソ信号切換装置 (CSS)	1)スケチステークス 入力電圧 SQ ON: 4.0 ~ 5.4V SQ OFF: 0 ~ 0.3V 2)コマソ信号入力レベル 1Vrms ± 10 % 3)コマソ信号伝送損失 0.3dB以下 4)応答時間 0.1 ~ 1msec
4. コマソ、データ処理系 コマソデコーダ (CMD)	1)入力信号形式 PCM(PN)-Biφ-PSK 2)ビットレート 1000bps
データ処理装置 (DPU)	1)コマソ •リアルタイムコマソ DC(Discrete Command) 224項目max BC(Block Command) 8bits/項目 •プログラムコマソ OP(Operation Program) による自動運用 CE(Control Element) 128ステップ CEステップ間隔 32~8160秒 OG(Organized Command) 127種類 1OGの深さ 4コマソ (4OGE/OG) 2)テレメータ •データ構成 8 bits/word 128 words/frame 256 frames/major frame •ビットレート HI 8196 bps *MED 2048 bps *LOW 256 bps *コンボリユーシソをかけたとき シンボルレートは2倍の値になる。 •フォーマット 1-打上げモード 2-ACMモード 3-OPチェックモード 4-メモリチェックモード 5-ONSモード 6-ONSメモリダソプモード 7-パラメータダソプモード 8-MDCモード AOCで処理 3)データメモリ CMOS、1Mbit

表 1 MUSES-A主要諸元 (5/7)

項 目	諸 元
衛星環境計測装置 (HK)	1)計測項目数 96項目 (CALの2項目を含む) 2)計測内容 温度、電圧、電流、圧力
5. 打上げ運用系 衛星タイマ (EPT-SA)	1)制御項目 <ul style="list-style-type: none"> • M-3B IG • M-3B SEP • KM-M IG • KM-M SEP • (YOタンブラ作動は延時管による) * • EST-L START * • LO SEP * コマンドによる制御
機体計測装置 (INS-SA)	1)計測項目 <ul style="list-style-type: none"> • NRS * • 振動 (V6, V7, V8) • M-3B 燃焼内圧 • KM-M 燃焼内圧 • KM-M 温度 4点 + CAL 2点 • カロリメータ 2点 * • 横加速度 (Y4, Z4) * 振動および横加速度のデータはB2-PLの テレメータで伝送する。
イグナイト電源 (IGPS)	1)容量 660 μ F 2)充電時定数 0.12秒ノミナル
6. 姿勢および軌道 制御系 全 般	1)構成 <ul style="list-style-type: none"> • センサー-----サンセンサ、スタースカナ 加速度計、地球センサ • アクチュエーター---リアクションコントロール装置 ニューテーションダンパ 2)スピン安定型 スピン軸は黄道面垂直 3)スピンレート 20rpmノミナル
姿勢軌道制御装置 (AOC)	1)姿勢センサデータ処理 2)オプティカルナビゲーションセンサデータ処理 3)姿勢制御処理 <ul style="list-style-type: none"> • スピン軸プリセッション制御 • スピンレート制御 • 太陽捕捉制御 4)軌道制御処理 5)RCSスラスタドライブ 6)姿勢センサインターフェイス 7)KM-M Δ V計測およびTotal Δ V制御処理

表 1 MUSES-A主要諸元 (6/7)

項 目	諸 元
スピン型サンセンサ (SAS)	1)構成 ファンビーム型センサ 2台 2)センサ視野 $170^{\circ} \pm 2^{\circ}$ 3)精度 0.1° (θ_s が $90^{\circ} \pm 61^{\circ}$ の範囲内) 0.25° (上記以外) 4)分解能 粗データ 1°
スタースカナ (SSC)	1)センサ視野 $10^{\circ} \times 10^{\circ}$ Vスリット型 2)検出器 フォトダイオード 3)角分解能 10 arc min
地球センサ (SHCI)	1)センサ視野 直径 1° ペンシルビーム状 2)視野の可変範囲 $0 \sim 360^{\circ}$ まで 3° ステップ 3)精度 0.1° (3σ) 4)検出帯域 $14 \sim 16 \mu m$ 5)スピンレート許容範囲 $20 \pm 5 \text{ rpm}$ $120 \pm 15 \text{ rpm}$
加速度計 (ACM-B/C/D)	1)ACM-B, C ・ ΔV (RCS) 計測 ・ダイナミックレンジ $-40 \sim +40 \text{ mG}$ 2)ACM-D ・縦加速度計測 ・ ΔV (KM-M) 計測 ・ダイナミックレンジ $-20 \sim +20 \text{ G}$
リアクション コントロール装置 (RCS)	1)スラスト アキシャル $23 \text{ N} \times 4$ ラジアル $23 \text{ N} \times 4$ タンジェンシャル $3 \text{ N} \times 4$ 2)タンク ティアドロップ型 $30.65 \text{ kg} \times 2$ 3)燃料 ヒドラジン 42 kg 4)ヘリウムガス 圧力 $20 \text{ kg} / \text{cm}^2 \text{ abs}$ 5)燃料供給 ブローダウン $20 \sim 7 \text{ kg} / \text{cm}^2 \text{ abs}$
ニューテーション ダンパ (ND)	1)シリコンオイル封入型円環ダンパ 2)時定数 約3分 (0°C)
7. 熱制御系 全 般	方式 受動型 一部ヒータによる制御

表 1 MUSES-A主要諸元 (7/7)

項 目	諸 元
ヒータ制御装置 (HCE)	<p style="text-align: right;"><HKセンサ></p> <p>1) RCSヒータ</p> <ul style="list-style-type: none"> ・タンクA 自動(10℃) : F64n+20, W9 ・タンクB 自動(10℃) : F64n+21, W9 ・配管 自動(10℃) : F64n+22, W9 ・ラッチングバルブ 自動(10℃) : F64n+26, W9 ・推葉弁 自動(10℃) : F64n+32, W9 ・スラストベッド コマンド ・インジェクタ1 コマンド ・インジェクタ2 コマンド <p>2) センサヒータ</p> <ul style="list-style-type: none"> ・SHCI コマンド <p>3) KM-Lヒータ 自動(5℃) : F64n+53, W9</p> <p>4) LOヒータ コマンド</p> <p>*自動の場合でも、すべてコマンドによるON/OFFが可能である。</p> <p>*BATヒータはPCUで制御。</p>
8. ミッション系 オプティカルナビゲーションセンサ (ONS)	<p>1) ミッション</p> <ul style="list-style-type: none"> ・月および星の方向を高精度に検出 (画像データの処理および制御はAOCで実行) ・画像データの光ファイバー伝送 <p>2) 視野 10.0° × 7.3°</p> <p>3) 検出器 2次元CCD</p> <p>4) 精度</p> <ul style="list-style-type: none"> V方向 3.2 arc min H方向 0.9 arc min <p>5) 感度</p> <ul style="list-style-type: none"> 月 -12.7 magの撮像 星 2 mag以上の検出
オンボード コンピュータ (OBC)	<p>1) ミッション 衛星テレメトリおよびルナオービター HKデータのバケットテレメトリへの編集</p> <p>2) クロック周波数 8 MHz</p> <p>3) メモリ容量</p> <ul style="list-style-type: none"> ROM 256 kbyte RAM 64 kbyte <p>4) 出力信号 CCSDSフォーマット バケットテレメトリ</p>
ダストカウンタ (MDC)	<p>1) ミッション ダスト粒子の計測</p> <p>2) 検出対象 $10^{-15} \sim 10^{-5} \text{ g}$ $1 \sim 45 \text{ km/s}$</p> <p>3) 検出器 Impact-Ionization Detector</p> <p>4) 検出頻度 1~2 event/day (予測値)</p>

表 2 MUSES-A 構成品一覧

構成品名称	略号	担 当
電 源 系	太陽電池パネル	SCP NEC(シ-フ)
	蓄電池	BAT NEC(古河)
	電力制御器	PCU NEC
	シャント	SHNT-A SHNT-B //
	コンバータ	CNV //
	電流センサ	CUS //
通 信 系	S, Xバンド中利得アンテナ	MGA //
	Sバンドオムニアンテナ	LGA-A LGA-B //
	Sバンドハイブリッド	SHYB //
	Sバンドアンテナ切換器	SSW //
	Sバンドダイプレクサ	SDIP-A SDIP-B //
	Sバンド受信機	SBR-A SBR-B //
	Sバンド送信機	TMS //
	Xバンド送信機	TMX //
	マルチバンド信号切換装置	CSS //
デ ー タ 処 理 ・ 運 用 制 御 系	コマンドデコーダ	CMD //
	データ処理装置	DPU //
	衛星環境計測装置	HK 松下通信
	衛星タイマ	EPT-SA //
	イグナイタ電源	IGPS NEC
	機体計測装置	INS-SA 松下通信
姿 勢 軌 道 制 御 系	スピン型センサ	SAS-S SAS-E NEC (ADCOLE)
	スタースキャナ	SSC 東芝
	地球センサ	SHCI-S SHCI-E NEC (ITHACO)

構成品名称	略号	担 当
姿 勢 軌 道 制 御 系	加速度計	ACM-B ACM-C ACM-D JAE //
	姿勢軌道制御装置	AOCE AOCF NEC //
	リアクションコントロールシステム	RCS MHI
	ニューテーションダンパ	ND NEC
計 装 ・ 熱 ・ 構 造 系	電気計装	WHN //
	ヒータ制御装置	HCE //
	サーマルブランケット	BLK //
	構体本体	MELCO
ミ ッ シ ョ ン 系	機械計装等	NEC
	オプティカルナビゲーションセンサ	ONS-O ONS-E //
	ワンボードコンピュータ	OBC 日立
ル ナ ー リ ・ オ ビ タ ル	ダストカウンタ	MDC ISAS/TUM
	太陽電池パネル	LO-SCP NTT/NEC
	電源制御装置	LO-PSC NEC
	アンテナ	LO-ANT //
	トランスポンダ	LO-TRP //
	データ処理装置	LO-DPU //
	タイマ/計測	EST/INS-L 松下通信
	分離機構	日産
	キックモータ	KM-L //
	電気計装	NEC
	構体	//
	機械・熱計装	//

表 3 MUSES-A 搭載機器重量(暫定値)

機 器	重 量(KG)	備 考
電源系	23.30	
SCP	10.46	トランス、ヒル
BAT	8.48	
PCU	1.59	
SHNT	0.39	
CNV	2.19	
CUS	0.19	
通信系	9.38	
MCA	1.53	
LGA-A	0.20	
LGA-B	0.20	
SHYB	0.04	
SSW	0.06	
SDIP-A	0.30	
SDIP-B	0.30	
SBR-A	2.16	
SBR-B	2.16	
TMS	1.15	
TMX	1.12	BPFを含む
CSS	0.14	
マウント・データ系	8.39	
CMD	1.27	
DPU	5.38	支柱構造含む
HK	1.74	
打上運用系	4.26	
EPT-SA	1.90	
IGPS	0.32	
INS-SA	1.40	
INS-SA-S	0.65	計装を含む
姿勢検出系	5.90	
SAS-S	0.60	
SAS-E	0.60	
SSC	2.36	フット、台含む
SHCI-S	0.70	
SHCI-E	1.33	
ACM-B	0.10	
ACM-C	0.10	
ACM-D	0.11	
姿勢制御系	76.18	
AOCE	8.63	支柱構造含む
AACP	2.88	
RCS	22.25	
RCS-F	42.00	
ND	0.41	

機 器	重 量(KG)	備 考
ミッション系	6.56	
ONS-O	1.02	取付ブロック含む
ONS-H	0.64	〃
ONS-E	1.73	
OBC	2.48	
MDC	0.60	
カリメータ	0.08	
電気計装	9.53	
WHN	9.53	
熱制御系	4.32	
HCE	1.28	
サーマルファンケット	2.93	
サーマルテープ等	----	他の項目に含む
サーマルダンプラ	----	構体本体に含む
ラジオインターガー	0.11	
構造系	33.57	
構体本体	14.34	一部金具付
SHNT/LGAハネ	0.62	〃
SHNTハネ	0.43	〃
センターハネ	0.62	〃
BAT取付ハネ	0.94	〃
下部ハネ	0.77	中継ケーブル含む
ファン材料	0.59	
ハネサポート	0.54	
エンジンジョイント台	6.90	
ネジ、連結金具	2.20	
ハネスウェイト	4.30	
取付ブロック	0.61	ANT, CSS他
分離機構	0.70	本体残留分
本体計 (DRY)	139.39	
(WET)	181.39	

ルネオビター(LO)	11.95	
LO-SCP	1.37	ハネ構造含む
LO-PSC	0.77	
LO-TRP	0.90	
LO-DPU	0.58	
EST/INS-L	0.68	
LO-ANT	0.13	
LO-WHN	0.51	
構体・計装	1.60	
熱計装	0.16	
分離機構	0.46	L0分
KM-L	4.09	
ハネスウェイト	0.70	

打上時 (DRY)	151.34	
合計 (WET)	193.34	

第 1 章 ミッション機器

1. 1 ルナー・オービター (LO)

1. 1. 1 システム

林(友)、上杉、NEC

1. 全般

ルナーオービター (LO) は、重量約 12 kg、対辺寸法 40 cm の 26 面体形状という小型の衛星で、MUSES-A に搭載した状態で打上げられる。打上げから 1~2 ヶ月後の月スイングバイ時に MUSES-A 本体から分離され、LO に内蔵したキックモータ (KM-L) の噴射により減速して月周回軌道に投入される。

図 1 に外観・機器配置、表 1 に主要諸元、図 2 に系統図をそれぞれ示す。

2. 電源系

電源は外面に貼った太陽電池により供給される。この太陽電池は従来の Si にかわって高効率の InP セルを使用する。バッテリーは軽量化およびミッション上の必要性から搭載していないため、MUSES-A 本体から分離した後、最低 30 日間は日陰が発生しないよう軌道が設計されている。

なお LO の分離前は、LOSD コネクタを通じて MUSES-A 本体から電源を供給することができる。

3. データ計測・伝送系

LO にはデータ処理装置および S バンドトランスポンダが搭載されており、温度や電圧電流等のデータ計測および伝送ができる。このデータは LO 分離前であれば MUSES-A 本体のデータ伝送系を通じて伝送することができる。また S バンドトランスポンダはコヒーレントモードでのレンジング信号の折り返しが可能である。

トランスポンダの伝送モードおよび送信 ON/OFF の切換えは、アップリンクサブキ

キャリアおよびコマンドサブキャリアの有無で制御する。その動作は以下のようになっている。

*アップリンクサブキャリアON	└─	送信ON
	└─	レンジングモード(コヒーレント)
*アップリンクサブキャリアOFF	──	テレメトリモード(ノンコヒーレント)
*コマンドサブキャリア送信	──	送信OFF

表2にLOのテレメータ項目を示す。

4. タイマ系

KM-Lは点火項目がタイマ動作として必要であり、このためのタイマをLOに搭載している。タイマは、LOを分離する前にコマンドでMUSES-A本体から信号を送って起動する。

なおLOの分離は、MUSES-A本体側から、コマンドおよびEPT-SAで制御される。

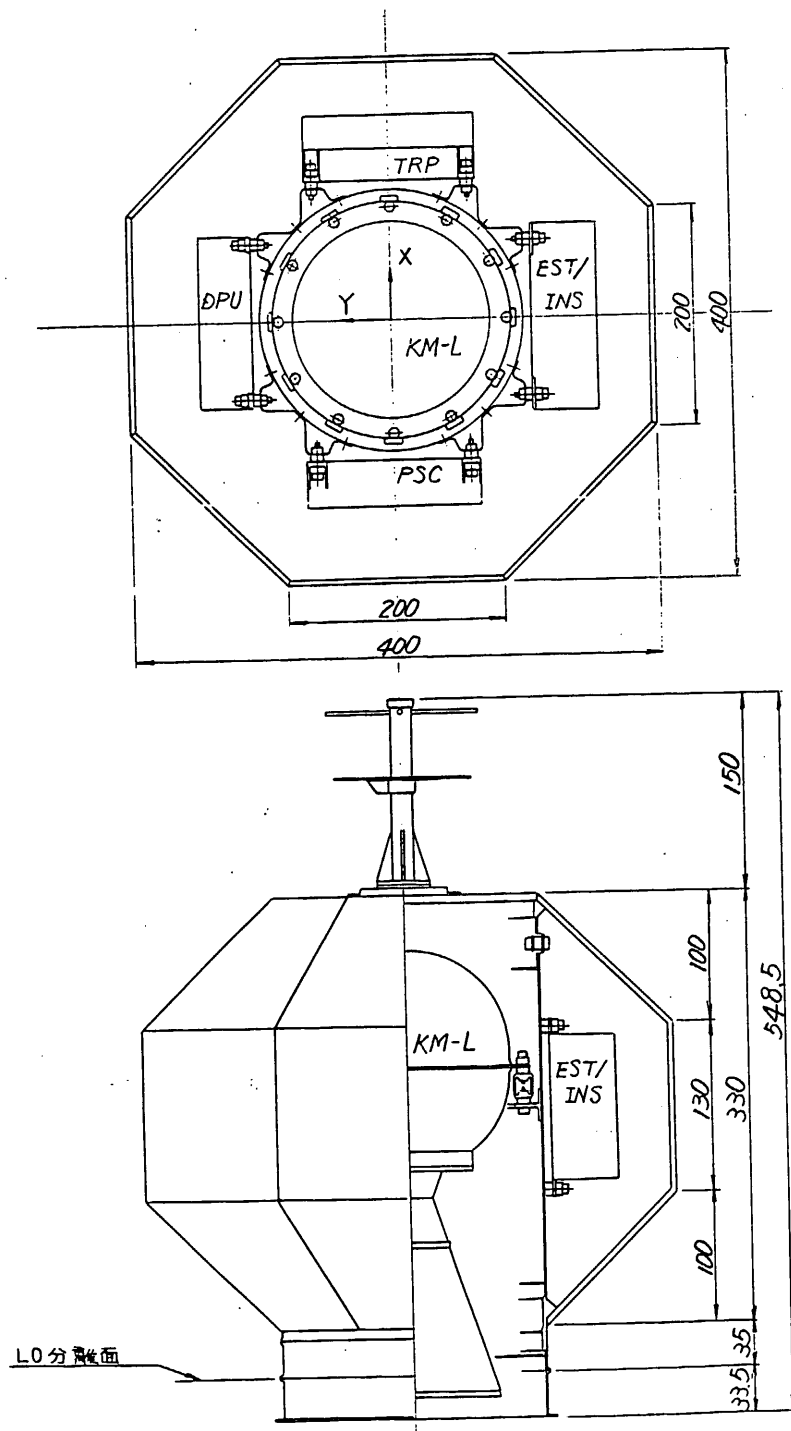


図 1 ルナーオービター外観・機器配置

表 1 ルナーオービター (LO) 主要諸元 (1/2)

項 目	諸 元
1) ミッション	月周回軌道への衛星投入技術の開発
2) 軌道	<p>スウィングバイ軌道上でMUSES-A本体から分離後 KM-LによるΔVを実行し、月の周回軌道に投入する。</p> <ul style="list-style-type: none"> ・軌道投入時期 第1スウィングバイ ・月の周回軌道 半長軸径約20000 kmの楕円軌道
3) 姿勢	<p>スピン安定でMUSES-A本体からの分離姿勢を維持。</p> <ul style="list-style-type: none"> ・スピンレート 120 rpm
4) 太陽電池	<ul style="list-style-type: none"> ・ボディマウント方式 ・セル InP, 50 μmカバーガラス ・枚数 2×1 cm 1000枚 ・発生電力 約10W
5) 電源制御装置	<ul style="list-style-type: none"> ・出力電圧 $\pm 10V$、$\pm 5V$ ・イグナイタ電源 <ul style="list-style-type: none"> KM-L点火用 600 μF タイマリレー駆動用 2160 μF
6) タイマ	<ul style="list-style-type: none"> ・KM-L点火信号出力 ・タイマ秒時(分離～点火) 1800秒
7) データ処理装置	<ul style="list-style-type: none"> ・PCMビットレート 64 bps ・PCM変調 NRZ-L → NRZ-S → PSK サブキャリア 2048 Hz ・伝送データ 16ワード <ul style="list-style-type: none"> 同期コード 3ワード タイマモニタ 1ワード アナログデータ 12ワード
8) トランスポンダ	<ul style="list-style-type: none"> ・CMデータ伝送およびRARR ・送受信周波数 S-band ・送信出力 50mW ・変調指数 TLM 1.1 rad (ダウリンク) RNG 0.5 rad ・動作モード <ul style="list-style-type: none"> キャリアOFF : TLMモード キャリアON : RNGモード、送信出力ON コマンドキャリアON : 送信出力OFF
10) アンテナ	<ul style="list-style-type: none"> ・型式 クロスダイポール ・利得 -10 dBi以上(マスト方向$\pm 90^\circ$内)

表 1 ルナーオービター (LO) 主要諸元 (2/2)

項 目	諸 元
11) KM-L	<ul style="list-style-type: none"> • ΔV 763 m/s • 平均 Isp 292 sec • 推進薬 2.76 kg
12) 分離機構	<ul style="list-style-type: none"> • 結合分離方式 マルマンバンド方式 スプリングアクチュエータ方式 • 分離速度 1.0 m/s

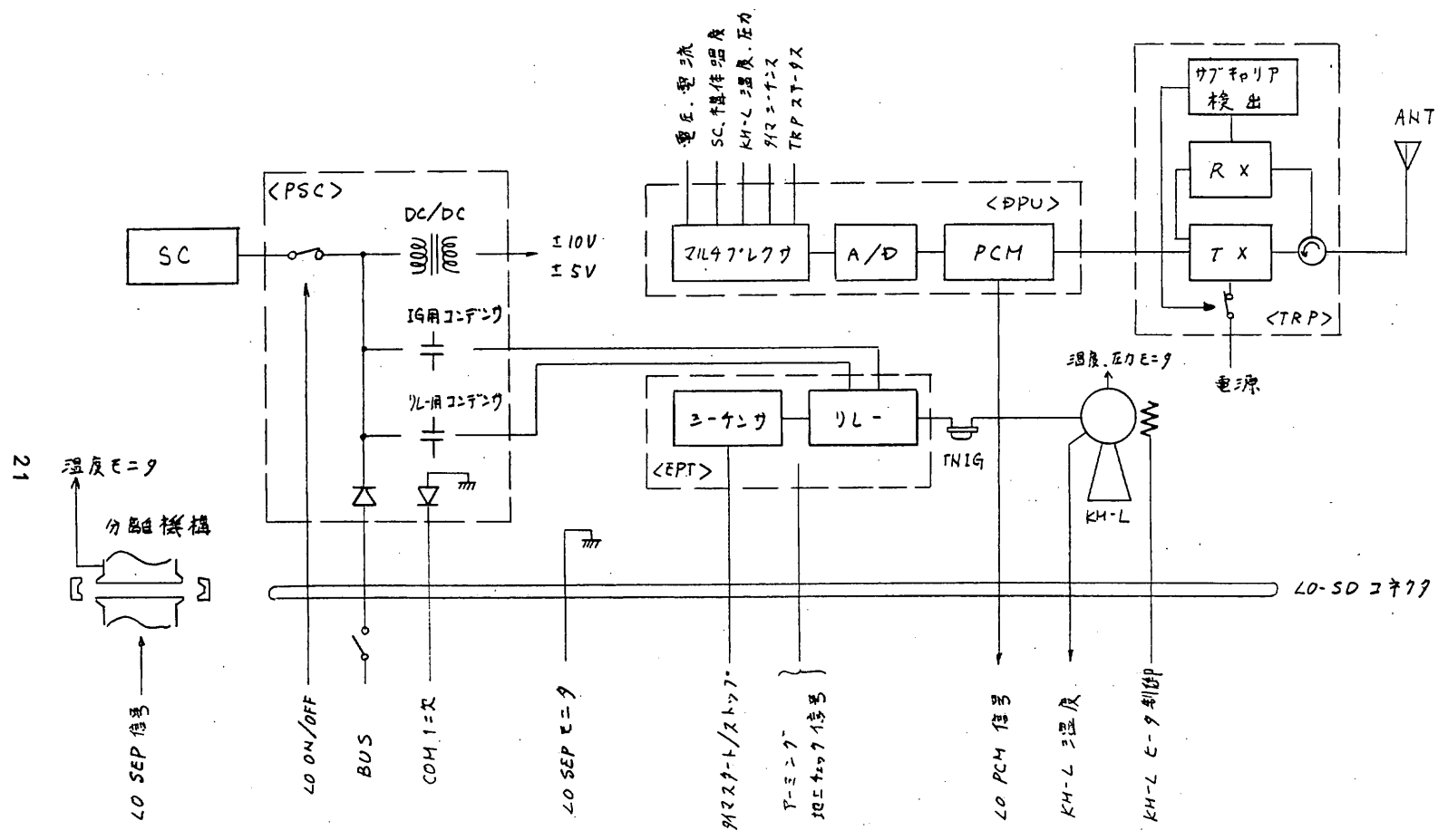


図 2 ルナーオービター系統図

表 2 ルナーオービターテレメータ項目

W	項 目	諸 元
0	同期コード	' F A '
1	〃	' F 3 '
2	〃	' 2 0 '
3	デジタルステータス	EST-L, LO-TRPステータス
4	SC出力電圧	0~20V
5	SC出力電流	0~1A
6	+10V系電圧	0~15V
7	TRP AGC	0~5V
8	KM-L圧力	
9	KM-L温度	
10	分離部 温度	-150~+150℃
11	スラスタ1-7(1) 温度	〃
12	スラスタ1-7(2) 温度	〃
13	側面パネル上温度	〃
14	側面パネル中温度	〃
15	側面パネル下温度	〃

1. TLM出力は上記16ワードの単純なくりかえし。

2. フレームカウンタに相当するデータはない。

3. W3詳細

B 0	EST-L POWER	ON/OFF
B 1	START	RESET/START
B 2	SQ 1	ON/OFF
B 3	SQ 2	ON/OFF
B 4	SAFETY	FLIGHT/SAFETY
B 5	ア キ	
B 6	TRP SQ	ON/OFF
B 7	TRP	COH/NON-COH

1. 1. 2 通信系

横山、井上（浩）、NEC

ルナオービター（LO）

1. 通信システム構成

図1-1はLOの通信システム構成で、Sバンドによるコマンド、テレメトリ及びレンジングを行う。アンテナはSバンドオムニアンテナ1本のみで、全球面の約半分をカバーする。

LO通信系の主要性能諸元を表1-1に示す。

(1) テレメトリ系

- (a) ビットレートは64bpsとし、Convolutional Codeは使用しない。キャリアとの干渉をさけるため、2048Hzのサブキャリアを使用する。
- (b) レンジとの同時運用はなし。

(2) コマンド系

- (a) 電波法の規定（任意に送信停止できること）を守るため、コマンドサブキャリア（8KHz）オンで、送信OFFの機能を有する。
- (b) 受信機のスケルチ信号により次の制御を行う。
 - ・スケルチOFF → RNGモード（送信ON、コヒーレント）
 - ・スケルチON → TLMモード（ノンコヒーレント）
- (c) 上記(a),(b)の機能は全てトランスポンダ内に設ける。
- (d) レンジとの同時運用はなし。

(3) レンジング系

- (a) アップリンクONでトラポンはコヒーレントモードに設定される。従ってレンジングの運用は常時コヒーレントモードとなる。
- (b) レンジングの方式はUDSCのみを対象とするので矩形波トーン方式（クロック周波数=約509KHz）とする。

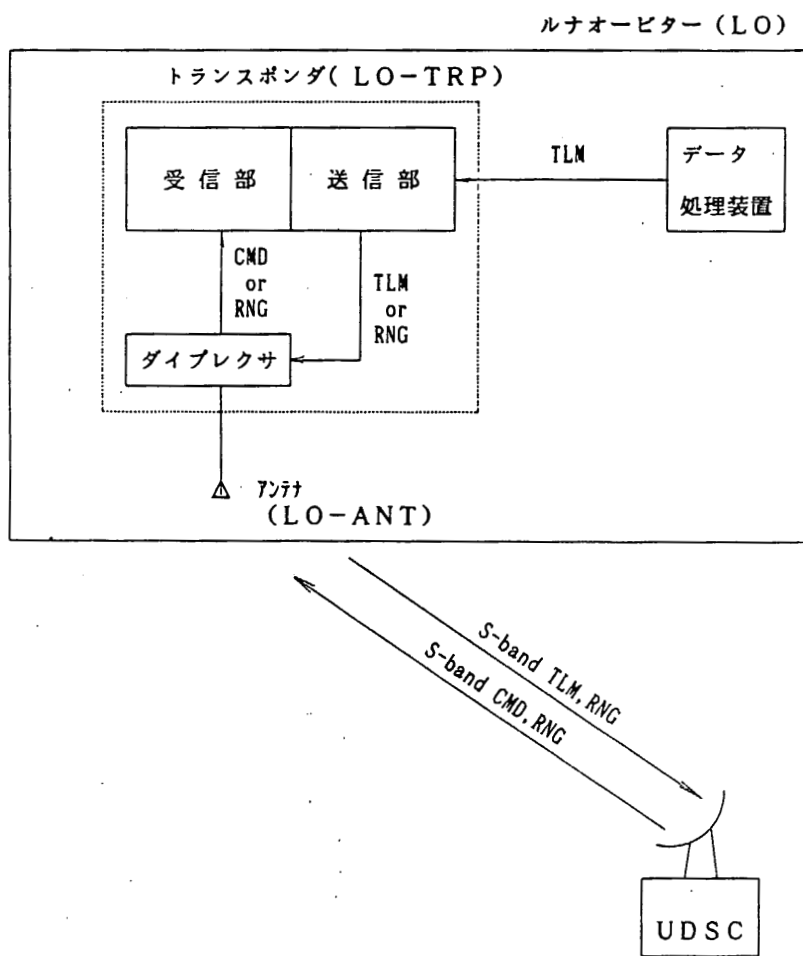


図1-1 ルナオービター通信システム構成図

表 1 - 1 通信系搭載機器主要性能諸元

項 目	諸 元
アンテナ (LO-ANT)	1)周波数 送信 2.2GHz帯 受信 2.0GHz帯 2)形式 クロスダイポールアンテナ 3)放射パターン カーディオイド型 4)利得 マスト方向±90° 内 -10dBi以上 5)偏波 右旋円偏波 6)VSWR 1.5 以下
トランスポンダ (LO-TRP)	(a) 受信系 1)受信周波数(fup) 2.0GHz帯 2)入力レベル -95 ~-50dBm 3)スケルチレベル -99 ±4dBm 4)トラッキングレンジ fup ±50KHz 5)捕捉可能周波数変化率 10KHz/sec 以上 6)雑音指数 10dB以下 7)受信信号特性 イ)変調方式 コマンド :Tone-PM レンジング:Tone-PM ロ)変調指数 コマンド :0.6rad レンジング:0.6rad ハ)トーン周波数 コマンド :8KHz レンジング:約509KHz 8)復調帯域幅 コマンド :16KHz レンジング:2MHz (b) 送信系 1)送信周波数 2.2GHz帯 2)送信電力 50mW 3)変調方式 PM 4)変調指数 テレメトリ:1.1+0.1 -0.2rad レンジング:0.5 ±0.1rad 5)変調周波数 テレメトリ:64bps/2048Hz レンジング:約509KHz (c) 総合性能 1)コヒーレント比 221/240 2)レンジング遅延時間変動 300nsecp-p以下

2. 回線計算

(1) 前提条件

(a) 軌道

スイングバイ軌道上でMUSES-A本体から分離後KM-Lによる ΔV を実行し、月の周回軌道に投入する。

- ・軌道投入時期 第1回スイングバイ時
- ・月の周回軌道 約20000kmの円軌道

(b) LOのG/T, EIRP

LOのG/T, EIRP特性は表2-1による。

(2) 回線計算結果

LOのアンテナは1本のみで、全球面を網羅していないので、地球局(UDSC)と回線が達成できるのは、可視時間内のアンテナゲインが確保できる間となる。

回線計算表を表2-2~4に示す。

テレメトリ系は3dB以上の回線マージンが得られており、回線確保に支障はない。

又、コマンド及びレンジング系も十分なマージンが得られており問題はない。

表2-5に、トラポンの受信ダイナミックレンジの見積り結果を示す。LOは、打上げから月の周回軌道投入までの間、MUSES-A本体にドッキングした状態でLOのアップリンク回線を運用する可能性もあるところから、最大値の見積りに当っては、伝送距離としてMUSES-Aの近地点の値を採った。

尚、この時のUDSCの送信電力は最小値(200W)で運用することを前提としている。

表2-1 LOG/T, EIRP

周波数帯		Sバンド
アンテナ		LGA
偏波		RCP
アップリンク G/T	周波数 (MHz)	MHz
	アンテナ利得 (dBi)	-10
	フィード損失 (dB)	-0.8 (ケーブル長1m)
	アンテナ雑音温度 (K)	300
	受信機雑音指数 (dB)	10
	システム雑音温度 (K)	2908
	G/T (dB/K)	-45.4
ダウンリンク EIRP	周波数 (MHz)	MHz
	送信電力 (dBm)	16 (50mW \pm 1dB)
	フィード損失 (dB)	-0.8 (ケーブル長1m)
	アンテナ利得 (dBi)	-10
	EIRP (dBm)	5.2

表2-2 L0 S-BAND TLM LINK at UDSC

PARAMETER		DOWN LINK	REMARKS
TRANSMIT. POWER	dBm	16.00	50mW+-1dB
TRANSMIT. FEEDER LOSS	dB	-.80	
TRANSMIT. ANT. GAIN	dB	-10.00	LGA
EIRP	dBm	5.20	
TRANSMIT. POINT. LOSS	dB	0.00	
POLALIZATION LOSS	dB	0.00	
SPACE LOSS	dB	-211.58	MHz, 400000km
ABSORB. & RAIN LOSS	dB	-.60	
RECEIV. POINT. LOSS	dB	-.10	
RECEIV. ANT. GAIN	dB	62.30	64m
RECEIV. FEEDER LOSS	dB	0.00	INCLUDED IN ANT GAIN
RECEIV. SIGNAL POWER	dBm	-144.78	
NOISE POWER DENSITY	dBm/Hz	-180.15	Ts=70K
G/T	dB/K	43.85	
C/N0	dB·Hz	35.37	

MODEM PARAMETER		PCM 64bps	CARRIER
MOD. INDEX	rad	.900~1.200	----
MOD. LOSS	dB	3.03	8.82
HARDWARE LOSS	dB	1.60	0.00
BAND WIDTH	dB·Hz	18.06	10.00
REQUIRED S/N	dB	9.60	13.50
REQUIRED C/N0	dB·Hz	32.30	32.32
MARGIN	dB	3.08	3.05

NOTE 1) TLM BER=10E-5

表2-3 LO S-BAND CMD LINK at UDSC

PARAMETER		UP LINK	REMARKS
TRANSMIT. POWER	dBm	73.00	20kW
TRANSMIT. FEEDER LOSS	dB	-1.00	
TRANSMIT. ANT. GAIN	dB	61.30	64m
EIRP	dBm	133.30	
TRANSMIT. POINT. LOSS	dB	-.10	
POLALIZATION LOSS	dB	0.00	
SPACE LOSS	dB	-210.86	MHz, 400000km
ABSORB. & RAIN LOSS	dB	-.60	
RECEIV. POINT. LOSS	dB	0.00	
RECEIV. ANT. GAIN	dB	-10.00	LGA
RECEIV. FEEDER LOSS	dB	-.80	
RECEIV. SIGNAL POWER	dBm	-89.06	
NOISE POWER DENSITY	dBm/Hz	-163.96	Ta=300K, NF=10dB
G/T	dB/K	-45.44	
C/N0	dB·Hz	74.90	

MODEM PARAMETER		CMD 8kHz	CARRIER
MOD. INDEX	rad	.60	----
MOD. LOSS	dB	4.96	1.67
HARDWARE LOSS	dB	1.00	0.00
BAND WIDTH	dB·Hz	42.04	30.00
REQUIRED S/N	dB	12.00	13.50
REQUIRED C/N0	dB·Hz	60.01	45.17
MARGIN	dB	14.90	29.73

表2-4 LO S/S-BAND RANGE LINK at UDSC

PARAMETER		UP LINK	DOWN LINK	REMARKS
TRANSMIT. POWER	dBm	73.00	16.00	GS:20kW, L0:50mW+-1dB
TRANSMIT. FEEDER LOSS	dB	-1.00	-.80	
TRANSMIT. ANT. GAIN	dBi	61.30	-10.00	
EIRP	dBm	133.30	5.20	GHz, 400000km
TRANSMIT. POINT. LOSS	dB	-.10	0.00	
POLALIZATION LOSS	dB	0.00	0.00	
SPACE LOSS	dB	-210.86	-211.58	
ABSORB. & RAIN LOSS	dB	-.60	-.60	
RECEIV. POINT. LOSS	dB	0.00	-.10	
RECEIV. ANT. GAIN	dBi	-10.00	62.30	
RECEIV. FEEDER LOSS	dB	-.80	----	
RECEIV. SIGNAL POWER	dBm	-89.06	-144.78	L0:Ta=300K, NF=10dB
NOISE POWER DENSITY	dBm/Hz	-163.96	-180.15	
G/T	dB/K	-45.44	43.85	
C/NO	dB·Hz	74.90	35.37	
MODEM PARAMETER		RARR UP LINK DOWN LINK		REMARKS
MOD. INDEX	rad	.60	.40~.60	RARR COMP: .364rad
MOD. LOSS	dB	4.96	9.01	
BAND WIDTH	dB·Hz	63.01	0.00	TRP BW=2MHz
REQUIRED S/N	dB	----	9.00	
REQUIRED C/NO	dB·Hz	----	18.01	
MARGIN	dB	----	17.36	

表2-5

トランスポンダ受信ダイナミックレンジ

項 目	最 小 値	最 大 値
地球局送信電力 (dBW)	43 (20KW)	23 (200W)
地球局フィーダ損失 (dB)	-1	0
地球局アンテナ利得 (dBi)	61.3	61.3
伝搬損失 $-10\log(4\pi R^2)$ (dB \cdot m ²)	-183.0 (40万km)	-144.1 (4500Km)
各種損失 (dB)	-0.7	0
アンテナインテリゲンス (dBW/m ²)	-80.4	-59.8
アンテナ利得 (dBi)	-10	+6
$10\log(\lambda^2 / 4\pi)$ (dB \cdot m ²)	-27.9	-27.9
フィーダ損失 (dB)	-0.8	0
受信機入力レベル (dBW) (dBm)	-119.1 -89.1	-81.7 -51.7
TRP 受信ダイナミックレンジ仕様値 (dBm)	-95	-50

1. 1. 3 アンテナ

市川（満）、鎌田、NEC

(1)機能

本装置は、Sバンドのテレメータ送信、コマンド受信及びレンジングに使用されるルナーオービター・アンテナ(L0-ANT)である。

L0-ANTは、ルナーオービターの上部に搭載され、アンテナの+Z軸方向が最大利得となるカーディオイド型の放射パターンを有する右旋円偏波のアンテナである。

機能系統図を図1 に示す。

(2)性能

(i)電気性能

- | | |
|----------|--------------------------|
| 1)周波数 | 送信 2.2GHz帯
受信 2.0GHz帯 |
| 2)形式 | クロスダイポールアンテナ |
| 3)放射パターン | カーディオイド型 |
| 4)利得 | +Z軸±90°内 -10dBi以上 |
| 5)偏波 | 右旋円偏波 |
| 6)VSWR | 1.5 以下 |

(ii)機械性能

- | | |
|---------|---------|
| 1)外観・寸法 | 図2 に示す |
| 2)重量 | 0.128Kg |

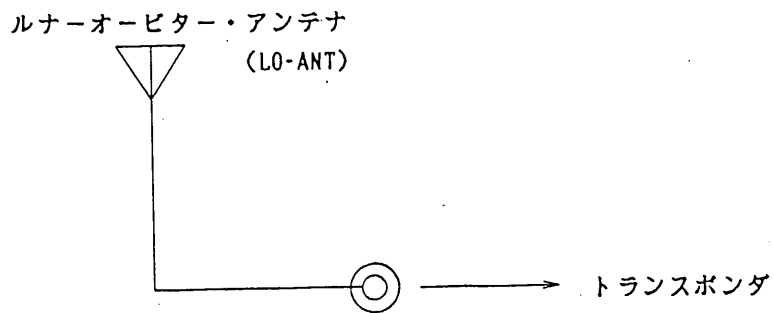


図1 ルナーオービター・アンテナ(LO-ANT)機能系統図

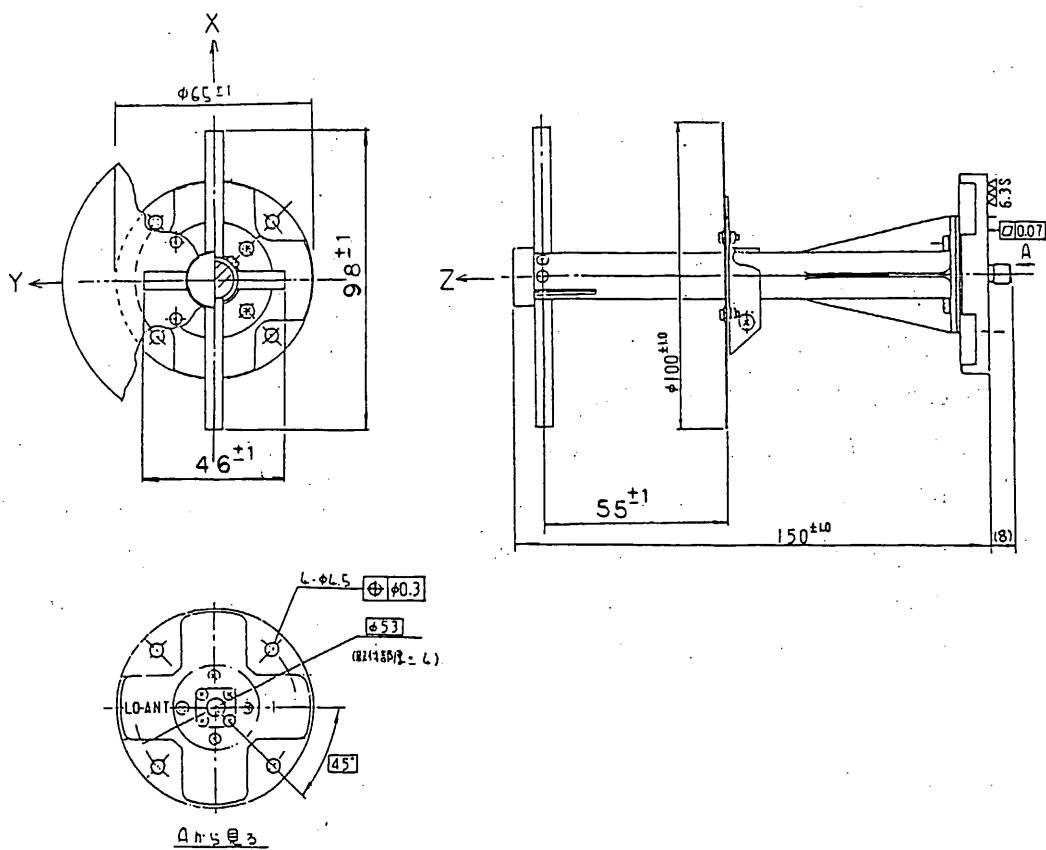


図2 ルナーオービター・アンテナ(LO-ANT)外観図

1. 1. 4 トランスポンダ

横山，井上（浩），橋本（正），NEC

(1) 概要

ルナーオービタ トランスポンダ (LO-TRP) はルナーオービタのテレメトリ伝送及び軌道決定のための測距／ドップラ計測を行なうものである。本装置はシングルスーパーヘテロダイン方式の採用や弾性表面波電圧制御発信器 (SAW VCO)、MMIC (増幅器) を使用することで従来の S バンドトランスポンダに比べて大幅に小型・軽量化されている。

(2) 機能・動作

本装置は図1.1.4-1 に示すように受信部、送信部及び電源部からなり、以下の機能を有する。

- (i) S バンドアップリンク信号を受信している時、受信周波数にコヒーレントな S バンドダウンリンク信号を送信する。
- (ii) S バンドアップリンク信号のレンジング信号を受信・復調し、送信搬送波を再変調した後 S バンドダウンリンク信号として送信する。
- (iii) ルナーオービタ・データ処理装置からのテレメトリ信号により送信搬送波を変調し、S バンドダウンリンク信号として送信する。
- (IV) 受信部は常時動作しているが、送信部はコマンドにより ON/OFF 制御される。
- (V) アップリンク信号の ON/OFF 状態により、でレンジングモードとテレメトリモードの切換えを行なう。

本装置の動作概要は以下のとおりである。

受信部は地上局より送信される S バンドの信号を受信する。受信された S バンド信号はサーキュレータ、BPF 及び RF アンプを通して、ミキサに入力され、ミキサ内で局部発信信号とミキシングされて 104MHz 帯の中間周波 (IF) 信号に変換される。この IF 信号は 2MHz 帯域幅の BPF によって帯域制限されるとともに、AGC アンプによって一定レベルに増幅された後、レンジング復調系とコマンド復調、PLL/AGC 検波系に送られる。レンジング復調系では位相検波器によって

レンジング信号が復調され、送信系の変調器へ送られる。なお、レンジング信号はAGCによって出力レベルが一定に維持される。一方、コマンド復調、PLL/AGC検波系に送られた信号は、各検波器でコマンド復調、搬送波の位相及び振幅の検波が行われる。なお、局部発振信号及び検波器の基準信号は、280MHzのSAWVCOの原振を逡倍または分周して作られる。

送信部はテレメトリデータまたはレンジング信号で位相変調されたSバンド信号を出力するものである。送信部は、ノンコヒーレントモードの原振となる56MHz帯のTCXO出力信号とコヒーレントモードの原振となる受信部からの56MHz帯のVCO出力信号を、受信部のスケルチ信号によって切り換えている。この56MHz帯の信号は8逡倍された後テレメトリデータまたは、レンジング信号で位相変調され、さらに5逡倍の後、増幅されて、アイソレータ、BPF及びサーキュレータを通して出力される。

電源部は電源インタフェース回路と、送信ON/OFF、コヒーレント/ノンコヒーレント及びRNG/TLMの切換え回路で構成されている。この切換えのコマンド制御系統図とコマンド動作は各々図1.1.4-2及び表1.1.4-1に示す通りである。

(3) 性能

(i) 電氣的性能

(a) 送信系

(イ) 送信搬送周波数	:	MHz
(ロ) 同上安定度 (ノンコヒーレント時)		
• 温度安定度	:	$\pm 2 \times 10^{-5}$ 以内 (-30℃ ~ +60℃)
• 短期安定度	:	1×10^{-9} rms/sec 以下
• 長期安定度	:	$\pm 1 \times 10^{-6}$ / 年以内
(ハ) 送信電力	:	50mW $\begin{cases} +1\text{dB} \\ -2\text{dB} \end{cases}$ 以内
(ニ) 変調方式	:	位相変調

(*) 変調指数	:	<div> <div> テレメトリ 1.1rad レンジング 0.5rad </div> <div> <div>+0.1rad</div> <div>-0.2rad</div> </div> <div>±0.1rad</div> </div>
(^) 変調周波数	:	<div> レンジング 約509KHz </div> <div> <div> テレメトリ サブキャリア 2048Hz ビットレート 64bps </div> </div>
(ト) スプリアス輻射	:	-30dBc以下
(b) 受信系		
(イ) 受信搬送波周波数 (f u p)	:	MHz
(ロ) 入力レベル範囲	:	-95 ~ -50dB _m
(ハ) トラッキングレンジ	:	fup ± 50KHz
(ニ) 捕捉可能周波数変化率	:	10KHz/sec 以上
(ホ) 受信信号変調指数	:	<div> <div> フマンド 0.6rad レンジング 0.6rad </div> </div>
(ハ) 雑音指数	:	10dB以下
(ト) スケルチレベル	:	-99dB _m ± 4dB
(フ) V C O周波数温度安定度	:	$\pm 5.7 \times 10^{-5} (-30^{\circ}\text{C} \sim +60^{\circ}\text{C})$
(リ) コマンド変調方式	:	Tone-PM (送信OFFフマンド)
(ヲ) コマンドトーン周波数	:	8KHz
(ル) レンジンク変調方式	:	Tone-PM
(ヲ) レンジンク周波数	:	約509KHz
(c) 総合性能		
(イ) 送受信周波数比	:	240/221
(ロ) レンジンク遅延時間変動	:	300nsecp-p以下
(ハ) 消費電力	:	4.14W
(ii) 機械的性能		
(a) 重量	:	0.904kg
(b) 外観・寸法	:	図1.1.4-3 に示す。

表1. 1. 4-1 TRPのコマンド動作

アップリンク操作	モード	補足説明
キャリア ON (スケルチ OFF)	<ul style="list-style-type: none"> •送信ON •コヒーレント •レンジング 	<ul style="list-style-type: none"> •アップリンク信号を受信した時に左記モードとなる。
キャリア OFF (スケルチ ON)	<ul style="list-style-type: none"> •ノンコヒーレント •テレメトリ 	<ul style="list-style-type: none"> •受信機の入力レベルがスケルチ以下になると左記モードとなる。
コマンドサブキャリア (8 KHz) 送信	<ul style="list-style-type: none"> •送信OFF 	<ul style="list-style-type: none"> •受信機がコマンドサブキャリアを復調すると送信OFFとなる。(注1) なお、サブキャリア周波数は必ずしも8 KHzでなくともコマンド受信帯域内であれば動作する。

注1) 送信OFF状態から送信ON状態にするには、一度アップリンクキャリアをOFFさせ(スケルチON)、再びアップリンクキャリアをONさせる必要がある。

注2) レンジングとテレメトリの同時伝送はできない。

注3) コヒーレント時のテレメトリ伝送はできない。

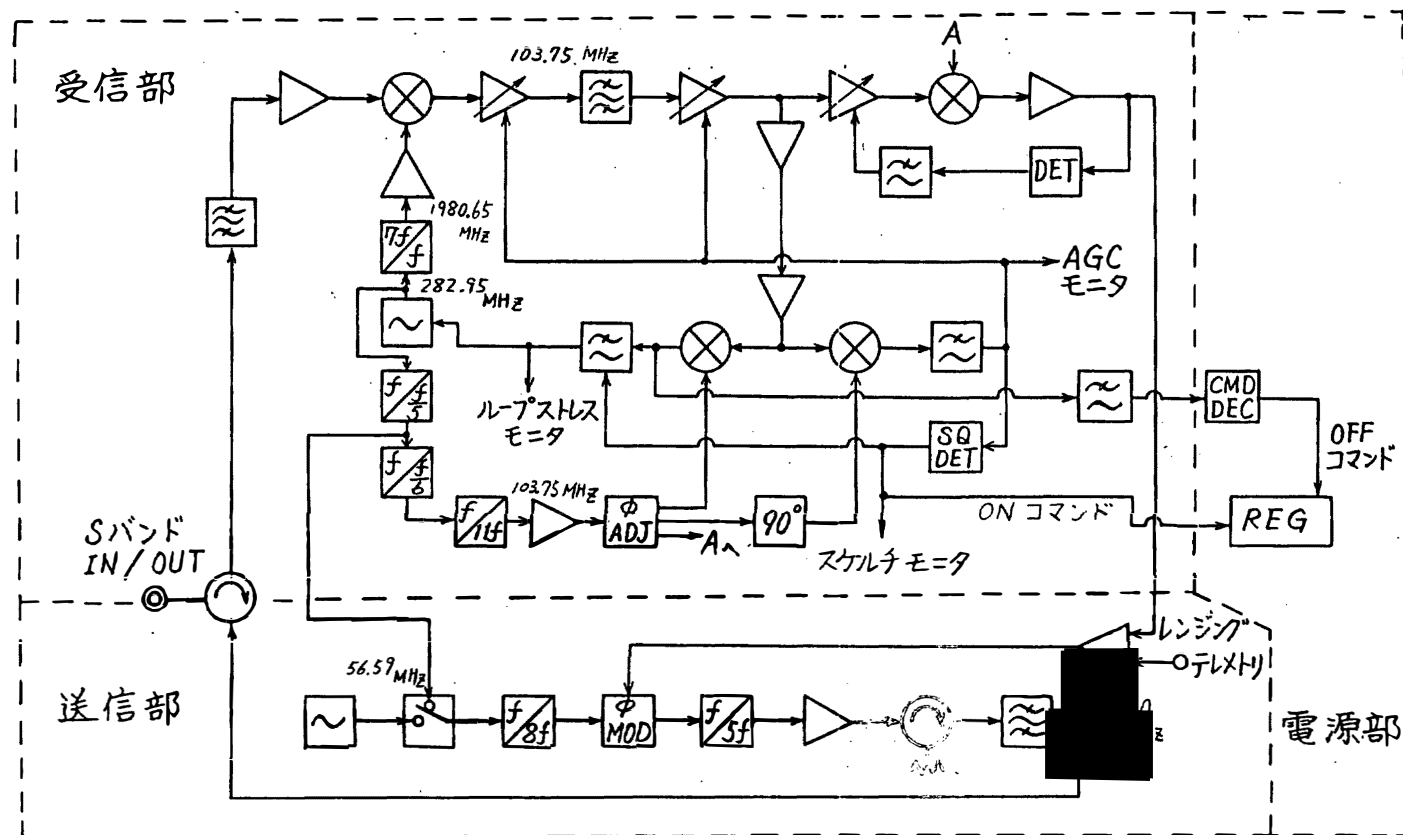


図1. 1. 4-1 Sバンドトランスポンダブロック図

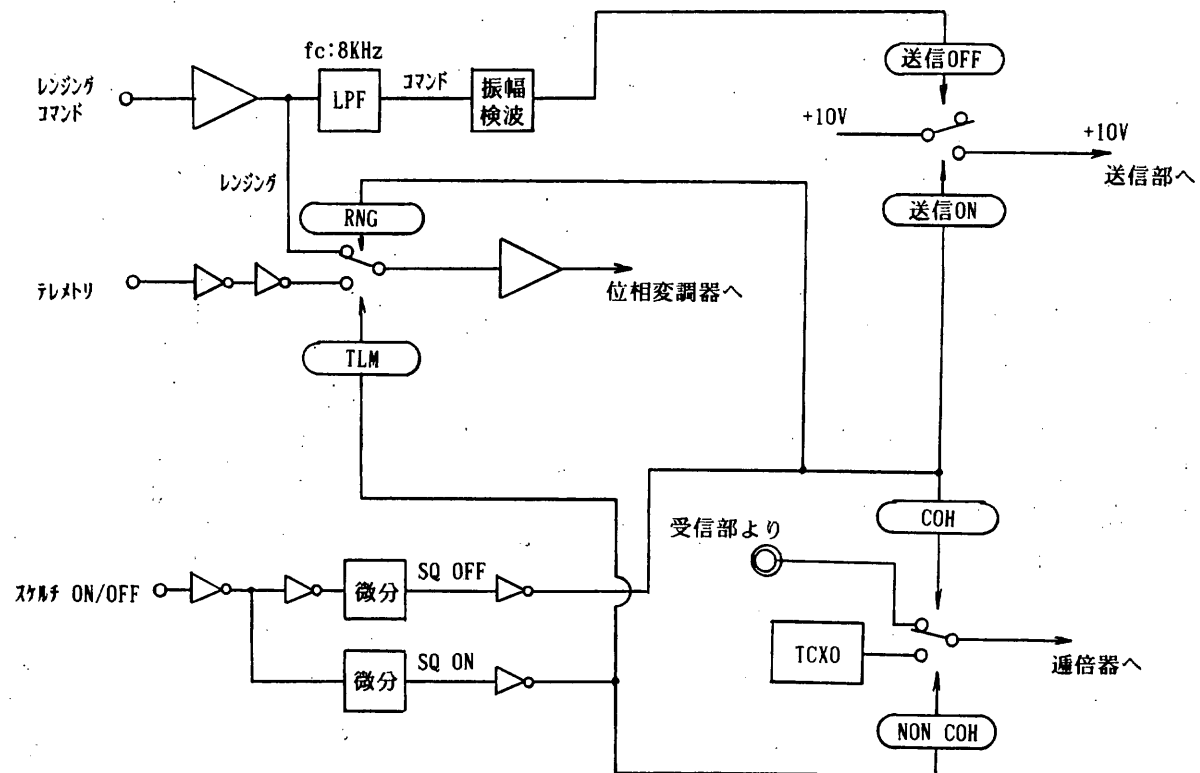


図1. 1. 4-2 コマンド制御系統図

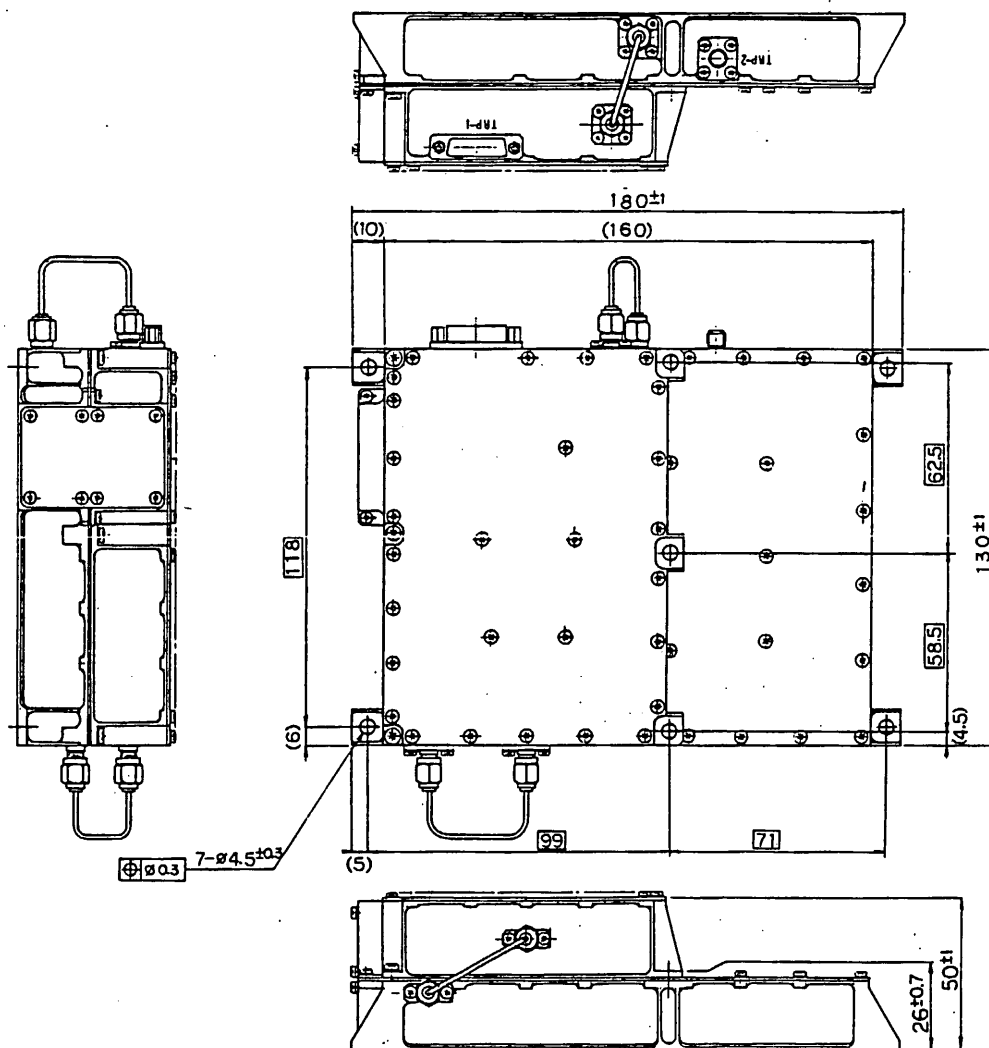


図1. 1. 4-3 Sバンドトランスポンダ外観・寸法

1. 1. 5 データ処理装置

中谷、加藤、NEC

1. 概要

本装置はMUSE S-Aルナーオービタ(L0)のハウスキーピング・データの収集、およびテレメトリ・データの編集/送出を行なう機器である。

2. 機能

L0-DPUの概略機能ブロック図を図-1に示す。以下、各ブロックの機能および動作について述べる。

(1) アナログ信号収集部

アナログ信号収集部は各コンポーネントおよび構体のアナログデータを収集し、A/D変換を行なう。

L0-TRP、L0-PSC、およびEST/INS-Lからの電圧インターフェースによるアナログデータは、テレメトリ・フォーマットに従ってマルチプレクシングされた後にA/D変換される。

各コンポーネントおよび構体内の温度センサはL0-DPUに直接接続される。各温度センサはL0-DPU内の基準電源によって定電流駆動され、その微小出力信号は差動増幅器によって増幅された後にマルチプレクサを経てA/D変換される。

(2) デジタル信号収集部

デジタル信号収集部は、各サブシステムのステータスを表すバイレベル・データを収集する。

同期信号発生部ではフレームの同期信号の発生を行ない、信号編集部ではデジタル・ステータス信号とA/D変換後のデータを編集し、テレメトリのPCM化を行なう。

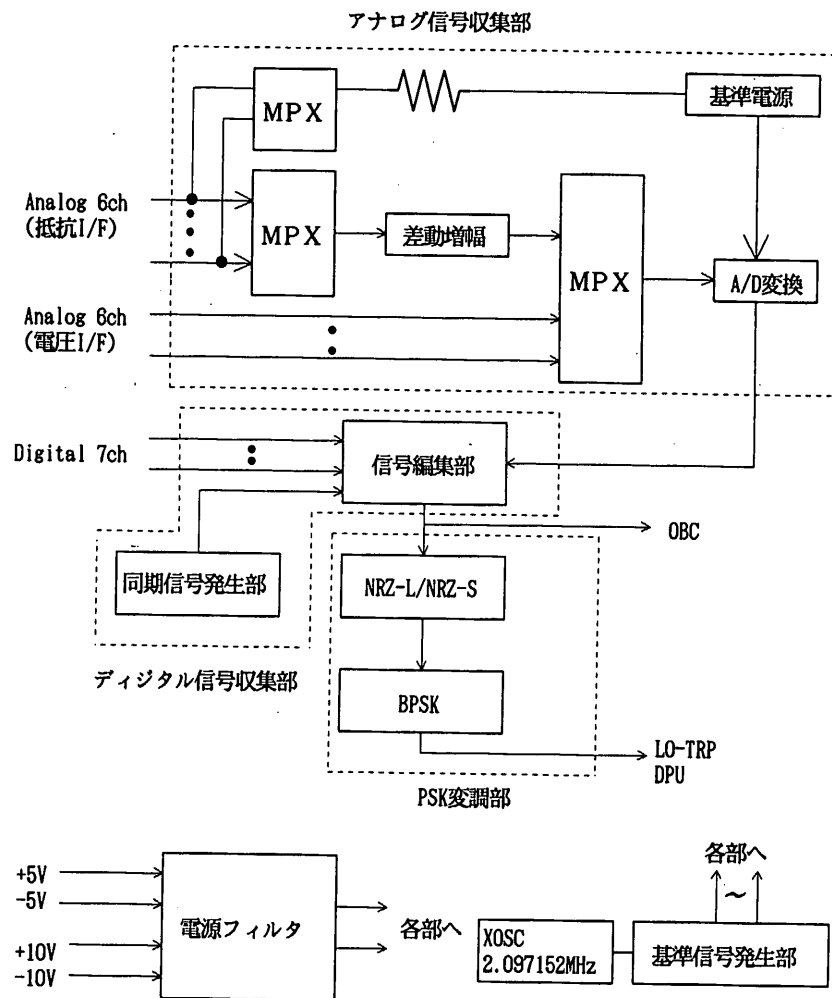


図-1 LO-DPU概略機能ブロック

(3) PCM変調部

PSK変調部は、デジタル信号収集部で得られたPCM信号をNRZ-Sに変換し、さらにBPSK変調を施してLO-TRPおよびDPUに送出する。さらに、MUSE S-A本体のOBCにもPCM信号(NRZ-L)の送出を行なう。表-1に各サブシステムに送出するテレメトリの信号形式、表-2にテレメトリ項目を示す。

表-1 テレメトリ・データ出力形式

対象機器	テレメトリ・データ形式
LO-TRP	BPSK(サブキャリア周波数2,048Hz)
DPU	BPSK(//)
OBC	NRZ-L

表-2(a) LOテレメトリ項目

W	項 目	諸元
0	同期コード	'FA'
1	//	'F3'
2	//	'20'
3	デジタルステータス	EST-L, LO-TRPステータス
4	SC出力電圧	0~20V
5	SC出力電流	0~1A
6	+10V系電圧	0~15V
7	TRP AGC	0~5V
8	KM-L圧力	
9	KM-L温度	
10	分離部温度	
11	スラストチューブ(1)温度	
12	スラストチューブ(2)温度	
13	側面パネル上温度	
14	側面パネル中温度	
15	側面パネル下温度	

1. TLM出力は上記16ワードの単純な繰返し
2. フレームカウンタに相当するデータはない

表-2(b) LOテレメトリ項目(W3詳細)

B0	EST-L POWER	ON/OFF
B1	START	RESET/START
B2	SQ1	ON/OFF
B3	SQ2	ON/OFF
B4	SAFETY	FLIGHT/SAFETY
B5	アキ	
B6	TRP SQ	ON/OFF
B7	TRP	COH/NON-COH

(4) その他

基準信号発生部では2.097152MHzの原振を分周し、各部に必要なタイミング信号を作り出す。

電源フィルタはLO-PSCから供給される±5V、±10Vの電源に対するフィルタである

3. 性能

表-3にLO-DPUの主要諸元、図-2にLO-DPUの外観図を示す。

表-3 MUSES-A LO-DPU主要諸元

項 目	諸 元
1) PCMデータ ワード長 フレーム長	8bits/word 16words/frame
2) PCMデータレート	64bps
3) PCM変調形式	NRZ-L/NRZ-S/BPSK/PM
4) A/D変換 入力電圧 入力インピーダンス 量 子 化 変換時間 変換精度	0～+3.0V 500kΩ以上 8bit 15μsec ±0.8% フルスケール
5) 消費電力	400mw±20mW
6) 外形寸法	167(W)×130(D)×42.5(H) (mm)
7) 重量	584g

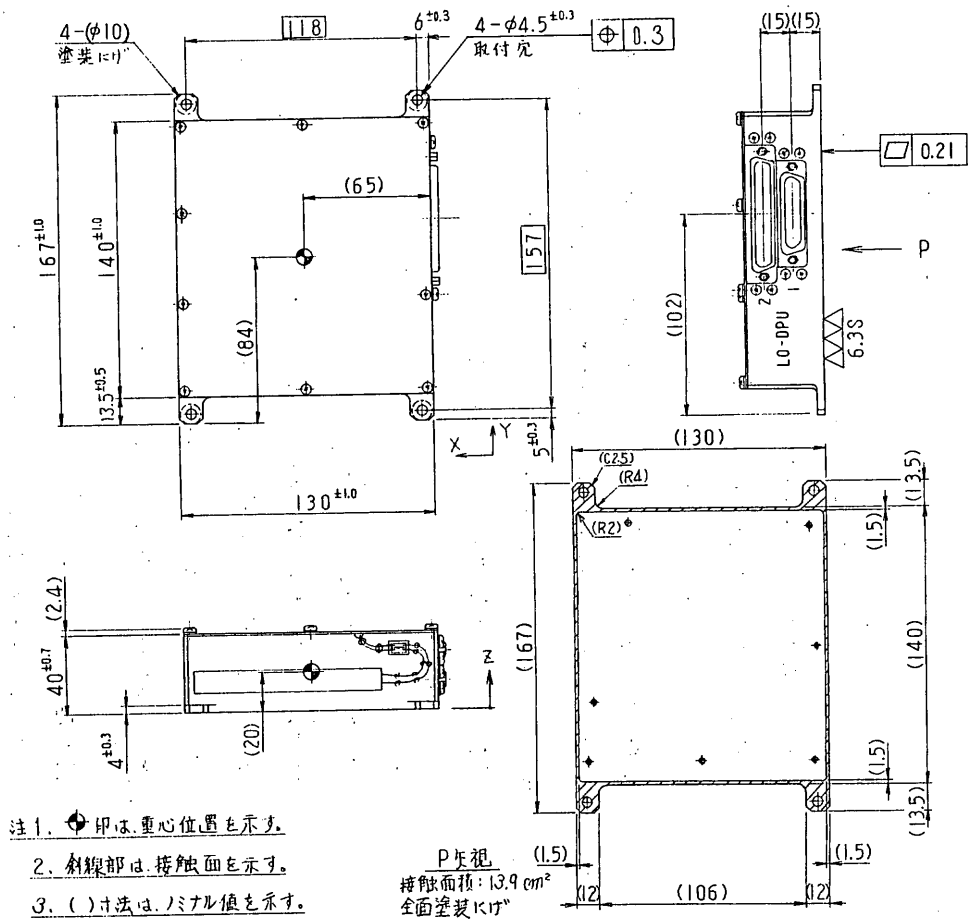


図-2 L0-DPU外観図

1.1.6 太陽電池 (LO-SCP)

後川研究室
林 研究室
NTT
日本鉱業
NEC

(1) 概要

ルナー・オービター太陽電池パネルは、太陽光エネルギーを電気エネルギーに変換する太陽電池セルを直並列に組合せ、その発生電力をルナー・オービター搭載機器に供給することを目的とする。

ルナー・オービターは26面体の略球構造で、その内16平面にセルを貼り付けるボディマウント方式であり、各平面の面積が小さいため、1cm×2cmのInP太陽電池セルを採用し、セル電力変換効率及び実装効率を改善し、より多くの発生電力を得るように考慮されている。

図1.1.6-1 に太陽電池パネルの外観図を示す。

(2) 構成

太陽電池パネルは、セルアセンブリ、ブロッキングダイオード、サブストレート、ハーネス等から構成される。

セルアセンブリは、8枚の同一形状のパネルの各2面に実装され、4枚毎のパネル2組でルナー・オービターが組上げられる。

サブストレートの詳細については、第7章で述べる。

(3) 主要機能

ルナー・オービター太陽電池パネルは、月周回軌道投入後ルナー・オービター各搭載機器へ電力を供給する機能を有している。

ルナー・オービターは、そのミッション達成のため小型・軽量の要求が厳しく、セル貼り付け面積に大きな制約を受ける。この限られたパネル面積内でより多くの電力を発生させ、しかも打上げ環境に耐えうるものとするための工夫がなされている。

InP太陽電池セルは、後で述べるように従来のシリコンセルに比べて多くの優位性を持っている。又、パネル一平面の面積が小さいため $1\text{cm} \times 2\text{cm}$ の小型セルを使用することにより実装効率を高め、パネルの電力変換効率を向上させている。

カバーガラスは、低エネルギー陽子線の遮断を主要な目的とし、機械的強度（特にハンドリングによる破損）及び軽量化の観点から検討を行い、 $50\mu\text{m}$ t BDXカバーガラスを採用している。

（４）主要性能

a) セル

イ) 特徴

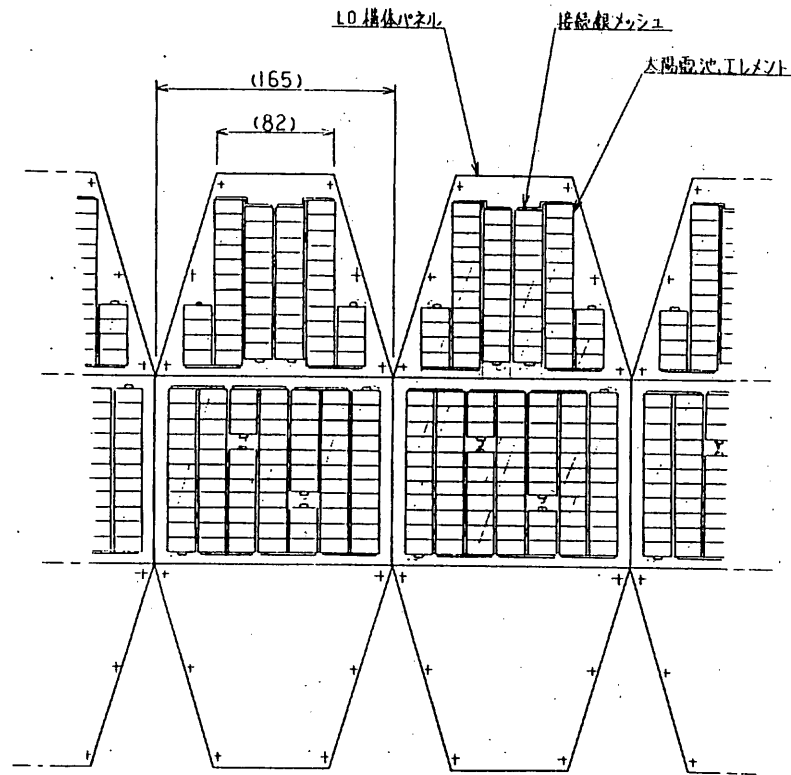
- Si, GaAsセルに比べて耐放射線性が優れている。さらに、太陽光の照射によって放射線照射欠陥が回復し、耐放射線性がさらに向上するというユニークな特徴も有している。（図1.1.6-2）
- 高効率（16%以上）である。（図1.1.6-4 参照）
- 構造、製造プロセスが簡単で量産に適している。（図1.1.6-3 参照）
- 高温での特性変化が小さい。（表1.1.6-1 参照）

ロ) 構造 : ルナー・オービター太陽電池セルは、図1.1.6-3 に示す硫黄(S)拡散によるn-p接合セルである。セルの寸法は $1\text{cm} \times 2\text{cm}$ で、電極反射防止膜等の材質は図1.1.6-3 に示す通りである。

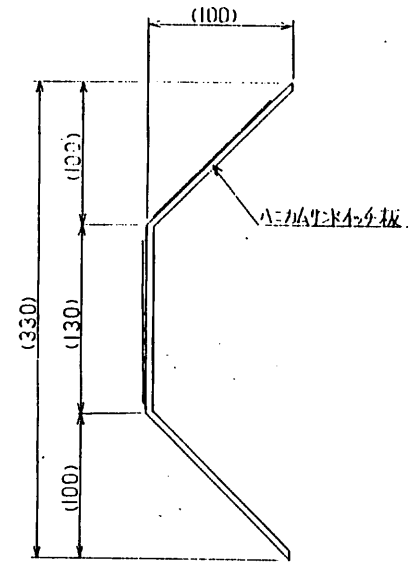
ハ) 主要電気性能 : AM 0 ($135\text{mW}/\text{cm}^2$ の時)の光照射下での出力特性の一例を図1.1.6-4 に示す。

各出力パラメータは次の通りである。

開放電圧 $V_{oc} = 0.811\text{ V}$	短絡電流 $I_{sc} = 63\text{ mA}$
最大出力 $P_m = 42.6\text{ mW}$	最大出力電圧 $V_m = 0.713\text{ V}$
最大出力電流 $I_m = 59.8\text{ mA}$	曲線因子 $FF = 83.4\%$
変換効率 $\eta = 16\%$	



展開図



パネル横断面図

図1.1.6-1 ルナー・オービター太陽電池パネル外觀図

InP セルの出力パラメータの温度特性は表1.1.6-1 の通りである。

表1.1.6-1 InP 太陽電池の出力パラメータの温度依存性

パラメータ	InP	GaAs *	Si *
$\Delta P_m / \Delta T$ ($\text{mW}/\text{cm}^2/\text{deg}$)	-0.049	-0.045	-0.135
$\Delta V_{oc} / \Delta T$ (mV/deg)	-2.15		
$\Delta I_{sc} / \Delta T$ (mA/deg)	0.0565		

光源：AM 0 (SPECTROLAB製 X-25 Mk.II)

測定温度範囲：15 ~ 60 °C

*参考データ

b) カバーガラス

イ) 特徴 : ルナー・オービター太陽電池カバーガラスは、耐放射線性硼珪酸ガラス (BDX) に反射防止膜 (AR) を蒸着した超薄型50 μm 厚カバーガラスである。

ロ) 主要光学性能

○ 分光透過率

波長 (nm)	透過率 (%)
300	1 max
400	86 min
450	90 min
500	91 min
600	93 min

カットオン波長 345 \pm 5 nm

○ 屈折率

1.525 Na-D(589.3 nm)に対する屈折率

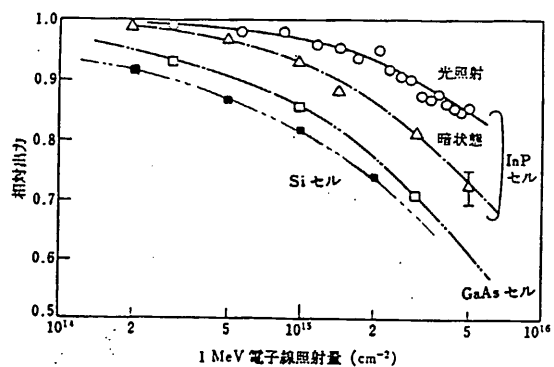


図1.1.6-2 Si, GaAs, InP太陽電池の1 MeV電子線照射効果
(光照射, 暗状態での照射効果の比較)

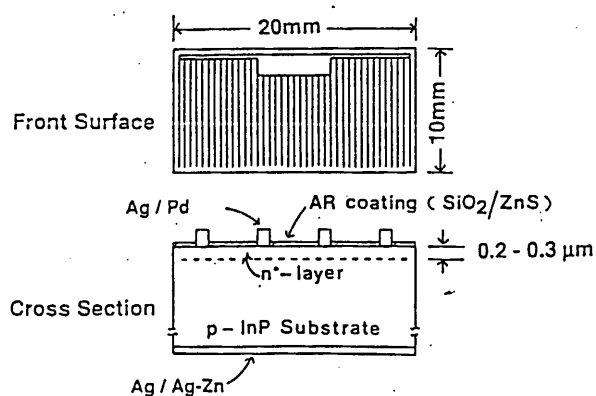


図1.1.6-3 InP太陽電池の構造

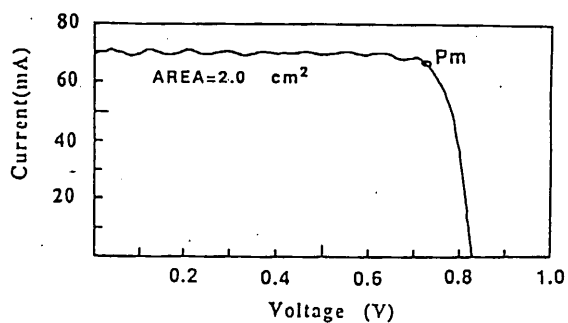


図1.1.6-4 InP太陽電池の出力特性の一例

c) 発生電力

ルナー・オービター太陽電池のブロック図を図1.1.6-5 に示す。

25直列×40並列で構成される太陽電池の発生電力（V－I特性）を図1.1.6-6 に示す。

発生電力は、太陽光入射角 θ s，太陽光強度，セル温度等によって変化するが、図に示すV－I特性はノミナル値である。

d) 重量

ルナー・オービター太陽電池 : 1.37 Kg

(パネルを含む)

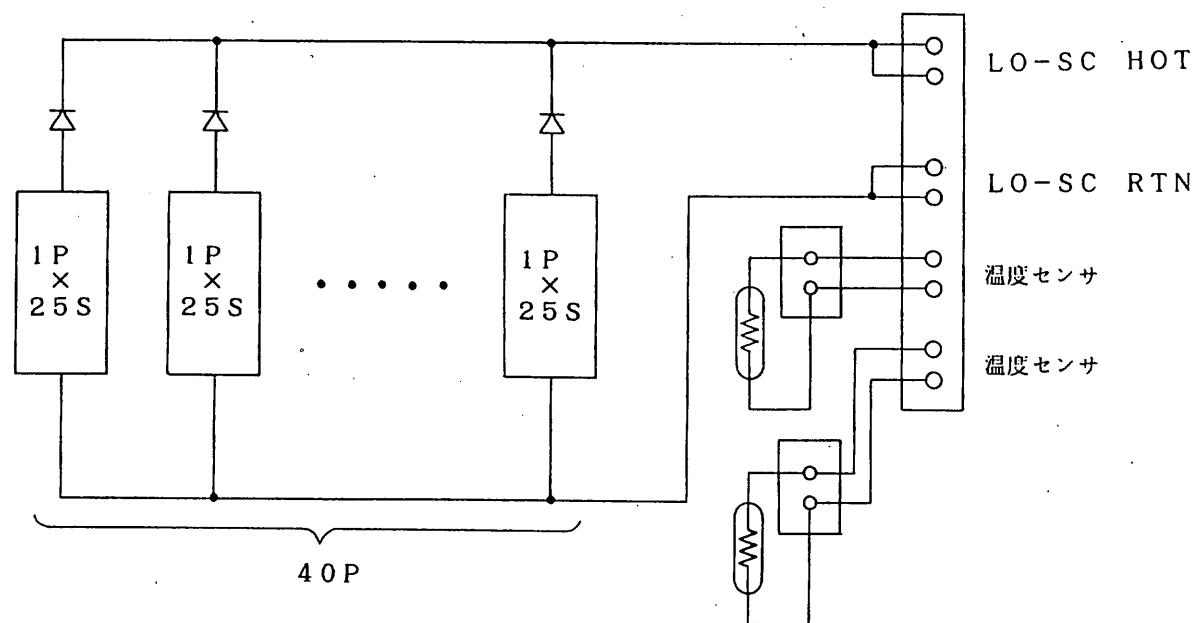


図1.1.6-5 ルナー・オービター太陽電池ブロック図

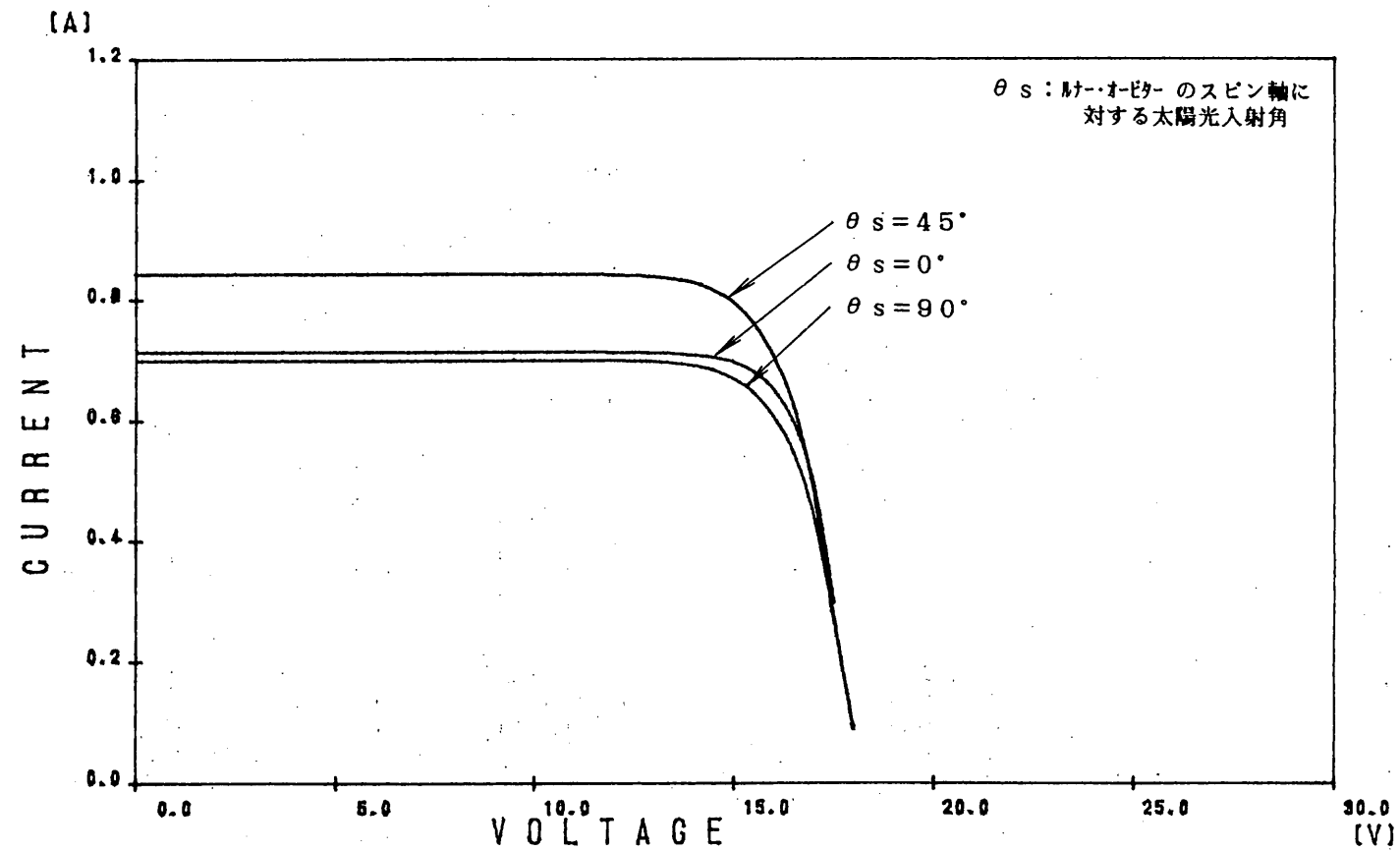


図1.1.6-6 ルナー・オービター太陽電池V-I特性

1. 1. 7 電源制御装置

後川研、NEC

(1) 概要

本装置は、ルナー・オービタに搭載され、入力バス電圧を4種類の電圧に変換するとともに、IG-PS、RL-PSを出力する。

(2) 機能

- (a) 入力バス電圧を4種類の電圧(+5V, -5V, +10V, -10V)に変換する。
- (b) IG-PS、RL-PSを出力する。
- (c) 太陽電池発生電流モニタを出力する。
- (d) ルナー・オービタのセパレーション信号を出力する。

図1. 1. 3-1にLO-PSCの機能ブロック図を示す。

(3) 電氣的性能

(a) DC/DCコンバータ部

入力条件 +11.7V~27.5V

出力条件

出力系	出力電圧範囲	出力電流許容範囲
+5V	+4.75~+5.25	150mA~200mA
-5V	-4.75~-5.25	100mA~150mA
+10V	+9.70~+10.3	250mA~340mA
-10V	-9.70~-10.3	25mA~40mA

出力リップル及びノイズ

リップル 10mV_{p-p} 以下

ノイズ 50mV_{p-p} 以下 (10MHz以下)

(b) パルス負荷電源

IG-PS

容量 600 μ F (ノミナル)

充電時定数 約2.7秒

RL-PS

容量 2160 μ F (ノミナル)

充電時定数 約2.5秒

- (c) 電流センサ
太陽電池の発生電流をモニタする。
SCP-I $1.5\text{ A} \rightarrow 3\text{ V} \pm 60\text{ mV}$
- (d) 電圧モニタ
太陽電池の出力電圧及び+10V系の出力電圧をモニタする。
- (e) ルナー・オービタのセパレーション信号を出力する。
- (f) 太陽電池のオン/オフを行う。

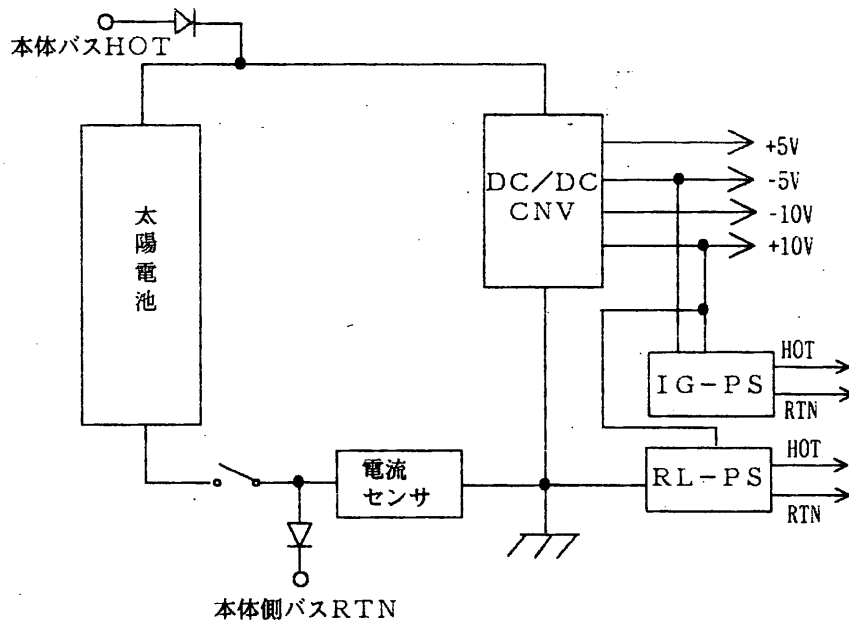


図1. 1. 7-1 LO-PSC機能ブロック図

- (3) 機械的性能
- (a) 寸法 $133 \times 180 \times 35\text{ H}$
- (b) 重量 0.77 kg
- (c) 外観図 図1. 1. 7-2 参照

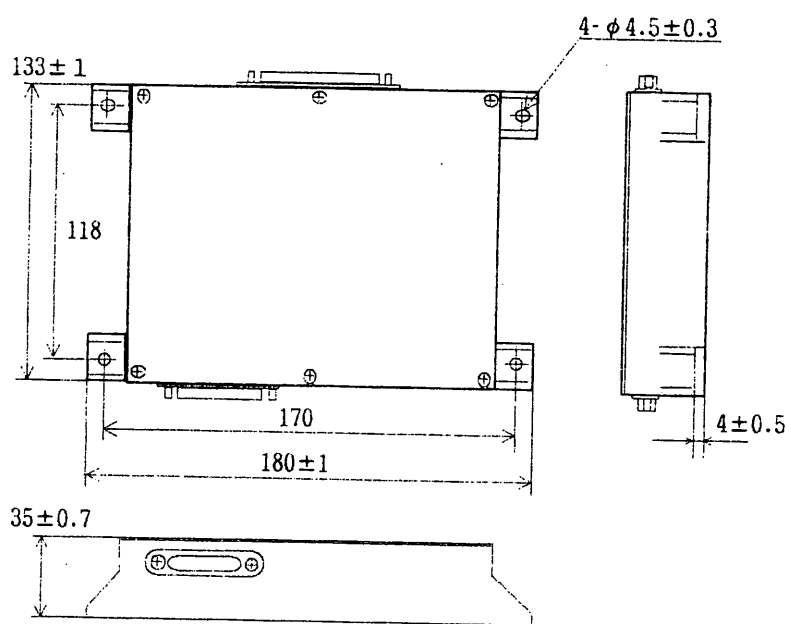


图1.1.7-2 LO-PSC 外觀圖

1. 1. 8 タイマ／計測装置 (EST／INS－L)

中部、今澤、斎藤 (敏)、富沢、松下通信

1. はじめに

MUSES－Aより分離され月周回軌道に投入されるルナ・オービタに搭載される機器でタイマ部、計測部より構成される。

タイマ部 (EST－L) はキックモータ (KM－L) 点火を実行する部分で、EST－Lスタート後、シーケンスの設定秒時に従い実行する。なお、EST－LスタートはMUSES－A側のコマンドで運用され、安全等を考慮し、EPT－SA側 (MUSES－Aに搭載) でアーミングをかけている。更に、ルナ・オービタを分離する前にKM－Lが点火する事のないように安全対策として分離アンサをとったスイッチでアーミングがかけられている。また、IG－PS (点火電源)、RL－PS (点火リレ駆動電源) はコンデンサで構成され、EST－Lに供給される。

計測部 (INS－L) はキックモータ (KM－L) の温度、圧力を計測する。

本体はEST－LとINS－Lから構成され、一体構造になっている。また、小型、軽量化の対策を実施している。

2. 構成

構成を表2. 1の示す。

表2. 1 構成表

区分	品 名	数量	備 考
本体	EST－L INS－L	1	一体構造
検出器	圧力検出器	1	
	温度検出器	1	
付属品	計装ケーブル	1	

3. 性 能

3. 1 電気的性能

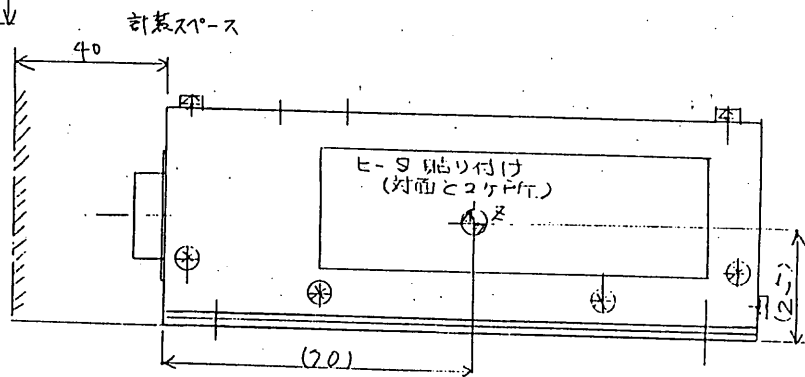
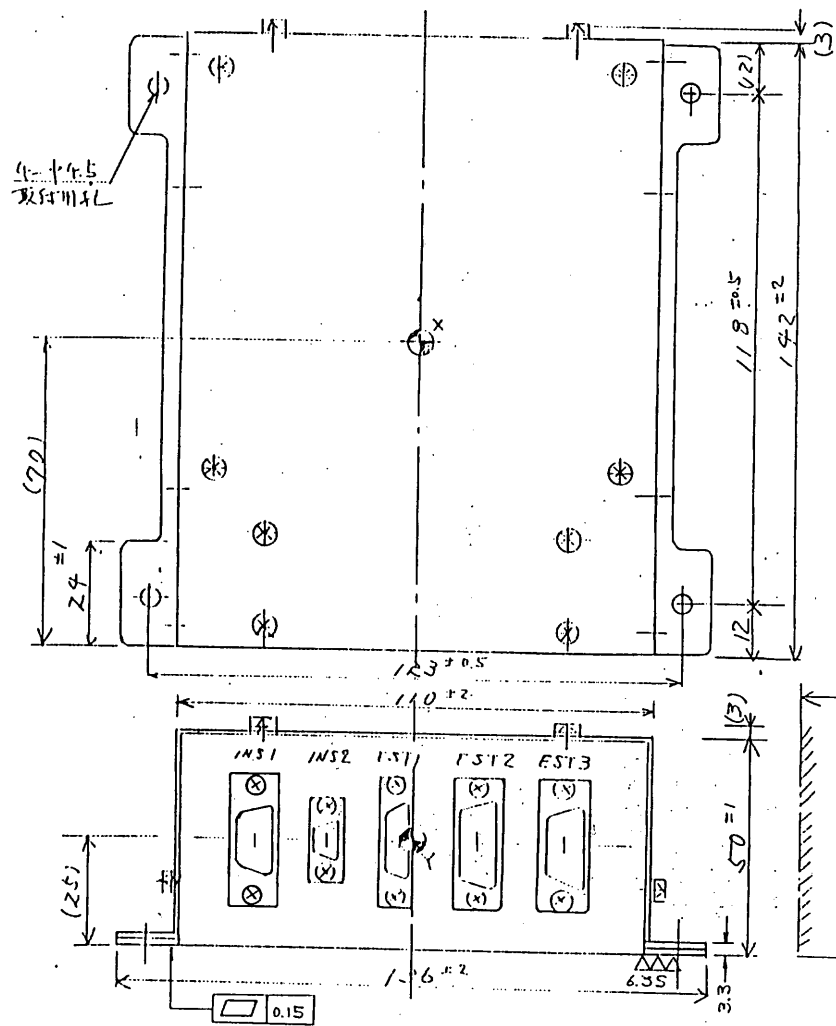
3. 1. 1 EST－L

- (1) シーケンス : 1項目 (+1800SEC)
- (2) 最大設定可能時間 : +2000秒
- (3) 最小設定時間間隔 : 10SEC
- (4) 出力信号幅 (ロジック側) : 10SEC
- (5) 出力信号幅 (RL－PS側) : 34～54mSEC
(C=2160uF, R0=1Ω)
- (6) スタート : コマンド

(7) 再起動	:	LO-ONで起動
(8) テレメータモニタ	:	5 b i t POWER START SAFETY SQ 1 SQ 2
(9) 電源コントロール	:	ルナ・オービタON/OFF
3. 1. 2 I N S - L (PKM-L)	:	
(1) 測定範囲	:	0 ~ 80 K g / C m ²
(2) 測定精度	:	± 3 % F. S (常温)
(3) 周波数特性	:	D C ~ 200 H z (± 3. d B)
(4) 出力電圧	:	0 ~ + 3 V
(5) 校正電圧精度	:	+ 2. 5 V ± 0. 05 V (常温)
(6) 出力電圧温度ドリフト	:	± 0. 5 V (- 10 ~ + 50 °C)
(7) 出力電圧経時ドリフト	:	± 0. 05 V (100 H)
(8) 検出器感度	:	1. 5 m V / V ± 10 %
(9) 検出器内部抵抗	:	350 Ω ± 10 %
(10) 検出器固有振動数	:	83 K H z
(11) テレメータモニタ	:	アナログデータ
3. 1. 3 I N S - L (TKM-L)	:	
(1) 測定範囲	:	0 ~ 1000 °C
(2) 測定精度	:	± 3 % F. S (常温)
(3) 周波数特性	:	D C ~ 200 H z (± 0.5 d B)
(4) 出力電圧	:	0 ~ + 3 V
(5) 出力電圧温度ドリフト	:	± 0. 5 V (- 10 ~ + 50 °C)
(6) 出力電圧経時ドリフト	:	± 0. 05 V (100 H)
(7) 検出器感度	:	41. 269 m V / 1000 °C
(8) テレメータモニタ	:	アナログデータ
3. 1. 4 消費電力	:	
(1) E S T - L + 5 V	:	50 m A 以下
(2) I N S - L + 10 V	:	40 m A 以下
- 10 V	:	20 m A 以下
3. 2 機械的性能	:	
(1) 外形寸法	:	142 ± 2 × 136 ± 2 × 50 ± 1 (mm)
(2) 重量	:	0. 8 K g 以下
(3) ケース表面処理	:	黒色塗装 (上面はなし)

EST/INS-L外觀図

59



1. 1. 9 キック・モータ (KM-L)

秋葉研、高野(雅)研、日産自動車

1. KM-L モータの概要

KM-L モータは、M-3 S II-5 号機／ルナーオービター用減速モータとして新規に開発された、総重量4.0kg、代表直径152mmφの超小型球型モータである。

本モータの特徴及び新規技術は、以下の7点に集約される。

- (1) 低バインダ組成によるHTPB系高エネルギーコンポジット推進薬
- (2) 推進薬体積充填率の向上を主眼としたヘッドエンドウェブ型グレイン
- (3) アスベスト充填EPDM薄板積層方式による軽量型ケースインシュレーション
- (4) 小型後方着火方式イグナイタ
- (5) 一体削り出しによるTi-6Al-4V製小型薄肉球型モータケース
- (6) 初期開口比96.5の円錐型高開口比ノズル
- (7) 金属封着型小型イニシエータ

KM-Lは、昭和61年から概念検討を開始し、途中ルナーオービターへのヒートソークバックを防ぐための水噴射冷却システムの開発(耐熱材板厚増加とのトレードオフにより実機には搭載しないことが決定している)等も含め、種々の基礎試験、地上燃焼実験、機能試験などを経て、昭和63年に行なわれた第2回フルサイズモータ地上燃焼試験及び試験結果の実機へのフィードバックをもって開発を終了した。表-1に飛翔型KM-Lモータの主要諸元を、図-1に全体概要図を示す。

以下、各コンポーネント及び予想燃焼性能の概要について述べる。

1. 1 モータケース

新開発のTi-6Al-4V製薄肉球形モータケースを採用している。

形状は赤道部外径φ152mm、全長158mmの略球形、保証内圧は75.0kgf/cm²で、従来の上段モータ用Ti合金製球形ケースと異なり、赤道部溶接を行わずに一体加工により製造されている。

表-1 飛翔型KM-L主要諸元

項 目	諸 元
全長 mm	336
赤道部外径 mmφ	152
ノズルスロート／出口径 mmφ	9.0／88.4
ノズル開口比	96.5
モータ総重量 kg	4.00
モータケース	0.34 (0.324)
ケースインシュレーション	0.26 (0.255)
推進薬	2.80 (2.761)
ノズル	0.42 (0.46)
イグナイタ	0.08 (0.07)
その他 (ボルト等)	0.10
最大燃焼内圧 ^{*1} kgf/cm ²	70.4
最大真空推力 ^{*1} kgf	92.2
全燃焼時間 sec	16.4
有効燃焼時間 sec	12.2
平均燃焼内圧 kgf/cm ²	50.5
平均真空推力 kgf	66.9
モータ平均比推力 ^{*2} sec	291.5±2.1
速度増分 ^{*3} m/s	763.3 ±35.7

- 注 *1). 燃焼内圧最大の条件。その他の燃焼特性は、内圧中央の条件時。
- *2). ケースインシュレーション推定焼失重量(0.035kg)を、等価的に推進薬重量に加算して算出した値。
- 推定誤差は、95%信頼水準、95%確率値。
- *3). 速度増分は、'89.11.22現在のKM-L+L.O重量(11.954kg)を基に、I_{sp}のバラツキ、コーニングによるタンジェントロス(0~3.9%と見積られている)を考慮して計算した値。
- 詳細は、2項「KM-LによるL.O速度増分」を参照のこと。

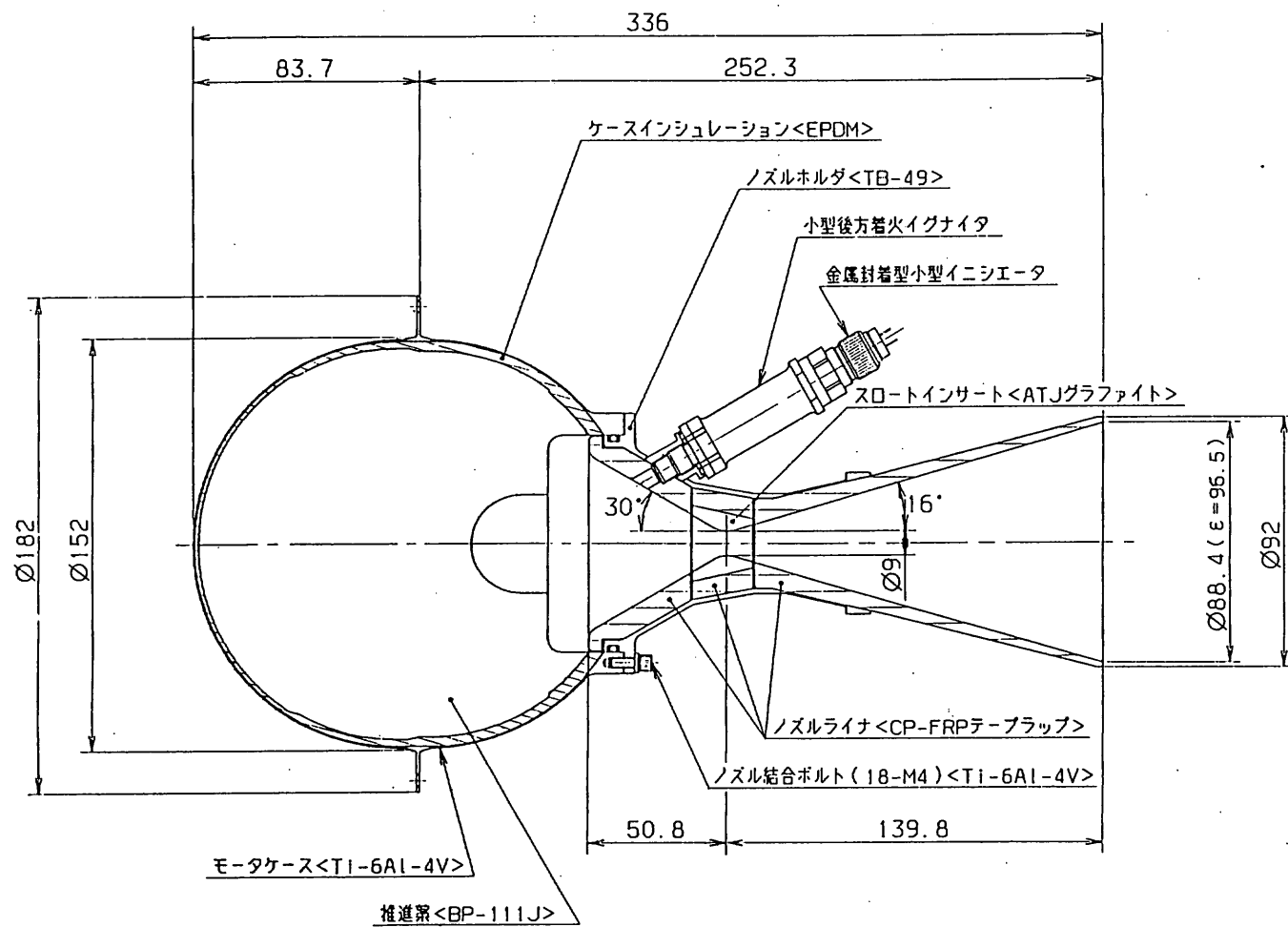


図-1 M-3S II-5 KM-Lモータ全体概要図

1.2 ケースインシュレーション

KM-Dで実績のあるアスベスト充填EPDM薄板積層構造を採用している。

板厚分布は、KM-L-1地燃後焼失量実測値を基とし、燃焼速度のばらつきを考慮して設定したKM-L-2板厚分布に対して、ルナーオービターへのヒートソークバックの対策として全体に0.5mmずつ加えたものとしている。KM-L-2に於ける板厚分布についての設計基準は、以下の通り。

- ①. 残留板厚 1.0 mm 以上
- ②. リリーフブーツを除いた部分の最小板厚 1.0 mm
- ③. リリーフブーツ板厚 1.0 mm

1.3 推進薬グレイン

推進薬は、新規開発のBP-111Jを採用している。本推進薬はKM-Lの様な小型モータに適用することを目的とし、A1の燃焼効率の向上及び低バインダ組成による比推力向上を目的として開発された、12%HTPBコンポジット推進薬である。

グレインは、推進薬体積充填率を高くすることを主眼として形状の選定を行ない、殆ど端面燃焼に近い形のヘッドエンドウェブ型を採用した。

モータケース板厚が、加工限界からモータサイズに比較してかなり厚肉となっており、ケースの剛性が非常に大きくなっている為、推進薬加圧充填の効果があまり期待できないことから、加圧充填は採用していない。

従って、ノズル側半球部のみにもうけたリリーフブーツは、推進薬硬化温度60℃及びモータ使用範囲 -10～40℃（軌道上飛翔中は、ヒータによりこの範囲に温度コントロールされている）を考慮して、-70℃の温度差に対する安全率が2.0以上となるように深さを決定した。

1.4 ノズル

モータ全長に対する制限が緩やかな為、推進効率の向上を目的として、初期開口比96.5、半頂角16°の円錐ノズルを採用し、A1燃焼効率向上の為に非埋没型とした。

スロートインサート、ノズルライナ、ノズルホルダは、それぞれKM-Mと同一のATJグラファイト、テープラップ成形のCP-FRP、耐熱性の高い工業用純チタン(TB-49)を使用している。

ノズルライナ板厚分布は、ルナーオービターへのヒートソークバックを抑える為、従来通りKM-L-1地燃時の炭化・焼失板厚実測値をベースとして板厚分布の設定を行った後、「アブレータ・ノズル熱解析プログラム」を使用し、ノズル外表面の燃焼終了後も含めての温度上昇最大値を600℃以下に抑えるように板厚修正を行う方法により設定した。

1.5 イグナイタ

新規開発の小型後方着火方式イグナイタを採用している。イグナイタケース、イグナイタノズルはTB-49、主装薬は丸穴内面燃焼グレインのIP-2を使用しており、図-2に示す様な新規開発の金属封着型小型イニシエータを採用して、着火の安定性向上及び全体寸法の小型化を図っている。

本イグナイタによる着火特性については、2度の真空低温着火試験により、問題無いことを確認している。

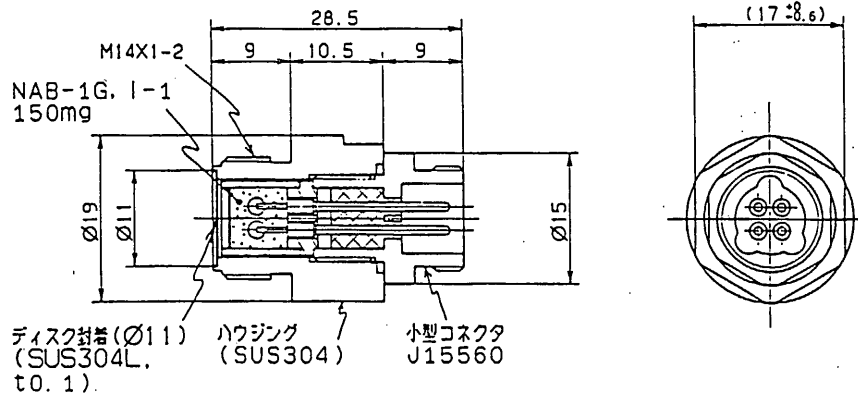


図-2 金属封着型小型イニシエータ概要図

1.6 予想燃焼性能

KM-Lの平均比推力は、95%信頼水準、95%確率値で、 $291.5 \pm 2.1 \text{ sec}$ （ケースインシュレーション推定焼失重量:0.035kgを、等価的に推進薬重量に加算した値）と推定されている。

従って、標準燃速 $r_{\text{b50}} = 7.6 \text{ mm/sec}$ に対する推定特性諸量は、比推力ノミナル時に

平均真空推力	\bar{F}	=	66.9	kgf
平均燃焼内圧	\bar{P}	=	50.5	kgf/cm ²
有効燃焼時間	\bar{t}	=	12.2	sec
全燃焼時間	t_b	=	16.4	sec

となる。

図-3に、M-3SII-5号機用KM-Lモータの推定真空推力・燃焼内圧曲線を示す。

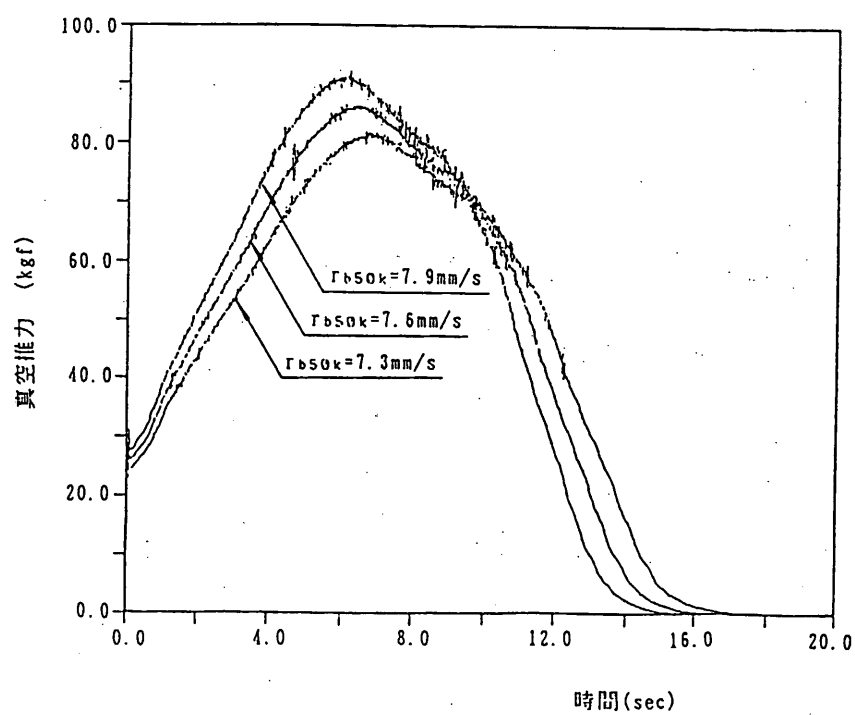
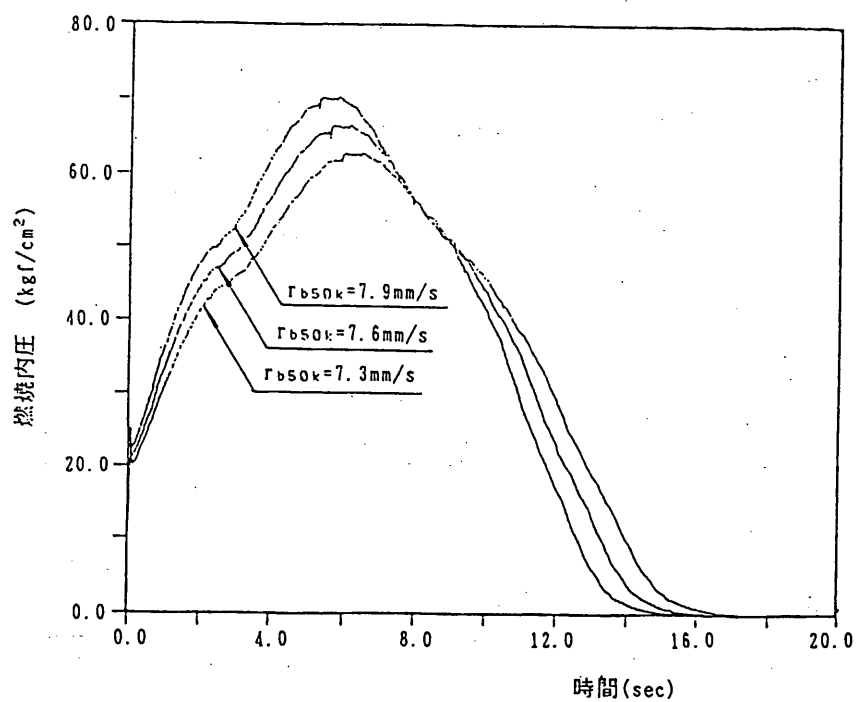


図-3 M-3S II-5 KM-L 推定燃焼内圧・真空推力曲線

2. KM-LによるL.O速度増分

KM-Lの平均比推力 I_{SP} は、前述の様に $291.5 \pm 2.1 \text{ sec}$ と推定されている。

一方、KM-L 燃焼中のL.O運動解析によれば、コーニングによるタンジェントロスにより、最大 3.9% の速度ロスが見込まれている。

また、KM-LによるL.Oの速度増分 ΔV は、インパルス近似を用いて下式により算出される。

$$\Delta V = (1 - \Delta V_{\text{LOSS}}) \cdot g \cdot I_{SP}' \cdot \ln \frac{W_{L.O}}{W_{L.O} - (W_P)e - W_N}$$

ここに、

ΔV_{LOSS} ; コーニングによる速度ロス (0~3.9%)

g ; 重力加速度 9.80665 m/s²

$W_{L.O}$; KM-L点火時L.O質量 11.954 kg (11/22現在推定値)

$(W_P)e$; 等価推進薬質量 2.796 kg (推進薬+焼失インジェクション)

W_N ; ノズル焼失質量 0.040 kg (地燃#2よりの推定値)

I_{SP}' ; 実効比推力 $= I_{SP} \cdot \frac{(W_P)e}{(W_P)e + W_N}$ (ノズル焼失を考慮)

である。

以上の諸条件を考慮して ΔV を計算した結果を、表-2にまとめて示す。

表より、 I_{SP} ; 中央値、速度ロス; 0%の時をノミナルとして、L.Oの速度増分は、

$\Delta V = 763.3 \pm 35.7 \text{ m/s}$ と推定される。

表-2 KM-LによるL.O速度増分

I_{SP}	ΔV_{LOSS} I_{SP}'	0 %	3.9 %
293.6	289.46	768.8 (最大)	738.8
291.5	287.39	763.3 (ノミナル)	733.5
289.4	285.32	757.8	728.2 (最小)

1. 2 光学航法装置 (ONS)

二宮、広川、NEC

1. 概 用

光学航法装置 OPTICAL NAVIGATION SENSOR (ONS) は、将来の深宇宙探査における光学航法のため実験装置として MUSE-A に搭載され、月及び 2 等星以上の星の画像データを取得しデジタルデータに変換した後、姿勢制御系へ転送することを目的とする。ONS は太陽光の影響をなくすための「フード部」(ONS-H)、CCD (CHARGE-COUPLED DEVICES) 及びレンズ等から構成される「光学部」(ONS-O) 及び、CCD からの画像データをデジタルのシリアル信号に変換し姿勢制御系へ伝送する「電気回路部」(ONS-E) の 3 つから形成される。

MUSE-A はスピン衛星であるため、CCD の駆動方式は、TDI 方式 (TIME DELAY AND INTEGRATION) を採用し、月専用 CCD 及び星専用 CCD とをそれぞれ独立に有しており、取得した画像データは光ファイバにて姿勢制御系の AOCF へ伝送される。

2. 機 能、動 作

ONSの系統図を図-1に示す。

ONSはTDI方式を採用しているため、スピンレートに対応したV・CLOCKをAOCPから入力し、画像データを取得している

CCDは月専用及び星専用の2つがあり、それぞれ独立したドライバにより、月星両方共、同時に駆動されている。これにより両方のCCDより出力されたビデオ信号は、AOCPからの月／星切り替え信号であるMOON／STAR信号により選択される。

このCCD出力には暗電流が重畳されているため、1ラインに1度クランプ後のアンプ部に、暗電流に対応するオフセット電圧をかけ、暗電流成分を除去している。

暗電流成分の除去されたCCD出力信号は、ピクセル単位で4bitのA/D変換を行い、同期パターンを付加してシリアルデータ信号に変換後、光データ(ONS-DATA)としてAOCPへ出力される。

また ONS-DATA読み込みタイミング信号として 同期クロック(ONS-CLK)を出力し、それぞれ独立の光ファイバによりAOCPへ伝送する。

ONSはさらにパワーストロボ機能を有し、AOCPからのモード切り替え信号により必要時以外は電源をオフ状態(STBY1モード)とし、また DPUからの制御信号により+5V電源リレー回路をON/OFFさせ、消費電力の低減化を図っている。

3. 性能

ONS

視野角 V方向: 7.3 度
 H方向: 10.1 度

感度 月(-12.7 mag) の撮像
 星(2.0mag 以上)の検出

性能維持温度 -20℃~+45℃

消費電力 (モード別)

OP	(ONS-ON)	12.18 W (TYP)
STBY2	(ONS-ON)	10.66 W (TYP)
STBY1	(ONS-ON)	1.56 W (TYP)
STBY1	(ONS-OFF)	0.01 W (TYP)

重量 3.394 kg (TYP)

ONS-O

重量 1.02 kg (TYP)

形状 (外観) 図-2に示す

レンズ直径 40 mm

焦点距離 50 mm

CCD 月撮影用CCD: 1系統
 星撮影用CCD: 1系統

ONS-H

重量	0.64 kg (TYP)
形状 (外觀)	図-2に示す。
太陽光妨害角	60度以上 (ミナル)
減衰率	10^{-8} 以下 (ミナル)

ONS-E

重量	1.734 kg (TYP)
形状 (外觀)	図-3に示す。
ONS-DATA階調度	16階調 (4bit/ピクセル)
暗電流階調度	64階調 (6bit/ピクセル)
撮像可能スピンレート範囲	10.0~20.5 rpm
ONS-DATAビットレート (ONS→AOC-P)	14.960597 Mbps

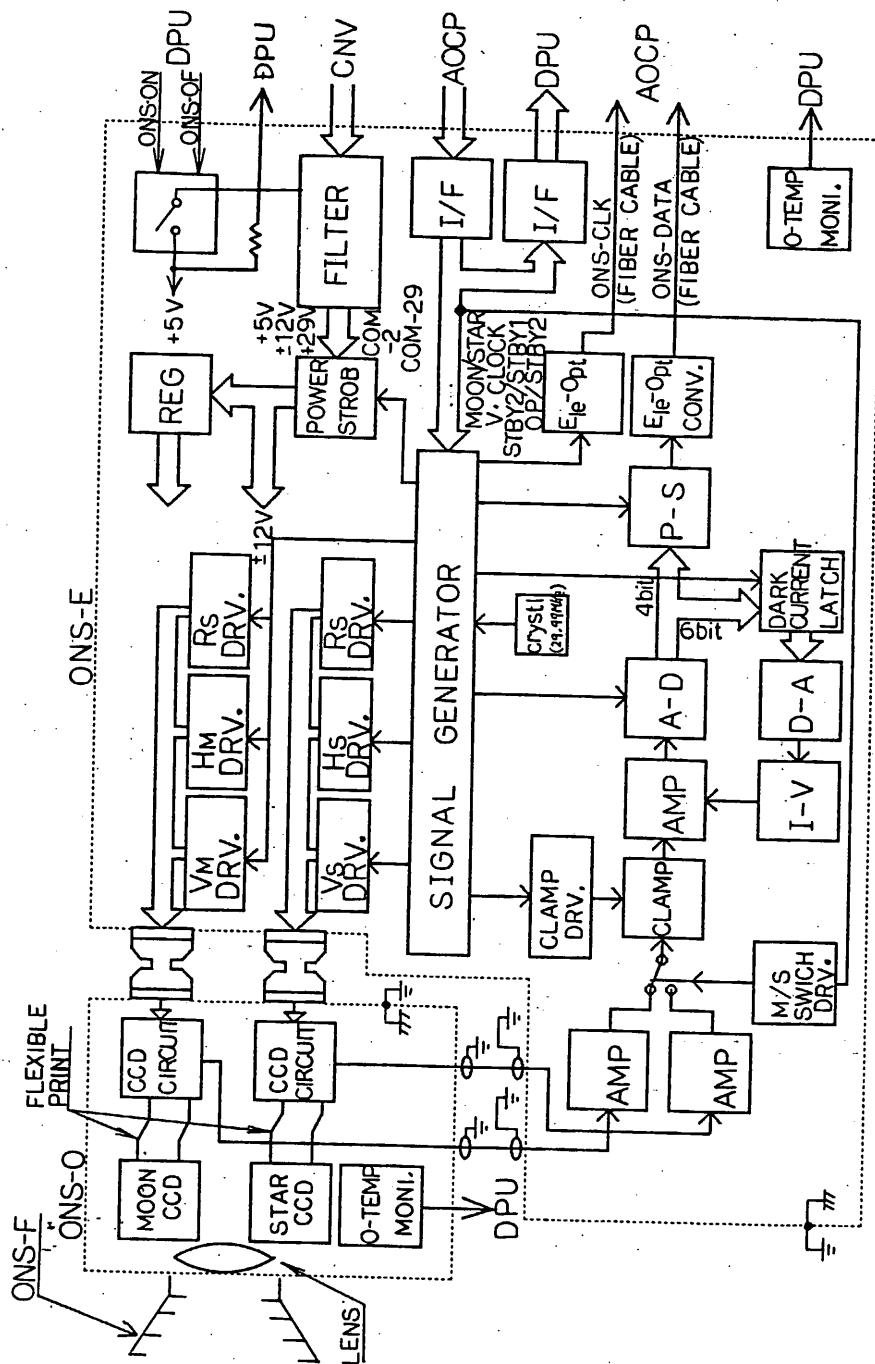


图 1-1 ONS 系统图

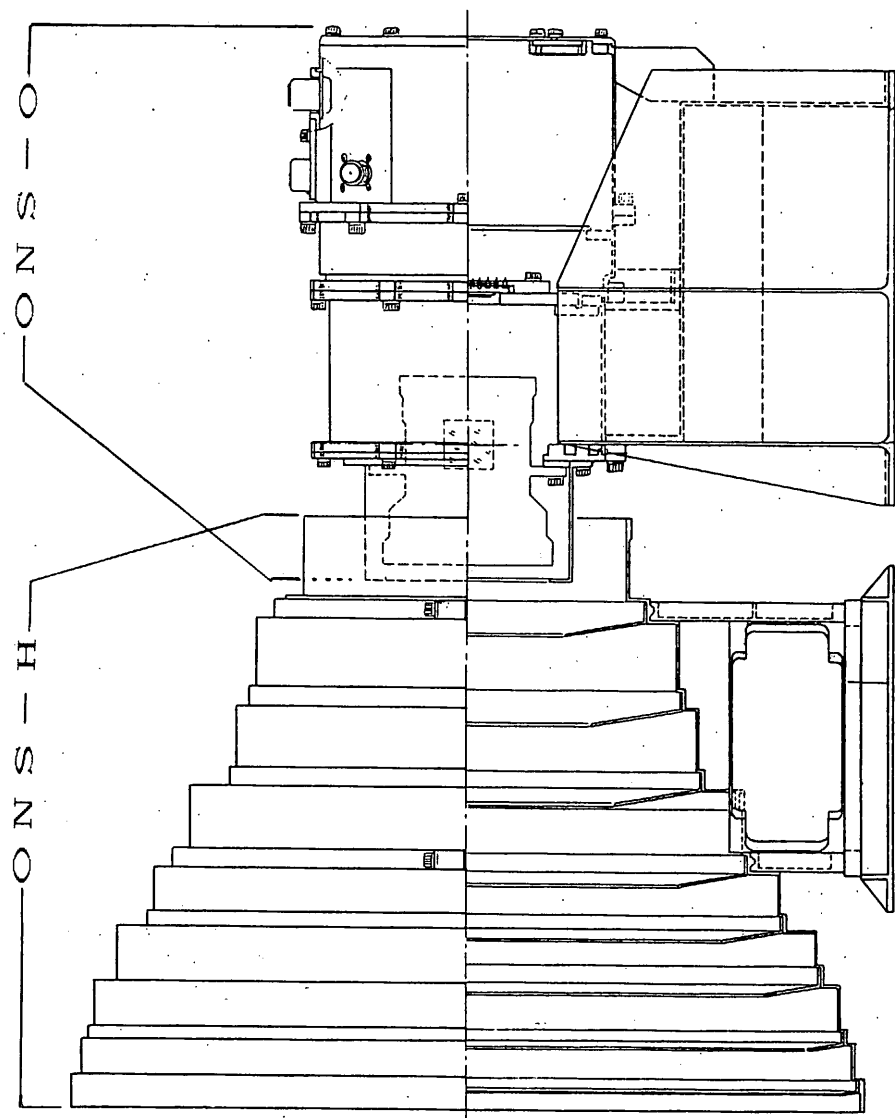


图-2. ONS-O及ONS-H外觀图

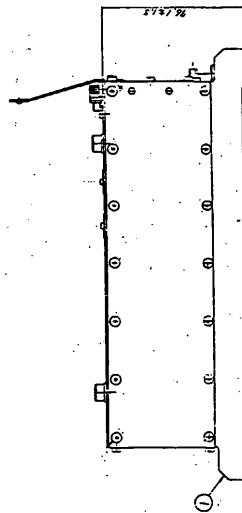
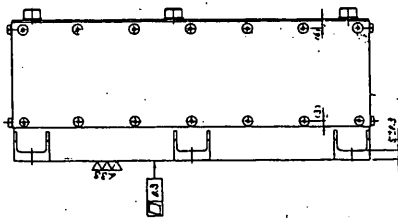
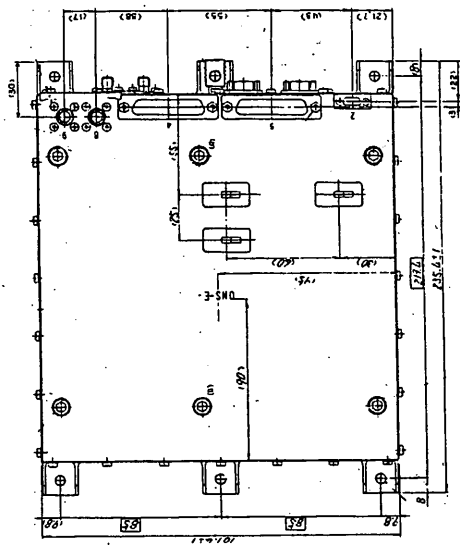
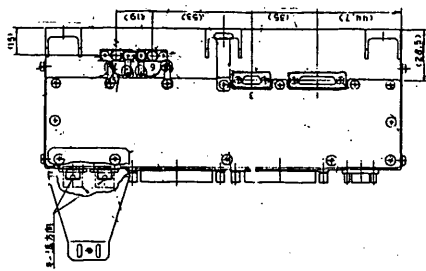


圖 3-1-3 外觀圖

1. 3 オンボードコンピュータ (OBC)

高野 (忠)、山田 (隆)、周東、日立製作所

1. はじめに

オンボードコンピュータ (以下OBC) はMUSES-Aの実験機器の1つであり、その実験目的は

- ① 搭載型フォールトトレラントコンピュータの評価
- ② パケットテレメトリ実験

である。

OBCは、自律分散の概念を取り入れた3重系フォールトトレラントコンピュータであり、部分的に劣化、故障あるいは誤動作を起こした場合にも、これによる影響を最小限に留めて処理を続行する機能を持つ能力を有している。

MUSES-Aのパケットテレメトリは、NASA, ESAを中心としたCCSDS (Consultative Committee for Space Data Systems) において将来の標準的なテレメトリ方式として勧告されている方式に準拠したものであり、様々な種類、速度のデータを各地上局に伝送する際、統一的に伝送、処理を行い、融通性、拡張性や他機関とのクロスサポートの容易性の拡大を図ったものである。

OBCでは衛星内のデータ処理装置であるデータプロセッシングユニット (DPU) が編集したサブシステムのテレメトリと、ミッション機器ルナオービタ (LO) のテレメトリをそれぞれ入力し、CCSDSの勧告に従ったパケットテレメトリフォーマットに再編集して、DPUに出力している。

2. 概 要

2. 1 構 成

2. 1. 1 全体構成

図2. 1-1にOBCの構成を示す。OBCはCELLと称する単位コンピュータ3組とCELL出力の多数決を行うVOTER、ブロックコマンドの出力モードにより出力を切り換える出力切換器及び外部との入出力インターフェース部から構成される。その特徴を以下に示す。

- ① 3組のCELLは、ハードウェア、ソフトウェア共に同一構成で、個々に持つクロックで独立して、クロックレベルでは非同期で動作する。
- ② CELLは、互いに通信を行い通信を通してマクロレベルでの同期をとり、処理結果の照合を行い、他CELLの異常を検知する。
- ③ ソフトウェアポーティング手法を用いているため、融通性のあるデータ処理が行える。

2. 1. 2 CELLの構成

図2. 1-2にCELLの構成を示す。CELLは、BPU(Basic Processing Unit)と過電流時に電源のOFF/ONを行なうカレントリミッタよりなる。

BPUはマイクロプロセッサ(68000)、メモリ、異常検出用タイマ、通信用のDMAC(Direct Memory Access Controller)、CELL入出力インターフェースバッファで構成され、RAMには、ソフトウェアに対する対策として、1bitエラー訂正、2bitエラー検出機能を持つEDAC(Error Detection and Correction)コードを付加している。また、ソフトウェアの暴走に対する対策として、WDT(Watch Dog Timer)を付加している。

2. 2 フォールトトレラント方式

CELLは次のような考え方で、システムの異常検出、復旧の制御を行う。

- ① CELLは他の2者が同じことを言っているのに対し、自分だけが違う事を言っている時、自分が間違っていると判断して、他の2者に意見を合わせる。また、各診断機能で明らかに自分が異常と判断される場合は、それに対して対応する。
- ② 他CELLの異常の影響に対しては自己防衛を行う。
- ③ CELLは異常と思われるCELLを制御することはせず、異常CELLを論理的に分離状態にして、正常CELLは異常CELLの復旧を待つ。
- ④ 正常CELLは異常CELLを分離後、定期的に分離状態を解き、一時的に通信を復旧させて通信状態やデータをチェックする。正常に戻っていると判断すると、通常の状態に復旧させる。

本制御に基づいたOBCの障害検出及びその対応動作を図2. 4-1に示す。障害検出内容はテレメトリにて地上に送信される。

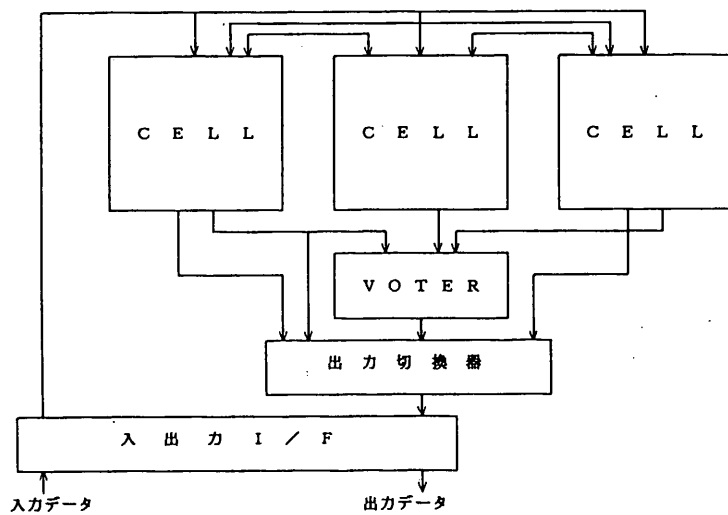


図2.1-1 O B C 構 成

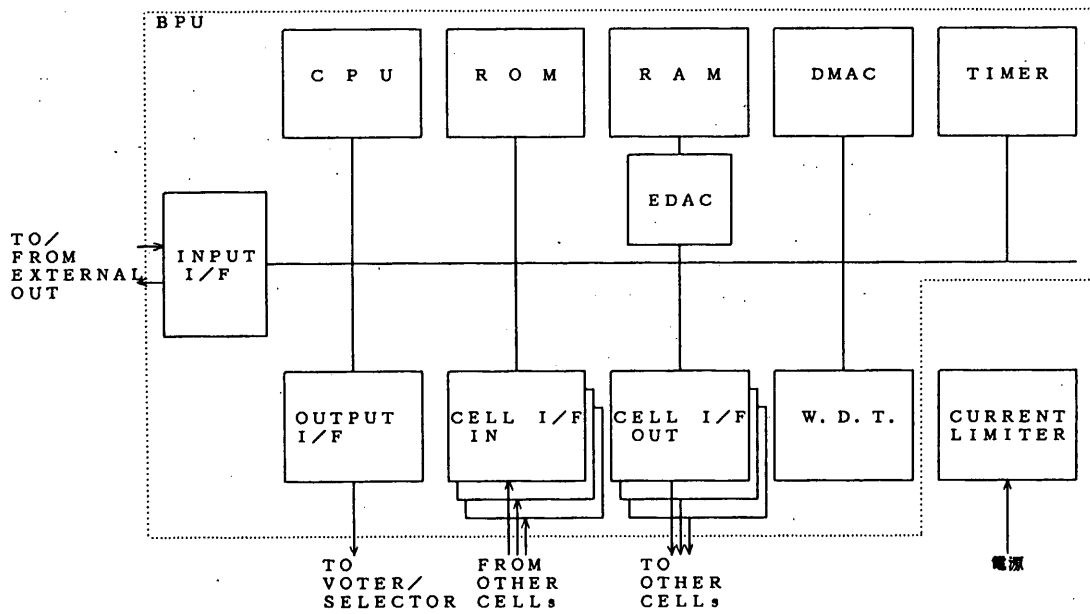


図2.1-2 C E L L 構 成

2.3 パケットテレメトリ

パケットテレメトリフォーマットを図4-1に示す。パケットテレメトリには、伝送経路でのデータ誤りを訂正するためCCSDS勧告に従った次の符号を付加する。

① リードソロモン符号

223バイトのデータに対して32バイトの誤り訂正データを付加する方式であり、255バイト中の16バイトの誤りを訂正する能力を有する。また深さ5のインターリーブを掛けることにより、誤り訂正能力を80バイトにまで高めている。

② 畳み込み符号

拘束長7、符号化率1/2の畳み込み符号化を行う。

OBCはテレメトリの10フレーム時間のうちに、DPU及びLOより入力したデータをサブシステムを単位として分類し、また編集を行いソースパケットを作成する。そしてこれにヘッダー及び上記①の符号を付加した後、同期コードを付け出力を行う。上記②の符号についてはこの後ハードウェアにより付加する。

2.4 リモートローディング

地上よりOBCに向け送られた任意のプログラム（ローディングプログラム）を受信し、これをメモリに格納し実行する。ロードはブロックコマンドの第1バイト目に8ビットのプログラムコードを設定し送出することにより行われる。プログラム容量は4kバイトである。

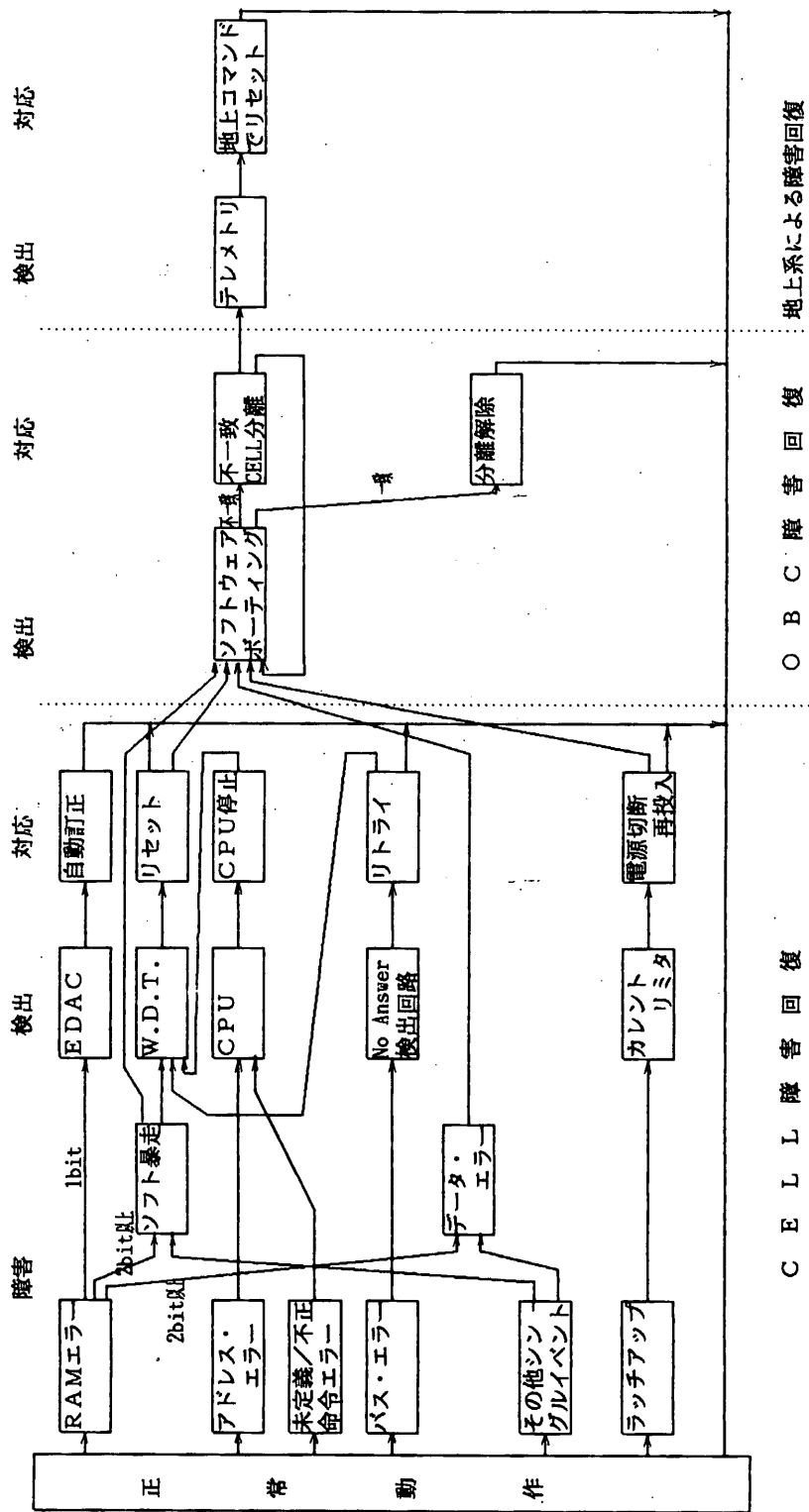


図2.4-1 OBC障害回復機能

2.5 コマンド

OBCに関するコマンドは、ディスクリット10項目、ブロックコマンド2バイトがある。これを表2.5-1～3にまとめる。

表2.5-1 ディスクリットコマンド

コマンド名	コードXY	内 容
OBC ON	54	OBCの電源投入、システム起動
OBC OFF	64	OBCの電源切断
CELL-A ON	55	CELL-X ON : CELL-Xの電源投入、起動 CELL-X OFF : CELL-Xの電源切断
CELL-A OFF	65	
CELL-B ON	56	
CELL-B OFF	66	
CELL-C ON	57	
CELL-C OFF	67	
OBC RESET	74	OBCシステム全体リセット、起動
I/F RESET	58	インタフェースリセット

表2.5-2 ブロックコマンド割付

	B 0	B 1	B 2	B 3	B 4	B 5	B 6	B 7
第1バイト	O B C 動 作 モ ー ド							

	B 0	B 1	B 2	B 3	B 4	B 5	B 6	B 7
第2バイト	Conv. Code モード	C E L L リ セ ッ ト			出 力 モ ー ド			

表 2. 5 - 3 ブロックコマンド意味付け (1 / 2)

(1) OBC動作モード (8bits)

コマンド名称	コード(HEX)	内 容	備 考
パケットメモリ編集実行	00	パケットメモリ編集を実行する。	
パケットフォーマット1	01	パケットメモリのフォーマットをNo.1とする。	
	02 ~ 0F	未使用	パケットメモリ編集 実行時のみ 有効
リモートローディング実行	10	リモートローディングを実行する。	
プログラムロード	11	プログラムをロードする。	リモートローディング 実行時のみ 有効
データ無視	12	データを無視する。	
プログラム実行	13	ローディングプログラムを実行する。	
プログラム停止	14	ローディングプログラムを停止させる。	
チェックサム出力	15	チェックサムコードを出力する。	
	16	未使用	
プログラムダンプ	17	ローディングプログラムをダンプする。	
	18 ~ 1D	未使用	
ECC付プログラムロード	1E	プログラムロード時、ECCによる誤り訂正を行う。	
ECCなしプログラムロード	1F	ECC付プログラムロードを解除する。	
	20 ~ FF	未使用	

(2) Conv. Code モード (1bit)

コマンド名称	コード(BIN)	内 容	備 考
JPL	0	畳み込み符号をJPL方式とする。	
GSFC	1	畳み込み符号をGSFC方式とする。	

(3) CELLリセット (3bits)

コマンド名称	コード(BIN)	内 容	備 考
リセットなし	000	リセットしない。	
CELL-A リセット	100	CELL-Aをリセットする。	
CELL-B リセット	101	CELL-Bをリセットする。	
CELL-C リセット	110	CELL-Cをリセットする。	

表 2. 5-3 ブロックコマンド意味付け (2/2)

(4) 出力モード (4bits)

コマンド名称	コード(BIN)	内 容	備 考
VOTER(A)出力	0000	出力モード (SEL. MODE) を切替る。 パケットテレメトリ: VOTER出力 OBCテレメトリ: VOTER出力 クロックC168K: BPU-A出力	
VOTER(B)出力	0001	出力モード (SEL. MODE) を切替る。 パケットテレメトリ: VOTER出力 OBCテレメトリ: VOTER出力 クロックC168K: BPU-B出力	
VOTER(C)出力	0010	出力モード (SEL. MODE) を切替る。 パケットテレメトリ: VOTER出力 OBCテレメトリ: VOTER出力 クロックC168K: BPU-C出力	
MV-A出力	0100	出力モード (SEL. MODE) を切替る。 パケットテレメトリ: Modified Voter-A出力 OBCテレメトリ: BPU-A出力 クロックC168K: BPU-A出力	
MV-B出力	0101	出力モード (SEL. MODE) を切替る。 パケットテレメトリ: Modified Voter-B出力 OBCテレメトリ: BPU-B出力 クロックC168K: BPU-B出力	
MV-C出力	0110	出力モード (SEL. MODE) を切替る。 パケットテレメトリ: Modified Voter-C出力 OBCテレメトリ: BPU-C出力 クロックC168K: BPU-C出力	
MVOTER出力	1000	出力モード (OUT MODE) を切替る。 パケットテレメトリ: Modified Voter出力	
BPU-A出力	1100	出力モード (OUT MODE) を切替る。 パケットテレメトリ: BPU-A出力	
BPU-B出力	1101	出力モード (OUT MODE) を切替る。 パケットテレメトリ: BPU-B出力	
BPU-C出力	1110	出力モード (OUT MODE) を切替る。 パケットテレメトリ: BPU-C出力	

2. 6 テレメトリ

OBCに関するテレメトリー一覧を表2. 6-1に示す。本テレメトリ項目中CELLからのデータ”BPU-X DATA”はCELLの状態によりその内容を変える。このCELLの状態とCELLからのデータの内容の関係を表2. 6-2に示す。また、CELLからのデータの詳細内容を表2. 6-3に示す。

表2. 6-1 テレメトリ (1/2)

テレメトリ名称	フレーム、ビット	内 容
OBC ON/OFF	F4n ,W26,B0	OBC全体電源投入／切断
CELL-A ON/OFF	F4n ,W27,B0	CELL-X ON/OFF : CELL-X ON/OFFコマンド受領
CELL-B ON/OFF	F4n+1,W27,B0	
CELL-C ON/OFF	F4n+2,W27,B0	
CELL-A RES	F4n ,W27,B2	CELL-X RES : CELL-Xにリセット信号発生を示す。
CELL-B RES	F4n+1,W27,B2	
CELL-C RES	F4n+2,W27,B2	
CELL-A STOP	F4n ,W27,B1	CELL-X STOP : CELL-Xのラッチアップによる CELL-X電源断を示す。
CELL-B STOP	F4n+1,W27,B1	
CELL-C STOP	F4n+2,W27,B1	
I/F STOP	F4n+1,W26,B0	インタフェースのラッチアップ発生を示す。
BPU-A MODE	F4n ,W27,B5~B7	BPU-X MODE : BPU-Xの動作モード 実行しているタスクの種別を示す。
BPU-B MODE	F4n+1,W27,B5~B7	
BPU-C MODE	F4n+2,W27,B5~B7	
BPU-A 1BIT ERR	F4n ,W27,B3	BPU-X 1BIT ERR : BPU-XのRAMで1bitの誤り発生を示す。 BPU-X 2BIT ERR : BPU-XのRAMで2bitの誤り発生を示す。
BPU-A 2BIT ERR	F4n ,W27,B4	
BPU-B 1BIT ERR	F4n+1,W27,B3	
BPU-B 2BIT ERR	F4n+1,W27,B4	
BPU-C 1BIT ERR	F4n+2,W27,B3	
BPU-C 2BIT ERR	F4n+2,W27,B4	
BPU-A FAULT	F4n ,W26,B4	BPU-X FAULT : ・BPU-Xが初期化中であることを示す。 ・BPU-Xの障害発生を示す。
BPU-B FAULT	F4n+1,W26,B4	
BPU-C FAULT	F4n+2,W26,B4	

表2. 6-1 テレメトリ (2/2)

テレメトリ名称	フレーム、ビット	内 容
OUT MODE	F4n ,W26,B1~B3	パケット出力モードを示す。
SELECTOR MODE	F4n+1,W26,B1~B3	出力機器の選択を示す。
A DISAGR	F4n+2,W26,B0	X DISAGR : OBC出力のデータとCELL-Xのデータの 不一致発生を示す。
B DISAGR	F4n+2,W26,B1	
C DISAGR	F4n+2,W26,B2	
A/B DISCON	F4n ,W26,B5	X/Y DISCON : CELL-XがCELL-Yを分離したことを示す。
A/C DISCON	F4n ,W26,B6	
B/C DISCON	F4n+1,W26,B5	
B/A DISCON	F4n+1,W26,B6	
C/A DISCON	F4n+2,W26,B5	
C/B DISCON	F4n+2,W26,B6	
BPU-A DATA	F4n ,W28,B0~B7	BPU-X DATA : ・BPU-Xのタスクのデータ ・CELL分離理由コード ・CELL障害発生内容コード
BPU-B DATA	F4n+1,W28,B0~B7	
BPU-C DATA	F4n+2,W28,B0~B7	

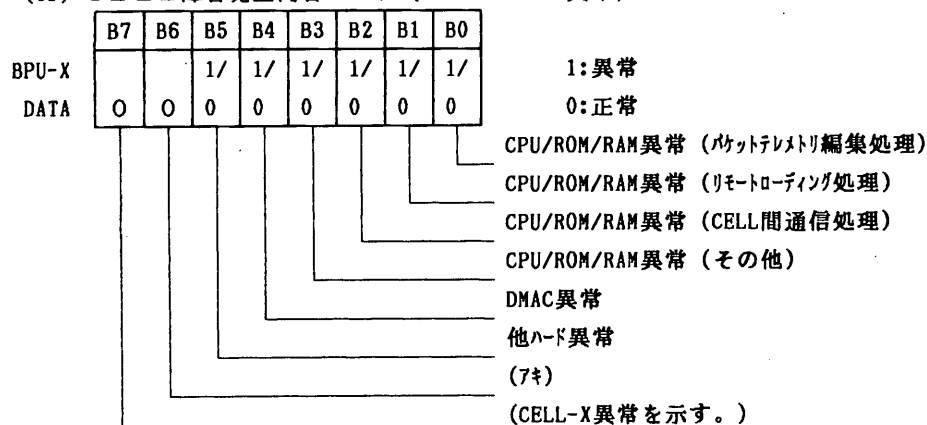
表2. 6-2 CELLの状態とCELLからのデータの関係

BPU-X FAULT	X/Y DISCON	BPU-X DATA	DATA内容	備 考
YES	YES	CELL障害発生内容	表2.6-3(A)、(B)参照	
YES	NO			
NO	YES	CELL分離理由	表2.6-3(C)参照	注1
NO	NO	タスクのデータ	表2.6-3(D)参照	

注1) DISCON発生と共にCELL分離理由が出力されるが、一定時間後(ビットレート
8k, 2kbpsでは約2sec後, 256bpsでは約16sec後) タスクのデータ出力に
切り替わる。

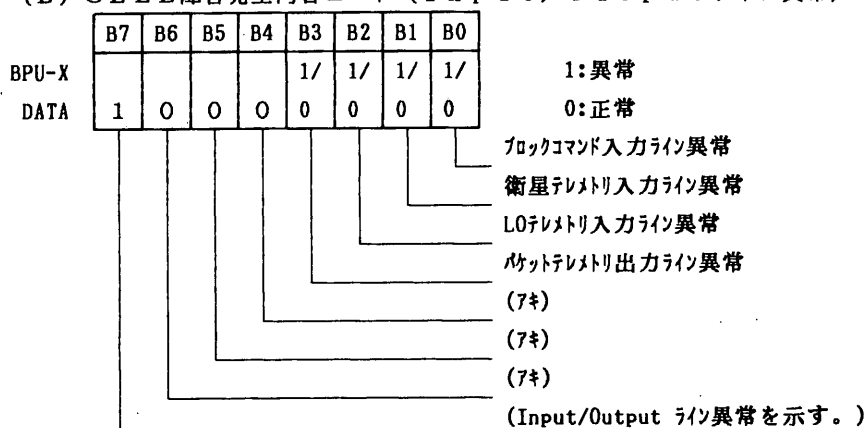
表 2. 6 - 3 BPU-X DATA意味付け (1 / 2)

(A) CELL障害発生内容コード (CELL-X異常)



* B0~B7まで全て0の場合は、CELLの初期化中であることを示す。

(B) CELL障害発生内容コード (Input/Outputライン異常)



(C) CELL分離理由コード

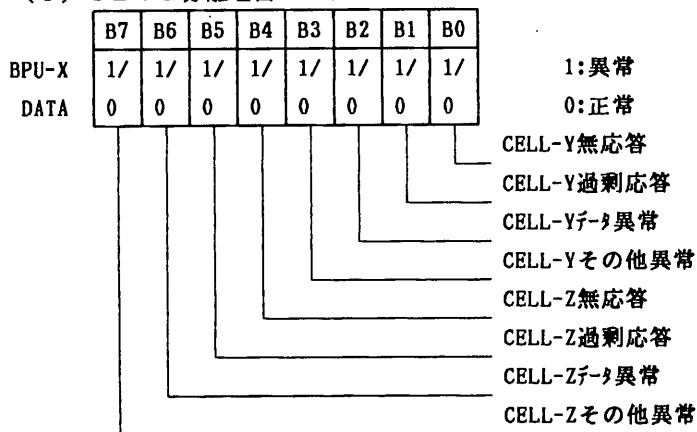


表2.6-3 BPU-X DATA意味付け(2/2)

(D) BPU-Xのタスクのデータ

項目	コード(HEX)	内容
	00	未使用
パケットフォーマット1	01	パケットテレメトリフォーマットNo.1
	02	未使用
	~	
	10	
プログラムロード	11	プログラムロード中
データ無視	12	データ無視中
プログラム実行	13	プログラム実行コマンド受領
スタンバイ	14	リモートローディングスタンバイ状態
チェックサム出力	15	チェックサム出力コマンド受領
	16	未使用
プログラムダンフ	17	プログラムダンフコマンド受領
	18	未使用
	~	
	1D	
ECC付プログラムロード	1E	ECC付プログラムロードコマンド受領
ECCなしプログラムロード	1F	ECCなしプログラムロードコマンド受領
プログラムロードエラー無し	20	ECC付プログラムロード中、ロードデータのbitエラー無し
プログラムロード1bitエラー	21	ECC付プログラムロード中、ロードデータの1bitエラー検出、訂正
プログラムロード2bitエラー	22	ECC付プログラムロード中、ロードデータの2bitエラー検出
	23	未使用
不正コマンド	24	登録されていないコマンドが入力された。
	25	未使用
	~	
	FF	

3. 諸 元

(1) 電氣的性能

- ・クロック周波数 : 8 MHz
- ・メモリ容量
 - ROM : 2 Mbits
 - RAM : 512 Kbits + EDAC (256 Kbits)
- ・入出力信号 : 図3-1に示す。
- ・入力信号 (DPU)
 - 信号種 : DPU信号編集部出力 NRZ-L シリアルデータ
 - データ編成 : 8 bits/word, 128 words/frame, 256 frames/major frame
 - ビットレート : 8192/2048/256 bps
- ・入力信号 (LO)
 - 信号種 : ルナオービタHKデータ
 - データ編成 : 8 bits/word, 16 words/frame
 - ビットレート : 64 bps
- ・出力信号
 - 信号種 : CCSDSフォーマット パケットテレメトリ
 - ビットレート : 8192/2048 bps

(2) 機械的性能

- ・消費電力 : 1.85 ± 0.5 W
- ・重量 : 2.484 kg
- ・外形寸法 : 図3-2に示す。
- ・性能維持温度範囲 : $-10^{\circ}\text{C} \sim +50^{\circ}\text{C}$
- ・機能維持温度範囲 : $-20^{\circ}\text{C} \sim +50^{\circ}\text{C}$
- ・保存温度範囲 : $-30^{\circ}\text{C} \sim +60^{\circ}\text{C}$

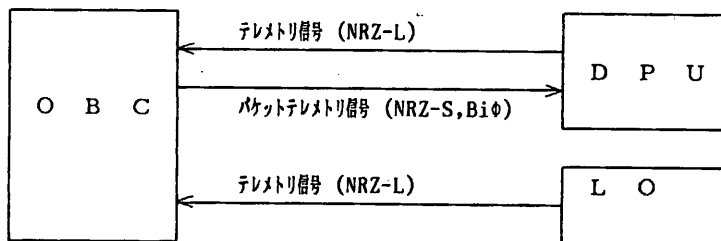


図3-1 入出力信号関連図

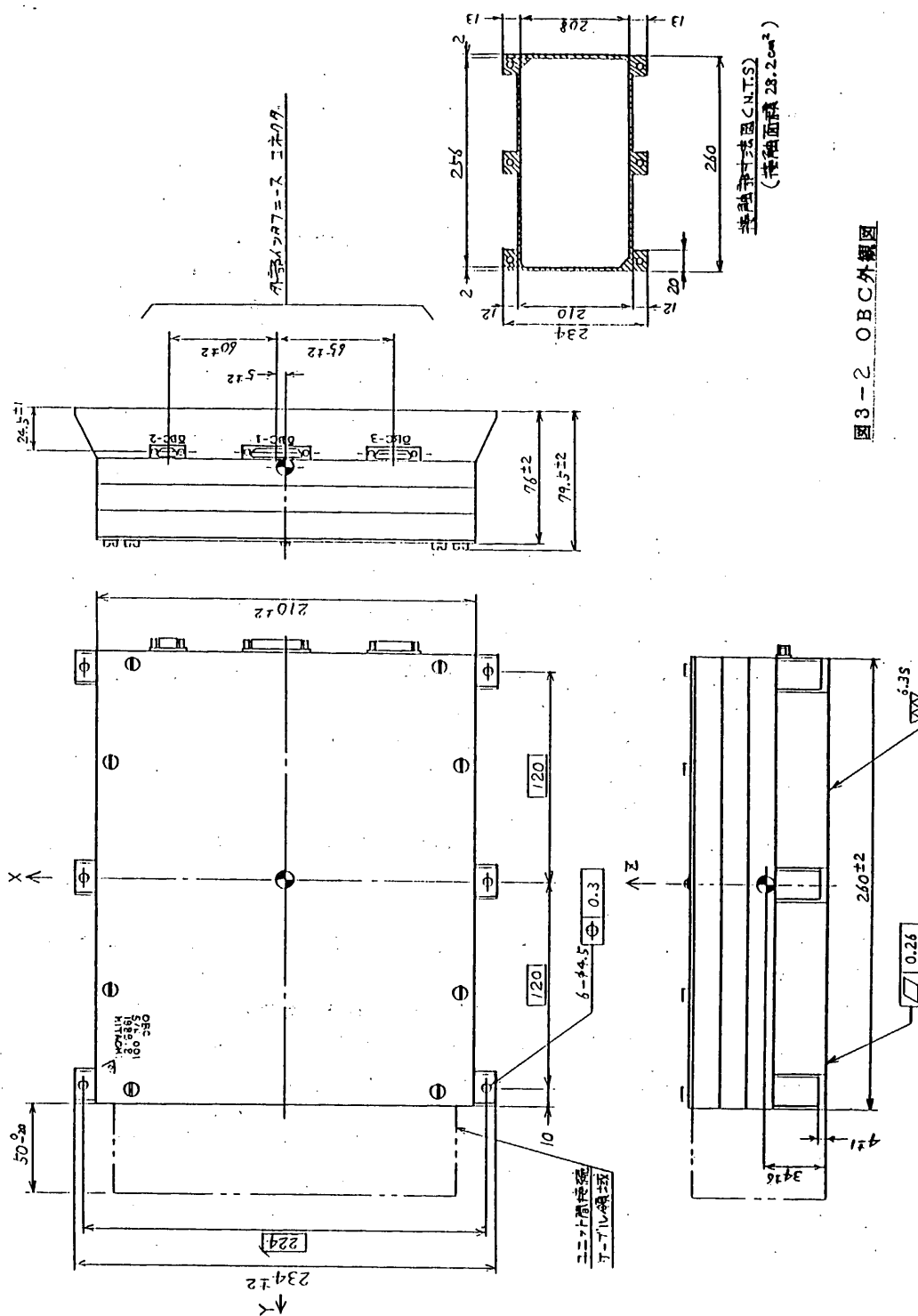


图3-2 OBC外觀図

4. 動作

(1) OBC Power On 動作

図4-1に OBC ならびに CELL の Power On による状態遷移を示す。

(2) CELL 動作モード

図4-2に CELL 動作モードの状態遷移を示す。イニシャライズ1は自 CELL のハードウェアの初期化、多重系動作のためのタイミング合わせ、データ統一等を行う。イニシャライズ2はパケットテレメトリ編集もしくはリモートローディングを実行するのに必要な初期化を行う。パケットテレメトリ編集、リモートローディングの処理については2.2項、2.3項で述べた通りである。

(3) パケットテレメトリ編集

パケットテレメトリ編集は一つの状態があるだけであり、常にパケットテレメトリを送出し続ける。パケットテレメトリの詳細フォーマットを図4-3に示す。パケットテレメトリ編集において被編集データである衛星テレメトリ、L0テレメトリに入力誤りが発生した場合は、テレメトリの同期コードにより検出し1フレーム分のテレメトリデータを廃棄する。この間隙は1回前に入力したテレメトリデータにより埋められる。

パケットテレメトリの送出ラインは図4-4に示すように、符号器と2段のVoter, Selector により構成され、3つのモードをもつ。このうちConv. Code Modeは符号化方式(JPL or GSFC)を定める。Out Mode はCELLからの出力データ Packet Telelemetry③をModified Voter, BPU-A, BPU-B, BPU-Cのいずれのデータとするかを定める。Selector ModeはOBCからの出力データPacket Telelemetry④をVoter, MV-A, MV-B, MV-Cのいずれのデータとするかを定める。各モードの設定方法は2.5項で述べた通りである。

(4) リモートローディング

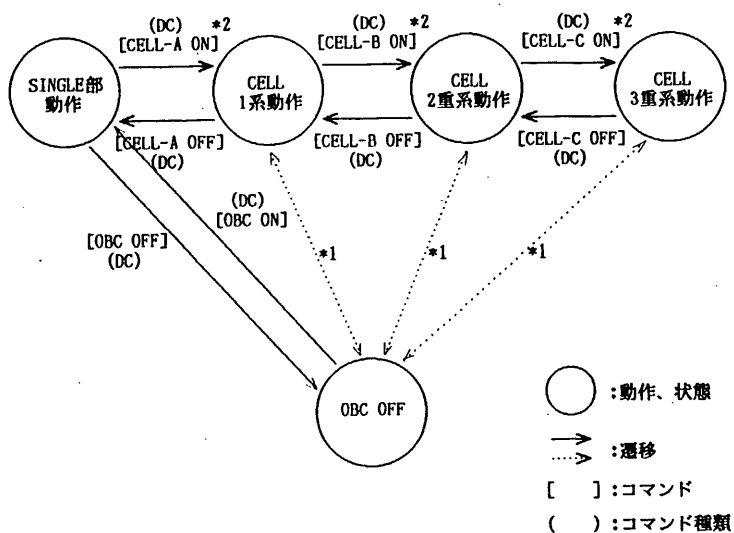
図4-5にリモートローディングの動作の状態遷移を示す。各動作状態の内容は2.3項で述べた通りである。

(5) FAULT , DISCON 動作

図4-6に FAULT 動作の状態遷移を示す。図4-7に DISCON 動作の状態遷移を示す。

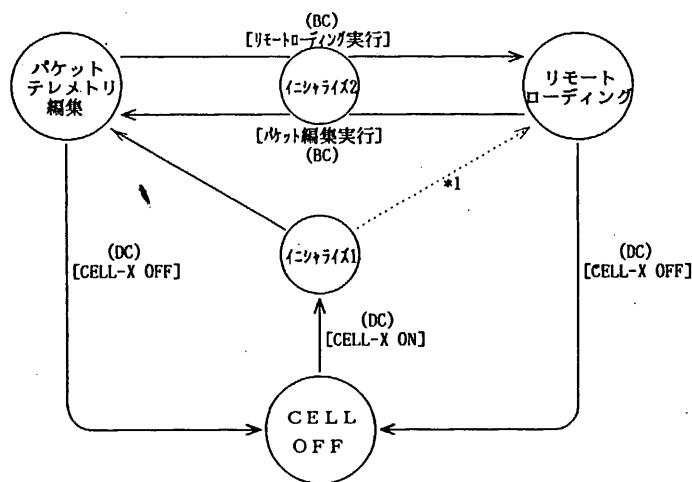
初期化時ならびに自 CELL の異常、入出力回路の異常を検出した時にはパケットテレメトリの送出を抑制するため FAULT 状態となる。異常の度合いが高く、正常動作への復帰が見込まれない場合にはリセットがかかる。そして初期化が完了した後、もしくは正常動作へ復帰した後に FAULT 状態が解除される。

相手 CELL の異常を検出した時には自己を防御するため DISCON 状態となり、通信ラインを遮断する。DISCON 状態は10~20sec程度続き、その後解除される。そしてまた相手 CELL の状態監視を開始する。異常を検出した場合には再度 DISCON 状態となる。



- *1 CELL ON/OFFはOBC OFFした時の状態を保持しているため、OBC ONにより4つのいずれかの状態に移行する。
 *2 CELLのON/OFFは特にA,B,Cの順で行う必要はない。

図4-1 POWER ON コマンドによる状態遷移



- *1 他CELLが既に稼働状態にあり、動作モードがリモートローディングの場合、立ち上げ CELL はリモートローディングモードに移行する。デフォルトはパケットテレメトリ編集モードである。

図4-2 CELL動作モード状態遷移

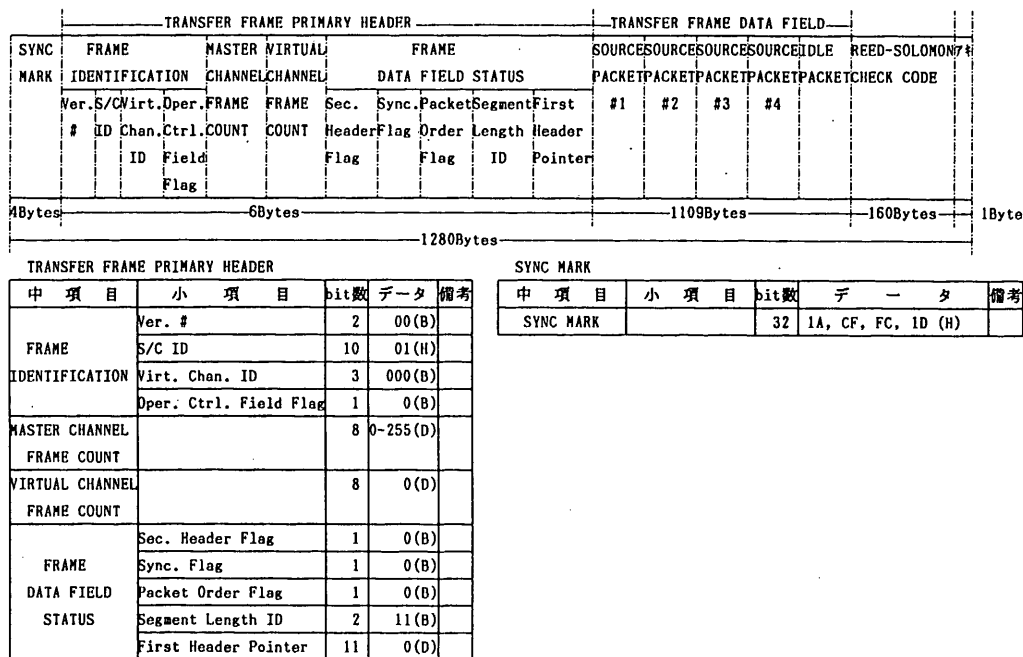
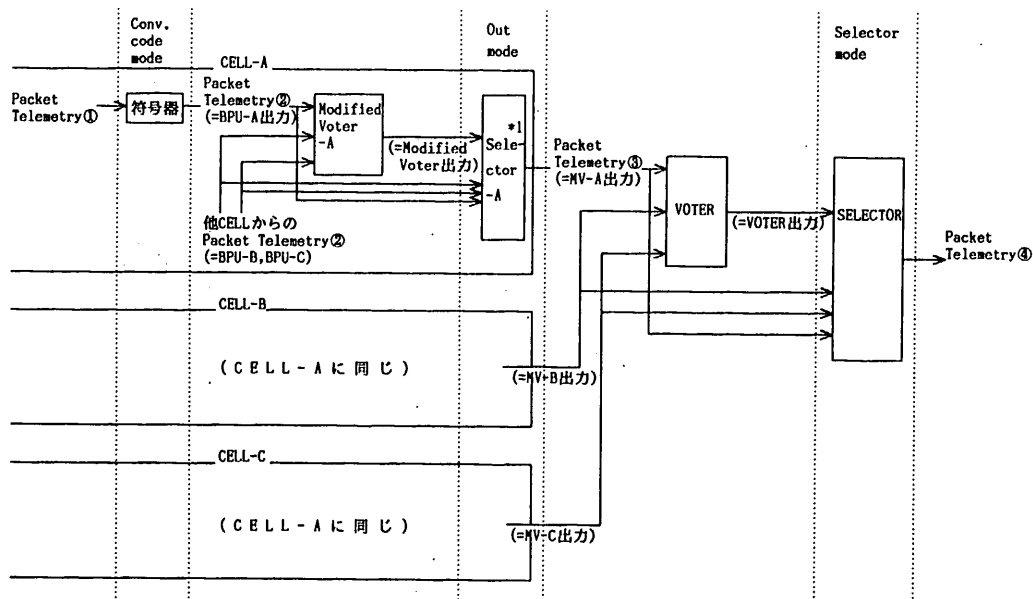


図4-3 パケットテレメトリ・フォーマット



*1 Selector-A は Modified Voter-A の機能の一つである。

図4-4 パケットテレメトリ送出方式

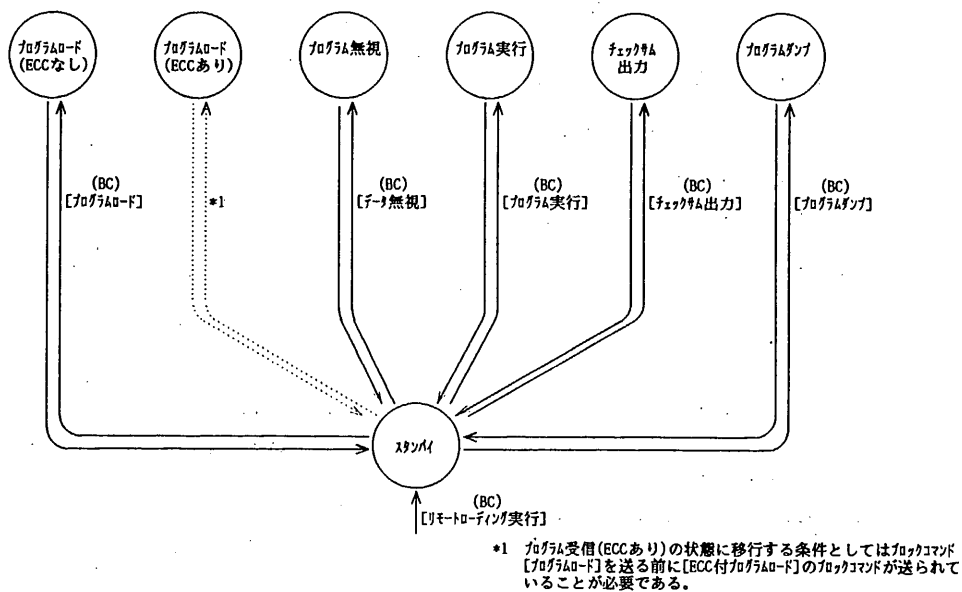


図4-5 リモートローディング動作状態遷移

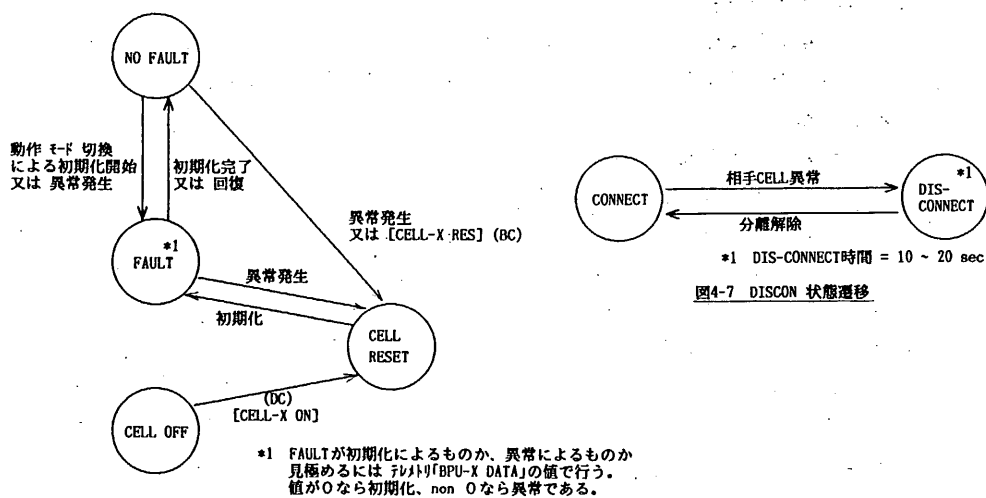


図4-6 FAULT 状態遷移

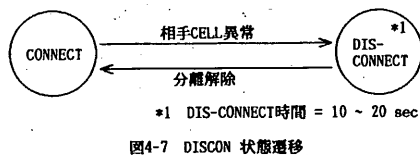


図4-7 DISCON 状態遷移

5. 実験項目（案）

OBCで行う実験は以下の4種類に大別できる。

- (i) パケットテレメトリ実験
- (ii) フォールトトレランス実験
- (iii) リモートローディング実験

各実験について以下に述べる。

(1) パケットテレメトリ実験

(a) CCSDSフォーマットパケットテレメトリ伝送実験

OBCより伝送されるパケットテレメトリを地上装置である「パケットテレメトリ処理装置」で、受信／処理を行う。

(b) 多国間クロスサポート実験

外国局（DSN局等）で受信したパケットテレメトリを適当な媒体に記録し、日本に輸送して、相模原にある「パケットテレメトリ処理装置」で、読み出し／処理を行う。

(c) Reed-Solomon符号実験

遠距離で意識的に高ビットレート（8192bps）でパケットテレメトリ伝送を行い、Reed-Solomon符号の効果を確認する。

(2) フォールトトレランス実験

(a) 人為エラー実験

1Cell又は2Cellに人為的エラーを生じさせ、OBCのフォールトトレランスを確認する。人為的エラーを起こさせる方法としては、以下の2つが考えられる。

(i) コマンドによる方法

特定のCellの電源をOFFしたり、Resetを掛ける。

(ii) リモートローディングによる方法

リモートローディングにより、特定のCellにエラーを発生させるプログラムを入力する。

(b) フィールドデータ取得実験

OBCのテレメトリ履歴より以下のフィールドデータの取得／蓄積を行う。また、これらのイベントの発生頻度とMUSES-Aの位置（高度）との相関を調べる。

(i) RAMの1ビット／2ビットエラー発生頻度

(ii) ラッチアップ発生頻度

(iii) Cellの誤動作発生頻度

(3) リモートローディング実験

プログラムをリモートローディングして動作させる。リモートローディングプログラムが使用可能な領域は約4 KB (アセンブラで約1 Kステップ) である。リモートローディングするプログラムの候補としては以下のものが挙げられる。

- (i) 通常のパケットテレメトリ編集にエラーを生じさせるプログラム
 - ((2) の (a) の (ii))
- (ii) 特定の機器のデータのみを出力するパケットテレメトリ編集プログラム
- (iii) その他

1. 4 ダスト・カウンター (MDC)

1. HISTORY OF MDC

The MDC project started during a visit by Prof. Igenbergs to ISAS in 1987. Prof. Hayashi of ISAS offered Prof. Igenbergs the opportunity to fly a scientific experiment developed at the Lehrstuhl für Raumfahrttechnik (LRT) of the Technische Universität München on the MUSES-A satellite.

The following structure to manage this project was subsequently established:

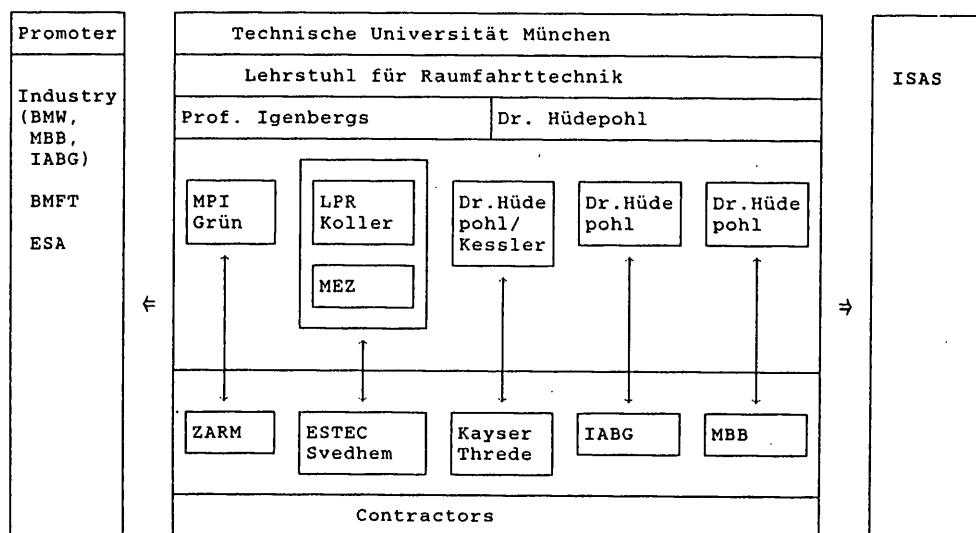


Fig. 1. Management structure

MPI: Max Planck Institut für Kernphysik, Heidelberg

LPR: Lehrstuhl für Prozeßrechner, TU München

MEZ: Mikroelektronik-Zentrum, Ruhr-Universität Bochum

ZARM: Zentrum für angewandte Raumfahrttechnologie und Mikrogravitation, Universität Bremen

BMFT: Bundesministerium für Forschung und Technologie

The experiment aims to detect and count dust particles in space.

There are several methods to measure small dust particles in space. After an evaluation of different methods the decision was made to use an impact charge measurement, as this method allows the measurement of the velocity, mass and approximate flight direction of small dust particles in space.

In summer 1987 the engineering model (prototype) was constructed, and, after several tests and calibrations, the first flight model was built in June 1988.

After environmental and mechanical tests at IABG and Kayser Threde, electrical tests at the European Space and Technology Centre (ESTEC) and calibration tests at the Electrostatic Dust Accelerator of MPI, the first compatibility tests were made at ISAS.

A second flight model was built as a flight spare, and the same tests were performed as on the first one.

2. THE MEASUREMENT PRINCIPLE OF THE MDC

The MDC measures the electrical charge generated by the impact of small masses (10^{-7} g to 10^{-15} g) at velocities between 1.0 and 70 km/s.

If the impact velocity of a particle is higher than the sound velocity of the particle and the target, the impact will generate shock waves in both objects which will induce a very high pressure and temperature. At high pressure and high temperature the particle and the target material start to melt, vaporise and the vapour is ionised into a plasma.

The basic setup of the MDC consists of a target and two charge collectors which are biased by positive and negative high voltage respectively, building up an electric field. This electric field separates the impact plasma into positively and negatively charged components.

The negatively charged components of the plasma (electrons, negative ions) are then accelerated towards the positively biased collector and the positive ions are accelerated towards the negatively biased collector.

Connected to the charge collectors are the charge sensitive amplifiers which convert the input charge into an output voltage.

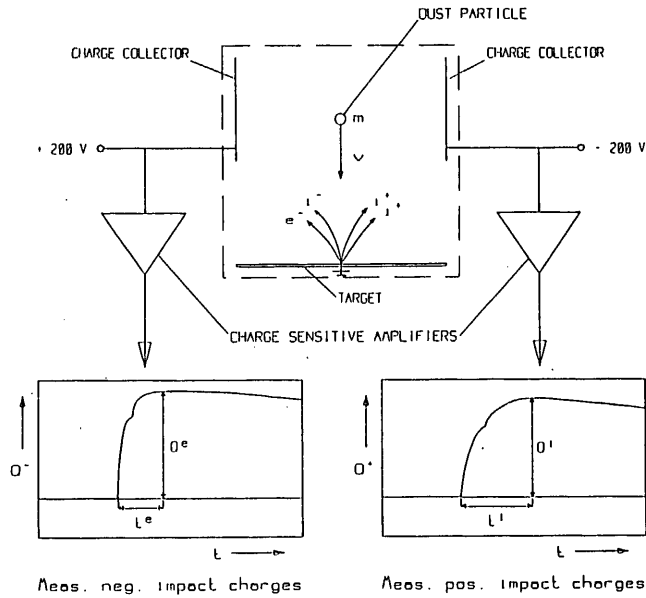


Fig. 2. MDC Measurement Principle

For each charge signal amplitude and risetime are evaluated. The mass and velocity of the dust particles have to be calculated by the following empirical formulae, first found by Friichtenicht:

$$Q_{max} = C \cdot m^{\alpha} \cdot v^{\beta}, \quad \alpha \approx 1, \quad 2.3 \leq \beta \leq 3.7$$

$$Q_{max}/m = C_r \cdot v^{\beta}; \quad t = C_g \cdot v^{\eta}$$

therefore for the ion channel (I: ion):

$$Q_{I,max}/m_I = C_{rI} \cdot v_I^{\beta_I}; \quad t_I = C_{gI} \cdot v_I^{\eta_I}$$

and the electron channel (E: electron):

$$Q_{Emax}/m_I = C_{rE} \cdot v_E^{\beta_E}; \quad t_E = C_{gE} \cdot v_E^{\eta_E}$$

C_{rI} , C_{rE} , β_I , β_E , η_I , η_E determined by calibration.

Q_{max} : maximum charge in ion/electron channel

t : rise time of the signals in ion/electron channels, determined as the time between a 10% value and a 90% value of Q_{max} in microseconds.

The mass m and velocity v of the impacting particle are determined by the following two equations. Since we have two sets of t and Q_{max} values for the positive and negative charges, two sets of particle parameters can be derived.

$$\begin{aligned} v_I &= (t_I/C_{gI})^{1/\eta_I} & m_I &= Q_{Imax}/(C_{gI} \cdot v_I^{\beta_I}) \\ v_E &= (t_E/C_{gE})^{1/\eta_E} & m_E &= Q_{Emax}/(C_{gE} \cdot v_E^{\beta_E}) \end{aligned}$$

By comparing the two values m_I and m_E , and also v_I and v_E , further information may be gained and the accuracy may be increased.

Average values for mass m and velocity v can be calculated:

$$\begin{aligned} v &= \frac{v_I + v_E}{2} & \text{I: Ion.} \\ & & \text{E: Electron} \\ m &= \frac{m_I + m_E}{2} \end{aligned}$$

This method also provides a redundant measurement system, we still get impact data from one channel, if the other channel fails.

The MDC has been calibrated by using the Electrostatic Dust Accelerator of the Max-Planck-Institut für Kernphysik in Heidelberg (MPI) with masses between $10^{-15}g$ to $10^{-10}g$ and velocities between 2 km/s and 45 km/s, and by using the Plasma Accelerator of the Lehrstuhl für Raumfahrttechnik of

the Technische Universität München with masses between 10^{-7} g to 10^{-10} g and velocities up to 20 km/s.

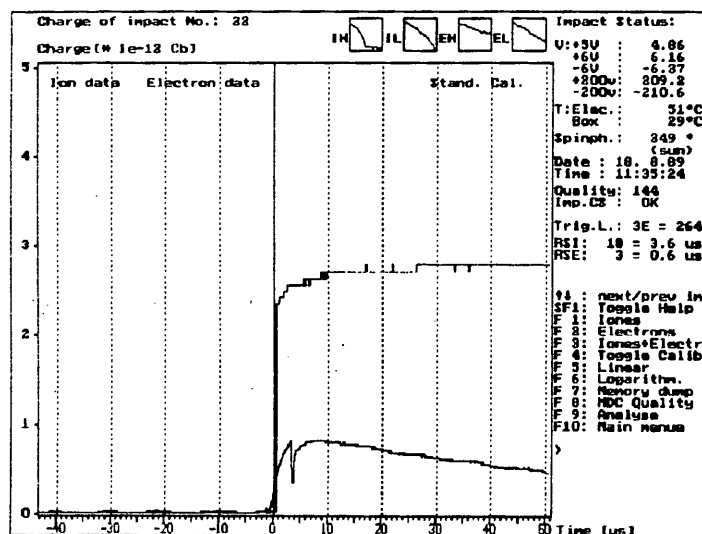


Fig. 3. Impact measured at MPI, $v = 32$ km/s, $m = 6.75 \cdot 10^{-5}$ g

The accuracy of the calculation of the mass is at a factor of ± 5 , since the MDC is able to measure 8 decades (10^{-7} g to 10^{-15} g), the accuracy is about 12%.

The accuracy of the calculation of the velocity at a factor of ± 3 for slow particles and ± 1.5 for fast particles.

The scatter of these calculated values is dependent on the shape of the impact particles, also the calibration was made by irregular shaped particles. It is also related to the relation between the density of the particle and the target.

The shape of the charge signal may change by oblique incidence or impact in a corner of the sensor box. This influence can be recognized because we get two signals, one from the ion and one from the electron channel and can compare the shape.

The impact of charged particles has no influence on the measurement, this was tested during the calibrations of the MDC.

3. DESIGN OF THE EXPERIMENT

The design of the MDC was constrained with the following items:

- size and mass of the experiment
- power consumption
- measurement principle
- interface to the satellite.

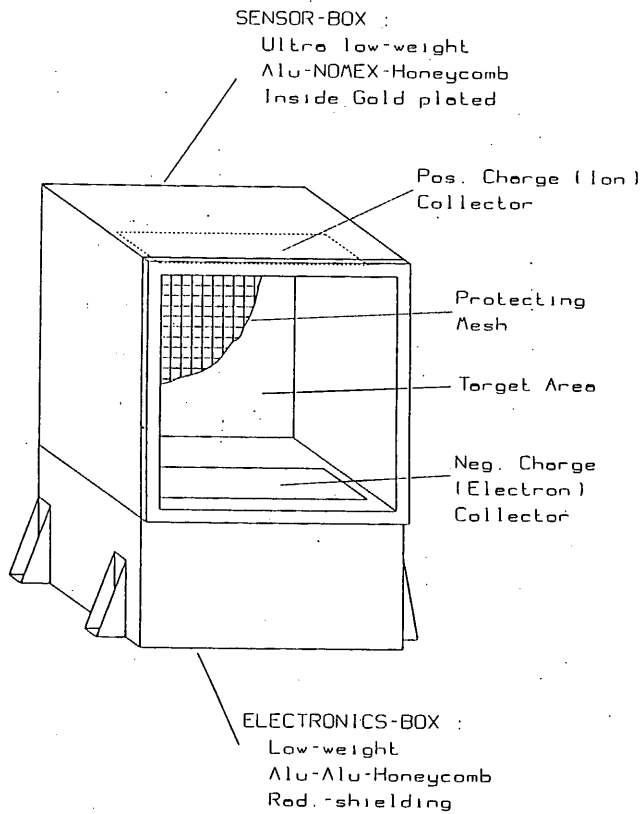


Fig. 4. Outline of MDC mechanical design

3.1 MECHANICAL DESIGN

The mechanical design of the MDC meets the requirement of size and mass of the MUSES-A satellite, the weight of the instrument should be less than 800g. The material used for the structure of the MDC is Ultra low weight Aluminum - Honeycomb, which is also used for many spacecraft. The MDC has a 50 μ m gold-plated target on the rearside and a 20 μ m gold-plated target on the other sides.

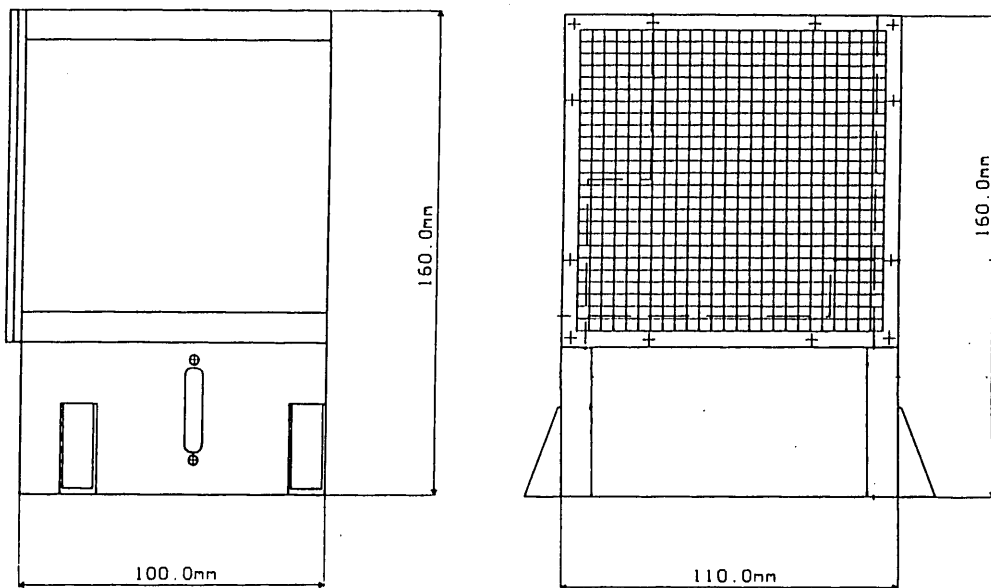


Fig. 5. Dimensions of the MDC box

3.2 ELECTRONICS DESIGN

The design of the MDC electronics is related to the measurement principle of the MDC and the interface with the MUSES-A satellite. It also depends on the power consumption of the experiment which should be less than 2.5 W.

The charge signals from the charge collectors are converted into a voltage signal in the charge sensitive amplifiers. The amplifiers consist of charge amplifiers and logarithmic amplifiers, switching two ranges.

The charge signals of both channels (electron and ion) are digitised and stored in the transient recorder. The transient recorder consists of two 8 bit A/D converters (Type MT 7684), clocked with 5 MHz each, storing the data in a FIFO memory (Type IDT 7202A, 1k x 9bit).

A microprocessor system, consisting of a 80C85 radiation hardened CPU from HARRIS running at a clock frequency of 1.8 MHz with 2kByte ROM and 32kByte RAM, controls the measurement process, classifies the data and sends them to the spacecraft interface for telemetry.

The housekeeping system uses the ZN 437 chip from Ferranti to monitor the +5 V, ± 6 V and ± 200 V voltages and the temperatures of the sensorbox and the electronics. The temperature sensors (PT 1000) are located at the bottom of the sensorbox and on the housekeeping board inside the electronics.

The switching power supply of the MDC uses 29 V input to generate a ± 6 V output for the charge sensitive amplifiers and ± 200 V for bias voltage of the charge collectors. It runs at a frequency of about 100 kHz.

The satellite interface uses CMOS buffers (40.. - series) for all input lines from MUSES-A. It generates a 2byte MDC status output.

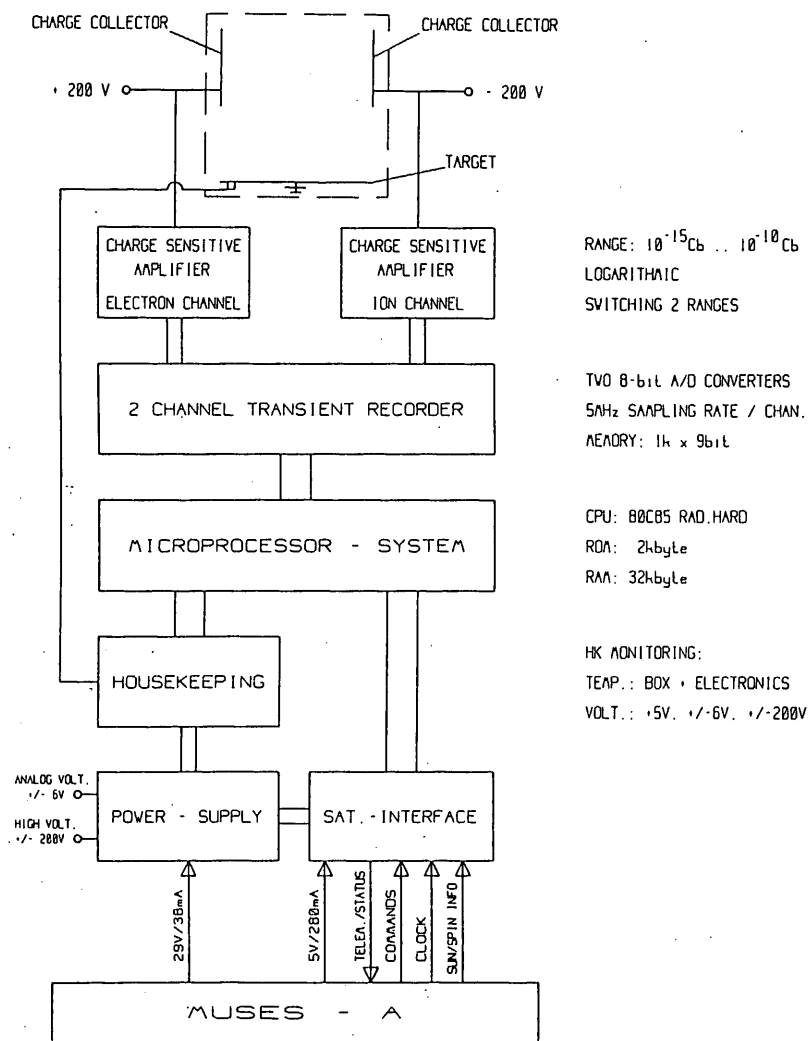


Fig. 6. MDC electronics design

3.3 SOFTWARE DESIGN

The software design depends on the interface with the satellite and the measurement functions:

- check of the MDC, after switch on or CPU reset,

- block command handling,
- telemetry handling,
- control of the transient recorder,
- evaluation of measured charge signals
- housekeeping data and time handling

4. REVIEW OF THE TEST RESULTS

Before the MDC is launched on the MUSES-A satellite, it has to pass several environmental simulation tests to make sure that it can survive the launch and the space environment.

4.1 COMPONENT TESTS

The MDC flight model (FM) and the flight spare (FS) were subjected to a thermal test with the temperature varied from -40° to $+60^{\circ}$ C. The FS passed also a thermal vacuum test at a pressure of $7 \cdot 10^{-5}$ Torr and the temperature varied from -25° to $+50^{\circ}$ C at Kayser Threde in Munich.

The MDC engineering model with dummy electronics performed a solar vacuum test in the space simulation chamber at IABG in Munich to confirm the design of the sensorbox.

Both MDC models (FM and FS) passed a vibration test according to the specification of ISAS:

Random test at 19.78 gRms for X- and Y-axis and 14.78 gRms for Z-axis lasting for 30 seconds and two shock tests with 25 G each, lasting for 10 seconds.

4.2 SYSTEM LEVEL TESTS

The MDC FM passed all system environmental tests including a thermal test, a thermal vacuum test, a vibration test for each axis and two shock tests (one simulating the launch and one simulating the separation of the lunar orbiter), integrated on the MUSES-A satellite.

5. MANUFACTURE AND DELIVERY

The MDC box was designed by the LRT in cooperation with MBB and manufactured by MBB. The electronics was designed by LPR and MEZ in cooperation with ESTEC and manufactured by ESTEC. The integration of box and electronics was done by Kayser Threde in Munich. After the environmental tests on component level, the MDC FM was delivered to ISAS in September 1989.

6. OPERATION OF THE MDC

6.1 MDC STATUS INFORMATION

A two byte status information is generated by the MDC based on the following timing diagram:

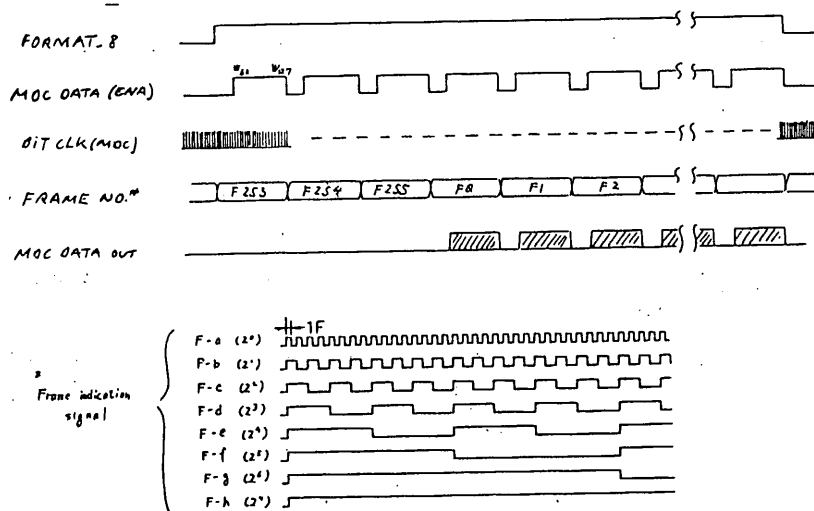


Fig. 7 : Status and Telemetry timing

The first status byte, word 30, is always valid, the second status byte, word 31, is valid only when MDC is switched ON.

The contents of the two status bytes are as follows :

WORD 30	Bit 0	Not used, connected to ground
	1	Not used, connected to +5V
	2	Not used, connected to +5V
	3	Not used, connected to +5V
	4	Not used, connected to ground
	5	Not used, connected to ground
	6	MDC HV ON (Bit 6 = 1) / OFF (Bit 6 = 0)
	7	MDC ON (Bit 7 = 1) / OFF (Bit 7 = 0)
WORD 31	Bit 0	Temperature out of range, if Bit 0 = 1
	1	High Voltage out of range, if Bit 1 = 1
	2	Analog Voltage out of range, if Bit 2 = 1
	3	MSB of
	4	} Impact Count
	5	
	6	
	7	

Bit 0 is defined as the first bit in the serial data transmission and is also defined as MSB side.

The range of the impact count is 0 ... 31. As the MDC can store a maximum of 23 impacts, the other impact count numbers are used for several messages giving additional status information about the MDC as follows:

Impact count	0	} number of stored impacts
	1	
	..	
	23	
	24	Continous interrupts, noise alarm
	25	Telemetry synchronization error
	26	Block Command synchronization error
	27	Block Command enabled
	28	Block Command correctly received, waiting for BC EXE
	29	Test pulse handling in progress
	30	Time sync handling in progress
	31	MDC CPU reset

Message 24 (Noise Alarm) is showing, when the MDC is receiving continously charge signals, indicating that the trigger level is set to a too low value, being within the noise level.

Messages 25 to 31 are reset after approximately 10 seconds, then the number of stored impacts is given again.

6.2 MDC TELEMETRY

The MDC generates a serial data output when receiving the FORMAT_8 signal. Output is controlled by the F_H and the MDC_DATA_ENA signals. MDC continues to output data as long as FORMAT_8 and MDC_DATA_ENA signals are high. In one frame MDC data is output in words 30 and 31 (status information) and words 32 until 127 (data). MDC sends a copy of its internal memory starting normally at address 8000h. If there is a memory fault or if the telemetry start address has been changed by block command, this address may change.

To avoid transmission errors the address of the sent data is also transmitted in each frame:

Word 32 : MSB of address of data
 33 : LSB of address of data
 34 :
 .. : data (contents of MDC memory)
 126 :
 127 : Checksum : $\left[\sum_{i=32}^{i=127} d_i \right] \text{ MOD } 256 = 0$

6.3 BLOCK COMMANDS

The MDC accepts Block Commands as serial data input:

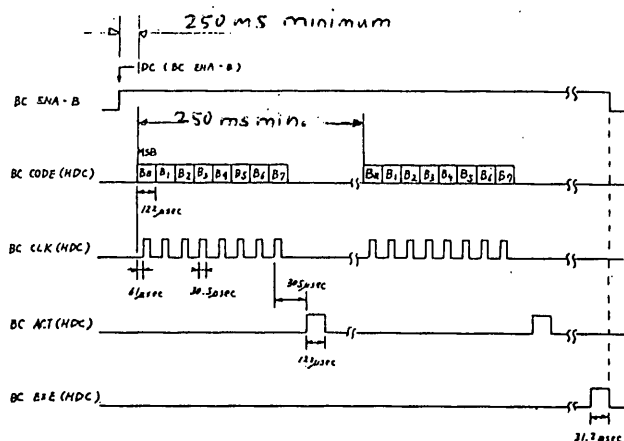


Fig. 8 : BC Timing

Block commands sent to the MDC must be in a format similar to INTEL-Hex-Format. The general layout of a MDC block command is as follows:

Byte 0 : Length of data n
 1 : Address MSB
 2 : Address LSB
 3 : Type : 0 = data ; 1 = address
 4 :
 ..] Data (if type 0)
 n+3:
 n+4: Checksum : $\left[\sum_{i=0}^{i=n+4} d_i \right] \text{ MOD } 256 = 0$

MDC stores block command data in a buffer at memory location FD00h. Block commands are executed, if the signal BC_EXE is received and if there is no checksum error in the received data.

Execution of a block command by the MDC means that the data (bytes 4 until n+3) is stored at the given address (bytes 1 and 2).

6.4 COMMAND INPUT TO THE MDC

The following commands are used to check the condition of the MDC:

Discrete commands:

- MDC ON
- HV ON
- RESET: resets the MDC CPU

MDC	
HV	
IMPACT	31/0
TEMP	OK
HV	OK
AV	OK

- TEST:

generates two test pulses which are stored in the memory like a real impact. The test pulses are only stored, if the trigger level is lower than 34HEX, else the impact count is 29/0.

MDC	
HV	
IMPACT	29/2
TEMP	OK
HV	OK
AV	OK

- SYNC:

synchronizes the time of the housekeeping time stamp with the MDC actual time.

MDC	
HV	
IMPACT	30/0
TEMP	OK
HV	OK
AV	OK

- TELEMETRY READOUT (FORMAT 8):

sends the Data from the MDC memory to the operation terminal. Data transmission starts with the address 8000 HEX. After the Format 8 data transmission the impact count is set to 0 but the impact data is still kept in memory until it is overwritten by new impact data.

MDC	
HV	
IMPACT	23/0
TEMP	OK
HV	OK
AV	OK

Block commands:

- CH.TEMP.LIM:

change temperature limit, sets upper and lower temperature limit to the same value so that every temperature is out of range and the temperature-out-of-range-alarm (AL) has to be turned on

MDC	
HV	
IMPACT	28/0
TEMP	AL
HV	OK
AV	OK

- CH.HV.LIM:

change high voltage limit, sets upper and lower high voltage limit to the same value so that every high voltage is out of range and the high-voltage-out-of-range-alarm (AL) has to be turned on

MDC	
HV	
IMPACT	28/0
TEMP	OK
HV	AL
AV	OK

- CH.AV.LIM:

change analog voltage limit, sets upper and lower analog voltage limit to the same value so that every analog voltage is out of range and the analog-voltage-out-of-range-alarm (AL) has to be turned on

MDC	
HV	
IMPACT	28/0
TEMP	OK
HV	OK
AV	AL

- BC-ERR-1/2/3:

check block command error indicator (impact count number 26), if a wrong block command is sent to the MDC, the impact count has to be 26.

BC-ERR-1: wrong checksum

BC-ERR-2: wrong number of data bytes

BC-ERR-3: wrong number of data bytes

MDC	
HV	
IMPACT	26/0
TEMP	OK
HV	OK
AV	OK

- CLEAR MEMORY:

loads a MDC executable program into the MDC memory which sets all values in the MDC memory to 0 and does a reset of the CPU.

MDC	
HV	
IMPACT	31/0
TEMP	OK
HV	OK
AV	OK

- TR-XX:

This block command is used to set the trigger level of the MDC transient recorder. XX is a HEX value, the actual trigger level can be calculated by the following formula: $XX \cdot 4 + 10\text{HEX}$.

XX ranges from 00 to 3C in steps of 4.

MDC	
HV	
IMPACT	0-23/24
TEMP	OK
HV	OK
AV	OK

7. CONCLUSION

By measuring dust particles in a high-elliptical Earth orbit and in the vicinity of the Moon, interesting information about the mass, momentum and the flight direction of the micrometeoroids which strike the spacecraft can be obtained.

The observation of micrometeoroids in the region from near Earth to the vicinity of the Moon and beyond will give valuable environmental data for the future space station and/or Moon exploration programmes.

This experiment may also provide interesting data for astrophysical theories.

Estimating from data by HEOS 2 satellite, which flew a similar orbit to the MUSES-A (but in a polar around the Earth), the expected amount, mass and velocity of dust particles in Moon and Earth orbit per year and 100 cm² sensor area is:

α -meteorites	15 - 20
β -meteorites	150 - 200
swarms and debris	100 - 150

(Data from the Max-Planck-Institut für Kernphysik in Heidelberg).

α -meteorites are particles with $10^{-13} \text{ g} \leq m \leq 10^{-10} \text{ g}$, cruising around the sun in elliptical orbits.

β -meteorites are particles with $m \leq 10^{-13} \text{ g}$, which are leaving the solar system on hyperbolic orbits caused by the radiation pressure of the sun.

Particle from swarms and debris are expected to be bigger than 10^{-10} g .

Since the MDC measurement range is $10^{-15} \text{ g} \leq m \leq 10^{-7} \text{ g}$ and the sensor area of the MDC is about 100 cm², a meteoroid impact every 1 or 2 days on this one-year mission may be expected, depending on the position of the satellite.

8. REFERENCES

- (1) Iglseider, Heinrich (1986)
Ladungsemission beim Hochgeschwindigkeitseinschlag,
Dissertation, LRT, TUM
- (2) Hüdepohl, Axel
Entwicklung und Bau eines Weltraum-Experiments an Bord
der japanischen Mond-Mission MUSES-A zur Messung kleiner
Staubteilchen im Erde-Mond-Bereich,
Zwischenberichte, LRT, TUM
- (3) Friichtenicht, J.F., Slattery, J.C.
Ionisation Associated with Hypervelocity Impact,
NASA Technical Note D-2091, (1963)

9. NAME LIST

EUROPE

Technische Universität München:
- Lehrstuhl für Raumfahrttechnik:
Prof. Dr.-Ing. E. Igenbergs
Dr.-Ing. A. Hüdepohl
C. Kessler
- Lehrstuhl für Prozeßrechner:
G. Koller
Bundesministerium für Forschung und
Technologie:
- Referat 513:
Dr. M. Otterbein
Ruhr Universität Bochum:
- Mikroelektronik Zentrum:
Prof. Dr.-Ing. A. Glasmachers
Universität Bremen:
- ZARM: Dr.-Ing. H. Iglseider
Max-Planck-Institut für Kernphysik,
Heidelberg:
Prof. Dr. E. Grün
European Space Agency (ESA):
- ESTEC:
H. Svedhem
Dr. G. Schwehm
Industry:
MBB: A. Schedler
Kayser Threde GmbH:
Dr. K. Kemmerle
IABG: DR. H. Nuß
U. Schild
BMW: H. Miele

JAPAN

宇宙研
水谷 仁
山本哲生
藤村彰夫
荒木博志
東大宇宙線研
山越和雄
独協医大
野上謙一
京大理学部
藤原 顕
金沢工大
向井 正

2. 4 コマンド・データ処理系

2. 4. 1 概要

橋本(正)、NEC

1. コマンド・データ処理系の動作

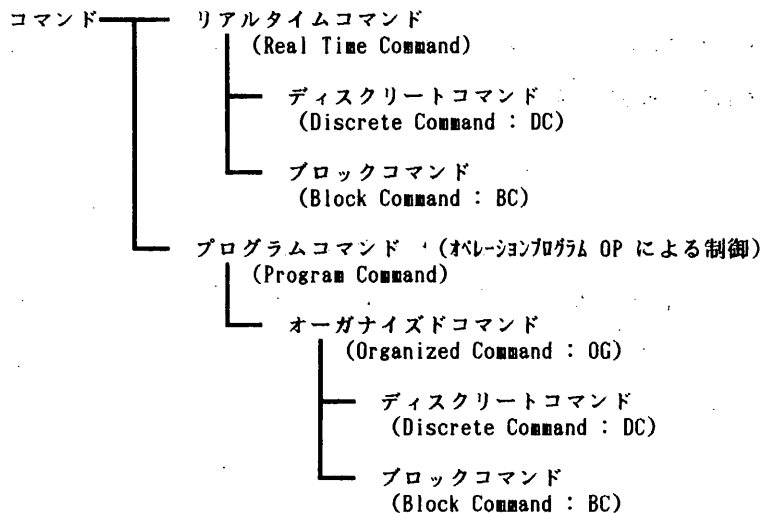
コマンド・データ処理系は、コマンドデコーダ(CMD)およびデータ処理装置(DPU)で構成される。

コマンド信号はSバンド受信機でPM復調されたあと、CMDでPSK復調、PNコード復調が行われ、DPUにて各機器に分配される。DPUは地上からのコマンドのほか、あらかじめDPU内に書き込まれたシーケンスに従って出力するプログラムコマンドの分配も行う。

各機器のステータスや観測データは、DPUが収集し、決められたフォーマットに編集してシリアル信号としてSバンド/Xバンド送信機に出力する。またDPUは、この編集データを一時内部のメモリに保管する機能をもっている。

2. コマンド

2. 1 コマンドの種類



2. 2 ディスクリットコマンド (DC)

DCはコマンド項目に対応するコード(X-Y)を送信すると、CMDおよびDPUでコードが解読され、各機器にコマンド信号(Xライン、Yライン)が出力される。コマンド項目はX-Yがマトリクス状に配置されており、X、Yとも0~Eの15本あるが、X0-Y0の組み合わせは使用しないので、最大224項目割り当てることができる。このコマンドマトリクスはOGとも共通である。

DCのマトリクスおよび各コマンド項目表を、図4および表1にそれぞれ示す。

2. 3 ブロックコマンド (BC)

BCは1単位8ビットのコードであり、各機器に1/0のデータを書き込むのに使用する。1回のBC送信で8ビット書き込むことができ、くり返すことで任意ビット数のデータを書き込むことができる。BCは8ビットのデータ情報しか持たないので、書き込み機器を前もってDC(BC ENABLE コマンド)で指定する。

最初にDC(BC ENABLE コマンド)でコードを書き込む機器を指定すると、BC ENABLEラインがアクティブになる。続いてBCで8ビットコードを送信すると、このコードはクロックとともにシリアルに機器側へ出力される。コードの内容はCABおよび機器の出力するステータスで確認することができる。確認後EXECUTEコマンド(DCの一つとして共通に使用する)を送り、このコマンドパルスでラッチ、リセット、スタート等の動作を起こす。BC ENABLEラインはEXECUTEコマンド、他のBC ENABLEコマンド、BC DISABLEコマンドによって解除される。

BCの詳細を図5に示す。

2. 4 プログラムコマンド (衛星の自動管制機能)

衛星の自動管制は、4項目の実行コマンドをパッケージ化したオーガナイズドコマンド(OG)と、その自動送出シーケンスを指定するためのオペレーションプログラム(OP)により行う。

自動運用シーケンス例を図1に示す。

2. 4. 1 オーガナイズドコマンド (OG)

DCまたはBCで構成されるOGエレメント (OGE) を4項目まとめたコマンドパッケージであり、1つのOGを実行すると4個のDCまたはBCが0.25秒の間隔で出力される。

OGはDPU内のRAMに OG-ADDRESS #1～#127まで127項目格納することができる。OG-ADDRESS#0を指定した場合は NO-OPERATION (AKI-OG) となる。

なお、DC、BC項目はリアルタイムコマンドと同一であり、リアルタイムコマンドのDC、BCと同一のインターフェイスでDPUより各機器に出力される。OGのDPUへの書き込みはBCにより行う。

OGの構成を図2に示す。

2. 4. 2 オペレーションプログラム (OP)

AKI-OGを含む128項目のOGをどのようなシーケンスで実行するかを指定するもので、OPは1つの運用シーケンスを規定することになる。1-OPは128個のコントロールエレメント (CE) で構成され、各CEで指定された制御内容を順次#0のCEより実行する。CEの構成を図3に示す。

1-OPの終了は次の条件による。

- 地上からのOP-STOPコマンド
- OG中に組込まれたOP-STOPコマンド
- UVC
- DPUのエラー
- #127CE実行後

3. テレメータデータ処理

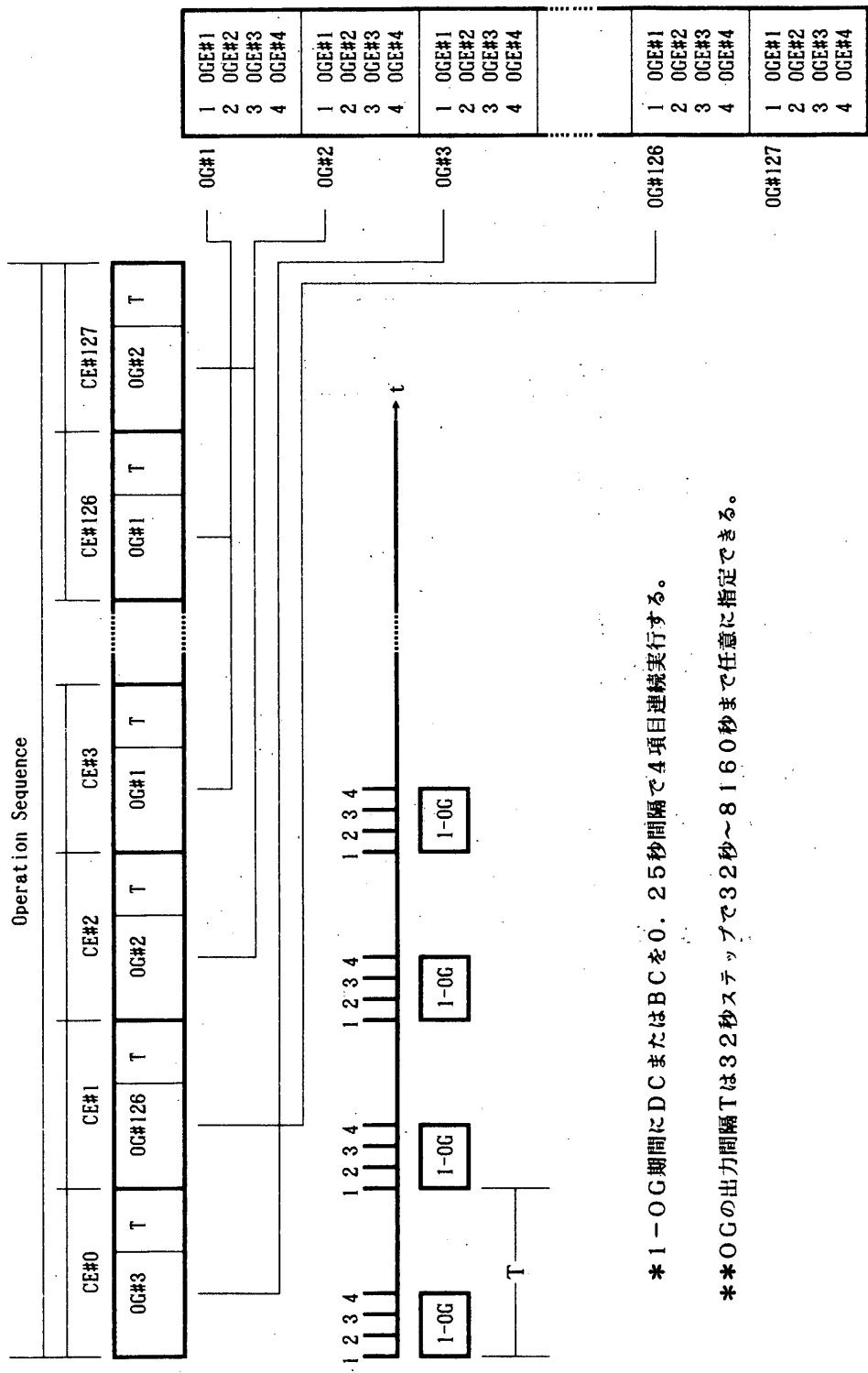
テレメータデータは必要に応じて次の8種類のフォーマットに編集される。

- FORMAT-1 : 打上げモード
- FORMAT-2 : ACMモード
- FORMAT-3 : OPチェックモード
- FORMAT-4 : メモリチェックモード

- FORMAT-5 : ONSモード
- FORMAT-6 : ONSメモリダンプモード
- FORMAT-7 : パラメータダンプモード
- FORMAT-8 : MDCモード

伝送ビットレートは8192/2048/256bpsの3種類が用意されている。フォーマットおよびビットレートはコマンドで任意に選択できる。このときフォーマットはF16n、ビットレートはF4nのタイミングで切り換わる。

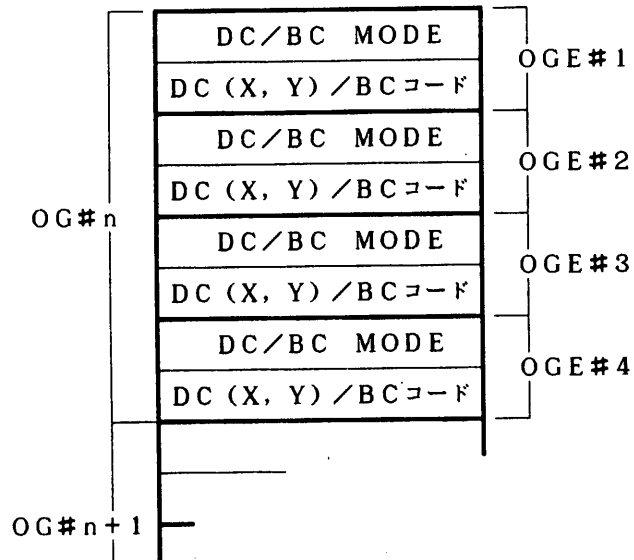
各フォーマットを図6に、AOC S関係の詳細を図7に、ステータス関係の詳細を表2にそれぞれ示す。



* 1-OG 期間に DC または BC を 0.25 秒間隔で 4 項目連続実行する。

** OG の出力間隔 T は 32 秒ステップで 32 秒 ~ 8160 秒まで任意に指定できる。

図 1 OP による自動運用シーケンスの例



OGE:OG Element

•DC/BC MODE

10000000 : DC

01000000 : BC

•DC (X, Y) / BCコード

DC MODE のとき

B0 B1 B2 B3 B4 B5 B6 B7
 X(0~E) Y(0~E)

BC MODE のとき

B0 B1 B2 B3 B4 B5 B6 B7
 BCコード

図 2 OGの構成

CE#0		CE#1		CE#2	
0	A	T	0	A	T

A

T

0

OG address

(1bit)

(7bit)

Interval

(8bit)

A: OGアドレス (#1～#127) の指定

000001: OG#1

111111: OG#127

(000000: OG#0=AKI OG)

T: 次のCEまでの時間間隔

32秒/bit

0000001: 32秒

1111111: 8160秒

(0000000: 32秒)

図 3 CEの構成

図 4 コマンドマトリクス

X

	O	1	2	3	4	5	6	7	8	9	A	B	C	D	E
O	***	FORMAT 1	FORMAT 2	FORMAT 3	FORMAT 4	FORMAT 5	FORMAT 6	FORMAT 7	FORMAT 8		MCA SEL.	LGA SEL.	HK ON		EPT STOP
1	SX-RL DP	S-RL LO	X-RL OBC	S REP	X REP	CORR ENA	CORR DIS	ERR RST	T1 RESET	ALL CLR	LOSC ON	LOSC OF	HK OF	ONS ON	LOCM ENA
2	BIT HI	BIT MED	BIT LOW	OP CLR	OP STRT	OP STOP	OP CNT1	DR REC	DR STOP	BC DIS	BC EXE	RDIF OF		ONS OF	LO START
3	BC ENA 0	BC ENA 1	BC ENA 2	BC ENA 3	BC ENA 4	BC ENA 5	BC ENA 6	BC ENA 7	BC ENA 8	BC ENA 9	BC ENA A	BC ENA B			LO SEP
4	TTH HTON	TTH HTOF	TNA HTON	TNA HTOF	TNA HTAT	OBC ON	OBC OF	OBC RST	ONS STB2	ACMB ON		LV-A OPN	LV-A CLS	SASA ON	SASA OF
5	ATH HTON	ATH HTOF	TNB HTON	TNB HTOF	TNB HTAT	CELA ON	CELA OF		ONS STB1	ACMC ON		LV-B OPN	LV-B CLS	SASB ON	SASB OF
6	RTH HTON	RTH HTOF	PIP HTON	PIP HTOF	PIP HTAT	CELB ON	CELB OF		PROC1 ST	ACMD ON		LV-C OPN	LV-C CLS	SAS CAL	SHC1 CAL
7	EMI HTON	EMI HTOF	LAV HTON	LAV HTOF	LAV HTAT	CELC ON	CELC OF		PROC2 ST	PROC END	ACM OF	LV-D OPN	LV-D CLS	SHC1 ON	SHC1 OF
8	LO HTON	LO HTOF	THV HTON	THV HTOF	THV HTAT	IF RST	INS1 ON	INS2 ON	SSC ON	AOCE ON	AOCE OF	LV-G OPN	LV-G CLS	HI RATE	LO RATE
9	SHC HTON	SHC HTOF	KWL HTON	KWL HTOF	KWL HTAT	INS OF	KW MODE	SA MODE	SSC OF	AOCP ON	AOCP OF	NRM MODE	SW STBY	SHC1 SUN	SHC1 EAR
A	EM2 HTON	EM2 HTOF	KWL HTH1	KWL HTLO			INS CLOW	INS CLOF	SSC CAL	SWRCS GO	HWCRS GO	RCS STOP	A-STP EN	A-STP DS	STER STP
B	BAT INT	BAT EXT	RCN ON	LO ON	TMS ON	TMS OF	S-COH EN	S-COH DS	SMOD ON	SUNAC EN	SUNAC DS	SUNAC AX	SUNAC RD	SUN ATEN	SUN ATDS
C	MAN FULL	MAN TRIC	CHG AT	LO OF	TMS HI	S RNG-A	S RNG-B	S TLM	SMOD OF	SSC AUTO	SSC MANU	SWRCS EN	HWCRS EN	INTEG EN	INTEG DS
D	BAT H1ON	BAT H1OF	BAT HTAT	C/D RST	TMX ON	TMX OF	X-COH EN	X-COH DS	XMOD ON	MDC OF	MDC HVOF	MDC RST	MDC CAL		
E	BAT H2ON	BAT H2OF	UVC ENA	UVC DIS	TMX HI	X RNG-A	X RNG-B	X TLM	XMOD OF	MDC ON	MDC HVON	MDC TEST	MDC SYNC		

Y

表 1 コマンド項目表 (1/9)

X	Y	コマンド名	略号	コ マ ン ド 機 能	テレメトリ確認項目
		< P C U >			
0	B	BAT INTERNAL	BAT INT	BAT 内部(ON)	F4n+1 W10 B0 = 1
1	B	BAT EXTERNAL	BAT EXT	BAT 外部(OFF), リコンOFF	// = 0
0	C	MANU FULL	MAN FULL	マニュアル でフル充電モード に設定	F4n+1 W10 B1B2 = 01
1	C	MANU TRICKLE	MAN TRIC	マニュアル でトリクル充電モード に設定	// = 00
2	C	CHARGE AUTO	CHG AT	フル/トリクル を自動制御	F4n+1 W10 B1 = 1
0	D	BAT HTR1 ON	BAT H1ON	BATヒータ1ON, ヒータ1自動制御解除	F4n+1 W10 B4B5 = 01
1	D	BAT HTR1 OFF	BAT H1OF	BATヒータ1OFF, ヒータ1自動制御解除	// = 00
0	E	BAT HTR2 ON	BAT H2ON	BATヒータ2ON, ヒータ2自動制御解除	F4n+1 W10 B6B7 = 01
1	E	BAT HTR2 OFF	BAT H2OF	BATヒータ2OFF, ヒータ2自動制御解除	// = 00
2	D	BAT HTR AUTO	BAT HTAT	BATヒータ1,2 自動制御	F4n+1 W10 B4B6 = 11
3	D	C/D RESET	C/D RST	充電/放電カウンタリセット	W24 B0~B7 = 100...0
2	E	UVC ENA	UVC ENA	UVCイネーブル, UVC信号ラッチFFリセット	F4n+2 W10 B0 = 1
3	E	UVC DIS	UVC DIS	UVCディisable	// = 0
2	B	RCN ON	RCN ON	リコン ON	F4n+1 W10 B3 = 1
3	B	LO ON	LO ON	ルネオビターへMUSES-A 本体よりBUS 電源供給	-----
3	C	LO OFF	LO OF	ルネオビターへのBUS 電源供給を停止	-----
		< T M S >			
4	B	TMS ON	TMS ON	TMS 電源 ON, ロ-パワー	F4n+2 W10 B4B5 = 10
5	B	TMS OFF	TMS OF	TMS 電源 OFF	F4n+2 W10 B4 = 0
4	C	TMS HIGH PWR	TMS HI	TMS ハイパワー	F4n+2 W10 B5 = 1
6	B	S COH ENA	S-COH EN	TMS オートコヒーレントモード	F4n+3 W10 B1 = 1
7	B	S COH DIS	S-COH DS	TMS ノンコヒーレントモード	// = 0
5	C	S RNG-A	S RNG-A	SBR-A →TMS レンジ おり返しモード	F4n+2 W10 B6B7 = 11
6	C	S RNG-B	S RNG-B	SBR-B →TMS レンジ おり返しモード	// = 01
7	C	S TLM	S TLM	TMS TLM 伝送モード	F4n+2 W10 B7 = 0
8	B	S MOD ON	SMOD ON	TMS 変調 ON	F4n+3 W10 B0 = 1
8	C	S MOD OFF	SMOD OF	TMS 変調 OFF	// = 0

表 1 コマンド項目表 (2/9)

X	Y	コマンド名	略号	コ マ ン ド 機 能	テレメトリ確認項目
		< T M X >			
4	D	TMX ON	TMX ON	TMX 電源 ON ,0-パワー	F4n+3 W10 B2B3 = 10
5	D	TMX OFF	TMX OF	TMX 電源 OFF	F4n+3 W10 B2 = 0
4	E	TMX HIGH PWR	TMX HI	TMX ハイパワー	F4n+3 W10 B3 = 1
6	D	X COH ENA	X-COH EN	TMX オートコヒーレントモード	F4n+3 W10 B7 = 1
7	D	X COH DIS	X-COH DS	TMX ノンコヒーレントモード	// = 0
5	E	X RNG-A	X RNG-A	SBR-A → TMX レンジ おり返しモード	F4n+3 W10 B4B5 = 11
6	E	X RNG-B	X RNG-B	SBR-B → TMX レンジ おり返しモード	// = 01
7	E	X TLM	X TLM	TMX TLM 伝送モード	F4n+3 W10 B5 = 0
8	D	X MOD ON	XMOD ON	TMX 変調 ON	F4n+3 W10 B6 = 1
8	E	X MOD OFF	XMOD OF	TMX 変調 OFF	// = 0
		< S S W >			
A	0	MGA SELECT	MGA SEL	TMS を MGA側へ接続	F4n+2 W10 B3 = 0
B	0	LGA SELECT	LGA SEL	TMS を LGA側へ接続	// = 1
		< H K >			
C	0	HK ON	HK ON	HK 電源 ON	F4n+2 W10 B2 = 1
C	1	HK OFF	HK OF	HK 電源 OFF	// = 0
		< I N S - S A >			
6	8	INS1 ON	INS1 ON	INS-2 以外電源 ON	W64n+31 B1 = 1
7	8	INS2 ON	INS2 ON	B3, KM 関係センサ, V6~8 出力 ON	W64n+31 B2 = 1
5	9	INS OFF	INS OF	INS-SA電源 OFF	W64n+31 B1B2 = 00
6	9	KM MODE	KM MODE	V6~8, Y4Z4出力, B3センサ OFF, P3→PKM	W64n+31 B3B4 = 10
7	9	SA MODE	SA MODE	KMセンサ OFF	// = 01
6	A	INS CAL ON	INS CLON	アンペアリプルーション	W64n+31 B5 = 1
7	A	INS CAL OFF	INS CLOF	アンペアリプルーション OFF	// = 0

表 1 コマンド項目表 (3/9)

X	Y	コマンド名	略号	コ マ ン ド 機 能	テレメトリ確認項目
		< D P U >			
1	0	FORMAT 1	FORMAT 1	テレメタフォーマット 1 (打上げモード)	F4n W10 B0 = 1
2	0	FORMAT 2	FORMAT 2	テレメタフォーマット 2 (ACMEモード)	F4n W10 B1 = 1
3	0	FORMAT 3	FORMAT 3	テレメタフォーマット 3 (OPチェックモード)	F4n W10 B2 = 1
4	0	FORMAT 4	FORMAT 4	テレメタフォーマット 4 (メモリチェックモード)	F4n W10 B3 = 1
5	0	FORMAT 5	FORMAT 5	テレメタフォーマット 5 (ONSモード)	F4n W10 B4 = 1
6	0	FORMAT 6	FORMAT 6	テレメタフォーマット 6 (ONSメモリダンブモード)	F4n W10 B5 = 1
7	0	FORMAT 7	FORMAT 7	テレメタフォーマット 7 (パラメタダンブモード)	F4n W10 B6 = 1
8	0	FORMAT 8	FORMAT 8	テレメタフォーマット 8 (MDCモード)	F4n W10 B7 = 1
0	3	BC ENA 0	BC ENA 0	BCイネーブル 0 (OP7アドレス)	F4n+2 W11 B0 = 1
1	3	BC ENA 1	BC ENA 1	BCイネーブル 1 (OPデータ)	F4n+2 W11 B1 = 1
2	3	BC ENA 2	BC ENA 2	BCイネーブル 2 (OG7アドレス)	F4n+2 W11 B2 = 1
3	3	BC ENA 3	BC ENA 3	BCイネーブル 3 (OGデータ)	F4n+2 W11 B3 = 1
4	3	BC ENA 4	BC ENA 4	BCイネーブル 4 (SSC)	F4n+2 W11 B4 = 1
5	3	BC ENA 5	BC ENA 5	BCイネーブル 5 (SHCI)	F4n+2 W11 B5 = 1
6	3	BC ENA 6	BC ENA 6	BCイネーブル 6 (RCS 制御)	F4n+2 W11 B6 = 1
7	3	BC ENA 7	BC ENA 7	BCイネーブル 7 (AOCコマンド)	F4n+2 W11 B7 = 1
8	3	BC ENA 8	BC ENA 8	BCイネーブル 8 (AOC7アドレス)	F4n+3 W11 B0 = 1
9	3	BC ENA 9	BC ENA 9	BCイネーブル 9 (AOCプログラム)	F4n+3 W11 B1 = 1
A	3	BC ENA A	BC ENA A	BCイネーブル A (OBC)	F4n+3 W11 B2 = 1
B	3	BC ENA B	BC ENA B	BCイネーブル B (MDC)	F4n+3 W11 B3 = 1
A	2	BC EXECUTE	BC EXE	BC実行	-----
9	2	BC DIS	BC DIS	BCイネーブル 解除	-----
8	1	TI RESET	TI RESET	TIリセット (ALL 0)	-----
0	2	BIT HIGH	BIT HI	ビットレート 8192 bps	F4n W11 B0 = 1
1	2	BIT MEDIUM	BIT MED	ビットレート 2048 bps	F4n W11 B1 = 1
2	2	BIT LOW	BIT LOW	ビットレート 256 bps	F4n W11 B2 = 1
9	1	ALL CLR	ALL CLR	OP,OG のメモリ をすべてクリア	-----

表 1 コマンド項目表 (4/9)

X	Y	コマンド名	略号	コ マ ン ド 機 能	テレメトリ確認項目
		< D P U >			
3	2	OP CLR	OP CLR	OP クリア	-----
4	2	OP START	OP STRT	OP実行開始	F2n+1 W7 B0 = 1
5	2	OP STOP	OP STOP	OP実行停止	// = 0
6	2	OP CONTINUE	OP CNTI	OP継続して実行	// = 1
5	1	CORR ENA	CORR ENA	エラー訂正イネーブル	F4n+1 W11 B0 = 1
6	1	CORR DIS	CORR DIS	エラー訂正ディスイネーブル	// = 0
7	1	ERR RESET	ERR RST	エラーリセット	-----
0	1	SX-REAL DPU	SX-RL DP	TMS, TMX でDPU のリアルデータを伝送	F4n W11 B3~B6 = 1111
1	1	S-REAL LO	S-RL LO	TMS でLOのデータを伝送	F4n W11 B3B4 = 10
2	1	X-REAL OBC	X-RL OB	TMX でOBC のデータを伝送	F4n W11 B5B6 = 10
3	1	S-REP	S REP	TMS で再生データを伝送	F4n W11 B3 = 0
4	1	X-REP	X REP	TMX で再生データを伝送	F4n W11 B5 = 0
7	2	REC START	DR REC	データ記録開始	F4n+1 W11 B6 = 1
8	2	REC/REP STOP	DR STOP	データ記録および再生の動作停止	// = 0
B	2	RD I/F OFF	RDIF OF	RD経由コマンド受け回路の電源 OFF	F2n+1 W6 B7 = 0
		< O B C >			
5	4	OBC ON	OBC ON	OBC 電源 ON	F4n W26 B0 = 1
6	4	OBC OFF	OBC OF	OBC 電源 OFF	// = 0
5	5	CELL-A ON	CELA ON	CELL-A 電源 ON	F4n W26 B1 = 1
6	5	CELL-A OFF	CELA OF	CELL-A 電源 OFF	// = 0
5	6	CELL-B ON	CELB ON	CELL-B 電源 ON	F4n W26 B2 = 1
6	6	CELL-B OFF	CELB OF	CELL-B 電源 OFF	// = 0
5	7	CELL-C ON	CELC ON	CELL-C 電源 ON	F4n W26 B3 = 1
6	7	CELL-C OFF	CELC OF	CELL-C 電源 OFF	// = 0
7	5	CELL-A RESET	CELA RST	CELL-A リセット	F4n+3 W26 B0 = 1
7	6	CELL-B RESET	CELB RST	CELL-B リセット	F4n+3 W26 B1 = 1

表 1 コマンド項目表 (5/9)

X	Y	コマンド名	略号	コ マ ン ド 機 能	テレメトリ確認項目
		< O B C >			
7	7	CELL-C RESET	CELC RST	CELL-C リセット	F4n+3 W26 B2 = 1
7	4	OBC RESET	OBC RST	OBC リセット	-----
5	8	I/O IF RESET	IF RST	I/O インターフェイス リセット	-----
		< A O C >			
9	8	AOCE ON	AOCE ON	AOCEの電源 ON	F32n W13 B0 = 1
A	8	AOCE OFF	AOCE OF	AOCEの電源 OFF	// = 0
9	9	AOCP ON	AOCP ON	AOCPの電源 ON	F32n+1 W13 B0 = 1
A	9	AOCP OFF	AOCP OF	AOCPの電源 OFF	// = 0
B	9	AOC NORMAL	NRM MODE	ノーマルモードでの制御開始	F8n+4 W17 B6 = 1
C	9	SW STANDBY	SW STNB	アプリケーションソフトの実行スタンバイ	F8n+4 W17 B5 = 1
9	A	SW RCS GO	SWRCS GO	AOCPによるRCS 制御を開始	F32n+17 W13 B6 = 1
A	A	HW RCS GO	HWRCS GO	BC によるRCS 制御を開始	F32n+17 W13 B7 = 1
B	A	RCS STOP	RCS STOP	RCS 制御を停止	F32n+17 W13 B6B7 = 00
C	A	AT-STOP ENA	A-STP EN	$\theta_s=90^\circ$ でRCS 制御を自動停止	F32n+17 W13 B5 = 1
D	A	AT-STOP DIS	A-STP DS	上記機能を解除	// = 0
9	B	SUNAC ENA	SUNAC EN	自動太陽捕捉機能 ON	F32n+18 W13 B1 = 1
A	B	SUNAC DIS	SUNAC DS	自動太陽捕捉機能 OFF	// = 0
B	B	SUNAC AXIAL	SUNAC AX	自動太陽捕捉にAXIALスラスタを使用	F32n+18 W13 B2 = 1
C	B	SUNAC RADIAL	SUNAC RD	自動太陽捕捉にRADIALスラスタを使用	// = 0
D	B	SUN AUTO ENA	SUN ATEN	AOCPエラーにより自動太陽捕捉モードへ移行	F32n+18 W13 B3 = 1
E	B	SUN AUTO DIS	SUN ATDS	上記機能を解除	// = 0
B	C	SW RCS ENA	SWRCS EN	AOCPでRCS を制御	F32n+18 W13 B0 = 1
C	C	HW RCS ENA	HWRCS EN	BC でRCS を制御	// = 0
9	C	SSC AUTO	SSC AUTO	SSC の時定数を自動的に設定	F32n W14 B5 = 1
A	C	SSC MANU	SSC MANU	SSC の時定数をBCで設定	// = 0

表 1 コマンド項目表 (6/9)

X	Y	コマンド名	略号	コ マ ン ド 機 能	テレメトリ確認項目
		< A O C >			
D	C	INTEG ENA	INTEG EN	ΔV 積分実行開始	F2n+6 W14 B0 = 1
E	C	INTEG DIS	INTEG DS	ΔV 積分実行停止	// = 0
					(n=0~4, FORMAT1のみ)
		< SHCI : AOCで処理 >			
D	7	SHCI ON	SHCI ON	SHCIの電源 ON	F32n W13 B3 = 1
E	7	SHCI OFF	SHCI OF	SHCIの電源 OFF	// = 0
E	6	SHCI CAL	SHCI CAL	SHCIをCALモードにする	F32n W14 B2 = 1
D	8	SHCI HI RATE	HI RATE	SHCIをハイスピレートモードにする	F32n W14 B1 = 1
E	8	SHCI LO RATE	LO RATE	SHCIをロースピレートモードにする	// = 0
D	9	SHCI SUN	SHCI SUN	SHCIのSUNデータの波高値を使用	F32n W14 B0 = 1
E	9	SHCI EARTH	SHCI EAR	SHCIのEARTHデータの波高値を使用	// = 0
E	A	STEER STOP	STER STP	FOV ステップ制御を停止	F32n W13 B4 = 0
		< SSC : AOCで処理 >			
8	8	SSC ON	SSC ON	SSC の電源 ON	F32n+1 W14 B7 = 1
8	9	SSC OFF	SSC OF	SSC の電源 OFF	// = 0
8	A	SSC CAL	SSC CAL	SSC をCALモードにする	F32n+1 W14 B6 = 1
		< SAS : AOCで処理 >			
D	4	SAS-A ON	SASA ON	SAS-A の電源 ON 、 SAS-A のデータを選択	F32n W13 B1 = 1
E	4	SAS-A OFF	SASA OF	SAS-A の電源 OFF	// = 0
D	5	SAS-B ON	SASB ON	SAS-B の電源 ON 、 SAS-B のデータを選択	F32n W13 B2 = 1
E	5	SAS-B OFF	SASB OF	SAS-B の電源 OFF	// = 0
D	6	SAS CAL	SAS CAL	AOCで疑似パルス を発生	F32n W14 B3B4 = 11

表 1 コマンド項目表 (7/9)

X	Y	コマンド名	略号	コ マ ン ド 機 能	テレメトリ確認項目
		<RCS : AOCで処理>			
B	4	LV-A OPEN	LV-A OPN	RCS のラッチがルA を開く	F32n+17 W13 B0 = 1
C	4	LV-A CLOSE	LV-A CLS	RCS のラッチがルA を閉じる	// = 0
B	5	LV-B OPEN	LV-B OPN	RCS のラッチがルB を開く	F32n+17 W13 B1 = 1
C	5	LV-B CLOSE	LV-B CLS	RCS のラッチがルB を閉じる	// = 0
B	6	LV-C OPEN	LV-C OPN	RCS のラッチがルC を開く	F32n+17 W13 B2 = 1
C	6	LV-C CLOSE	LV-C CLS	RCS のラッチがルC を閉じる	// = 0
B	7	LV-D OPEN	LV-D OPN	RCS のラッチがルD を開く	F32n+17 W13 B3 = 1
C	7	LV-D CLOSE	LV-D CLS	RCS のラッチがルD を閉じる	// = 0
B	8	LV-G OPEN	LV-G OPN	RCS のラッチがルG を開く	F32n+17 W13 B4 = 1
C	8	LV-G CLOSE	LV-G CLS	RCS のラッチがルG を閉じる	// = 0
		<ACM : AOCで処理>			
9	4	ACM-B ON	ACMB ON	ACM-B の電源 ON	F32n W13 B5 = 1
9	5	ACM-C ON	ACMC ON	ACM-C の電源 ON	F32n W13 B6 = 1
9	6	ACM-D ON	ACMD ON	ACM-D の電源 ON	F32n W13 B7 = 1
A	7	ACM ALL OFF	ACM OF	ACM-B,C,D の電源 OFF	F32n W13 B5B6B7 =000
		<ONS : AOCで処理(ONS ON/OFF を除く) >			
D	1	ONS ON	ONS ON	ONS の電源 ON ,スタンバイ1 状態	W25 B2 = 1
D	2	ONS OFF	ONS OF	ONS の電源 OFF	// = 0
8	4	ONS STANDBY2	ONS STB2	全回路の電源 ON , 撮像可能状態	W25 B0B1 = 01
8	5	ONS STANDBY1	ONS STB1	パワーセーブ状態	W25 B1 = 0
8	6	PROC1 START	PROC1 ST	撮像シーケンス1を開始	F8n W17 B3 = 1
8	7	PROC2 START	PROC2 ST	撮像シーケンス2を開始	F8n W17 B4 = 1
9	7	PROC END	PROC END	撮像シーケンス を終了	F8n W17 B3B4 = 00

表 1 コマンド項目表 (8/9)

X	Y	コマンド名	略号	コ マ ン ド 機 能	テレメトリ確認項目
		<HCE>			
2	4	TNK-A HT ON	TNA HTON	RCS のタンクAヒータをマニュアルで ON	F4n W29 B0B1 = 10
3	4	TNK-A HT OFF	TNA HTOF	RCS のタンクAヒータをマニュアルで OFF	F4n W29 // = 00
4	4	TNK-A HT AT	TNA HTAT	RCS のタンクAヒータを自動制御	F4n W29 B1 = 1
2	5	TNK-B HT ON	TNB HTON	RCS のタンクBヒータをマニュアルで ON	F4n W29 B2B3 = 10
3	5	TNK-B HT OFF	TNB HTOF	RCS のタンクBヒータをマニュアルで OFF	F4n W29 // = 00
4	5	TNK-B HT AT	TNB HTAT	RCS のタンクBヒータを自動制御	F4n W29 B3 = 1
2	6	PIP HT ON	PIP HTON	RCS の配管ヒータをマニュアルで ON	F4n W29 B4B5 = 10
3	6	PIP HT OFF	PIP HTOF	RCS の配管ヒータをマニュアルで OFF	F4n W29 // = 00
4	6	PIP HT AT	PIP HTAT	RCS の配管ヒータを自動制御	F4n W29 B5 = 1
2	7	LAV HT ON	LAV HTON	RCS のラッシングバルブヒータをマニュアルで ON	F4n W29 B6B7 = 10
3	7	LAV HT OFF	LAV HTOF	RCS のラッシングバルブヒータをマニュアルで OFF	F4n W29 // = 00
4	7	LAV HT AT	LAV HTAT	RCS のラッシングバルブヒータを自動制御	F4n W29 B7 = 1
2	8	THV HT ON	THV HTON	RCS の推葉弁ヒータをマニュアルで ON	F4n+1 W29 B0B1 = 10
3	8	THV HT OFF	THV HTOF	RCS の推葉弁ヒータをマニュアルで OFF	F4n+1 W29 // = 00
4	8	THV HT AT	THV HTAT	RCS の推葉弁ヒータを自動制御	F4n+1 W29 B1 = 1
2	9	KM-L HT ON	KML HTON	KM-Lヒータをマニュアルで ON	F4n+2 W29 B1B2 = 10
3	9	KM-L HT OFF	KML HTOF	KM-Lヒータをマニュアルで OFF	F4n+2 W29 // = 00
4	9	KM-L HT AT	KML HTAT	KM-Lヒータを自動制御	F4n+2 W29 B2 = 1
3	A	KM-L HT LOW	KML HTLO	KM-LヒータをLOWレベルにする	F4n+2 W29 B3 = 0
2	A	KM-L HT HIGH	KML HTHI	KM-LヒータをHIGHレベルにする	// = 1
0	4	TN-TH HT ON	TTH HTON	タンジェンシャルスラスタバッドヒータを ON	F4n+1 W29 B2 = 1
1	4	TN-TH HT OFF	TTH HTOF	タンジェンシャルスラスタバッドヒータを OFF	// = 0
0	5	AX-TH HT ON	ATH HTON	アキシャルスラスタバッドヒータを ON	F4n+1 W29 B3 = 1
1	5	AX-TH HT OFF	ATH HTOF	アキシャルスラスタバッドヒータを OFF	// = 0
0	6	RD-TH HT ON	RTH HTON	ラジアルスラスタバッドヒータを ON	F4n+1 W29 B4 = 1
1	6	RD-TH HT OFF	RTH HTOF	ラジアルスラスタバッドヒータを OFF	// = 0
0	7	EMI HT ON	EMI HTON	エンジンモジュールヒータ1 (上)を ON	F4n+1 W29 B5 = 1

表 1 コマンド項目表 (9/9)

X	Y	コマンド名	略号	コ マ ン ド 機 能	テレメトリ確認項目
		< H C E >			
1	7	EM1 HT OFF	EM1 HTOF	エンジンヒータを OFF	F4n+1 W29 B5 = 0
0	8	LO HT ON	LO HTON	炉心ヒータを ON	F4n+1 W29 B6 = 1
1	8	LO HT OFF	LO HTOF	炉心ヒータを OFF	// = 0
0	9	SHC1 HT ON	SHC HTON	SHCヒータを ON	F4n+1 W29 B7 = 1
1	9	SHC1 HT OFF	SHC HTOF	SHCヒータを OFF	// = 0
0	A	EM2 HT ON	EM2 HTON	エンジンヒータ2 (下) を ON	F4n+2 W29 B0 = 1
1	A	EM2 HT OFF	EM2 HTOF	エンジンヒータ2 を OFF	// = 0
		<EPT-SA>			
E	0	EPT STOP	EPT STOP	タイマ停止、EPT-SA電源 OFF	-----
E	1	EST-L ENA	LOCM ENA	EST-L へのコネクタ出力回路 ON	F4n+3 W11 B6 = 1
E	2	EST-L START	LO START	KM-L点火タイマスタート	-----
E	3	LO SEP	LO SEP	炉心ヒータ分離	F4n W11 B7 = 1
		<MDC>			
9	E	MDC ON	MDC ON	MDC の電源 ON	W30 B0 = 1
9	D	MDC OFF	MDC OFF	MDC の電源 OFF	// = 0
A	E	MDC HV ON	MDC HVON	MDC の高圧電源 ON	W30 B1 = 1
A	D	MDC HV OFF	MDC HVOF	MDC の高圧電源 OFF	// = 0
B	D	MDC RESET	MDC RST	MDC のマイクロプロセッサリセット	-----
B	E	MDC TEST	MDC TEST	MDC テストシーケンス開始	-----
C	D	MDC CAL	MDC CAL	MDC キャリブレーションシーケンス開始	-----
C	E	MDC SYNC	MDC SYNC	MDC のタイミング同期	-----
		<LO:DPUで処理>			
A	1	LO SC ON	LOSC ON	炉心ヒータの太陽電池出力 ON	-----
B	1	LO SC OFF	LOSC OF	炉心ヒータの太陽電池出力 OFF	-----

図 5 ブロックコマンド詳細 (1/4)

DPU: OPアドレスセット (BC ENA-0)

	B 0	B 1	B 2	B 3	B 4	B 5	B 6	B 7
1バイト	無効	<div> <div>MSB</div> <div>LSB</div> <div>CEアドレス (0~127)</div> </div>						

DPU: OGアドレスセット (BC ENA-2)

	B 0	B 1	B 2	B 3	B 4	B 5	B 6	B 7
1バイト	無効	<div> <div>MSB</div> <div>LSB</div> <div>OGアドレス (0~127)</div> </div>						

DPU: OP書込み (BC ENA-1)

	B 0	B 1	B 2	B 3	B 4	B 5	B 6	B 7
1バイト	無効	<div><div>MSB</div><div>LSB</div><div>OGアドレス (0~127)</div></div>						
2バイト	<div><div>MSB</div><div>LSB</div><div>タイムインターバル</div></div>							

DPU: OG書込み (BC ENA-3)

	B 0	B 1	B 2	B 3	B 4	B 5	B 6	B 7
1バイト	D C	B C	無 効					
2バイト	X				D C	コード	Y	
	<div><div>←</div><div>MSB</div><div>BC</div><div>コード</div><div>LSB</div><div>→</div></div>							

OBC 動作モード設定 (BC ENA-A)

	B 0	B 1	B 2	B 3	B 4	B 5	B 6	B 7
1バイト	OBC動作モード							
2バイト	Conv. Code モード	CELLリセット			出力モード			

図 5 ブロックコマンド詳細 (2/4)

SSC:パラメータセット (BC ENA-4)

	B 0	B 1	B 2	B 3	B 4	B 5	B 6	B 7
1バイト	CIRCUIT 00,11 : 1,2 01 : 1 (A+B) 10 : 2 (A+B)		GAIN LEVEL 11 : HIGH 10 : MIDDLE HIGH 01 : MIDDLE LOW 00 : LOW		CELL 1 : B 0 : A	TIME CONST 000~111 : 0~7 SPIN RATE RANGE : 10~30rpm (NOMINAL 20rpm)		

AOCE:RCS制御 (BC ENA-6)
<連続モード>

	B 0	B 1	B 2	B 3	B 4	B 5	B 6	B 7
1バイト	” 1 ” 連続モード	無 効			←			
2バイト	→ スラスト選択 ←							
3バイト	← 噴射時間 (0～1024sec) →							
4バイト	→				無 効			
5バイト	無 効 (このバイトも書き込むこと)							

<パルスモード>

	B 0	B 1	B 2	B 3	B 4	B 5	B 6	B 7
1バイト	” O ” パルスモード	無効	パルス幅		←			
2バイト	→ スラスト選択 ←							
3バイト	無効	← 噴射回数 (0～2047) →						
4バイト	→				←			
5バイト	→ 噴射開始位相 (0～8sec) ←							

AOCE:ソフトウェア制御 (BC ENA-7)

	B 0	B 1	B 2	B 3	B 4	B 5	B 6	B 7
1バイト	識 別 コ ー ド							
2バイト 6バイト	制 御 コ ー ド							

図 5 ブロックコマンド詳細 (3/4)

AOCE:ソフトウェア制御 (BC ENA-7) 識別コード

識別コード	内 容
1 1	ACM-Bのバイアス値設定
1 2	ACM-Cのバイアス値設定
1 3	ACM-Dのバイアス値設定
1 4	KMAV自動補正で使用する目標値
2 N	ハードウェアイメージRCS制御(パルスおよび連続噴射フォーマット)
3 N	RADIAL方向軌道制御
4 N	AXIAL方向軌道制御
5 N	スピン周期制御
6 N	RCS制御メモリ選択・オプション指定
7 1	モジュレーションレート指定
7 2	定レートモジュレーションレート指定
7 3	RADIAL方向軌道制御位相変化率
7 9	自動スピンドウン
8 1	IDウィンドウ設定
8 2	SSC制御
9 1	パラメータ設定
A 1	ONS処理モード指定
A 2	ONS撮像シーケンス設定
A 3	ONS処理パラメータ設定

図 5 ブロックコマンド詳細 (4/4)

AOCP: アドレス、プログラム (BC ENA-8)

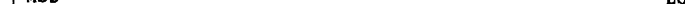
	B 0	B 1	B 2	B 3	B 4	B 5	B 6	B 7
1バイト 2バイト 3バイト	先 頭 ア ド レ ス							

AOCP: アドレス、プログラム (BC ENA-9)

	B 0	B 1	B 2	B 3	B 4	B 5	B 6	B 7
1バイト ～	必 要 バ イ ト 数 の D A T A							

SHCI: 動作モード設定 (BC ENA-5)

<FIX モード設定>

	B 0	B 1	B 2	B 3	B 4	B 5	B 6	B 7
1バイト	無効						0	1
2バイト	無効	極性 1: CCW 0: CW	MSB  LSB ステップ数 (0～63)					

<STEER モード設定>

	B 0	B 1	B 2	B 3	B 4	B 5	B 6	B 7
1バイト	無 効						1	0
2バイト	無効	基準 1:クロック 0:サンパルス	MSB ←→ LSB STEER基準がクロックの場合のクロック間隔 (N/16+2 sec (N=0~63))					

<スレッシュホールドレベル設定>

	B 0	B 1	B 2	B 3	B 4	B 5	B 6	B 7
1バイト	無効						1	1
2バイト	無効					<div>MSB<div>←設定スラッシュド (0～7)→</div>LSB</div>		

＜ビットレート2048bpsのときの時間分解能＞

- ・ACM-D = 23.4ms (500ms 64回のサンプリングデータを3回に1回出力する)
- ・M3B/KM-M内圧 = 15.6ms
- ・NRS = 15.6ms
- ・KM-M温度 = 2sec
- ・EPT-SAステータス = 125ms

デ-ータ		デ-ータ		デ-ータ		デ-ータ	
W0	SYNC	W32	W16~23に同じ	W64	W16~23に同じ	W96	W16~23に同じ
W1		W33		W65		W97	
W2		W34		W66		W98	
W3		W35		W67		W99	
W4	T I	W36		W68		W100	
W5	AGC/CAB	W37		W69		W101	
W6		W38		W70		W102	
W7		W39	W71	W103			
W8		W40	W72	W104			
W9	H K	W41	W16~23に同じ	W73	W105		
W10	PCU, RF	W42		W74	W106		
W11	DPU	W43		W75	W107		
W12		W44		W76	W108		
W13	AOCS	W45		W77	W109		
W14		W46		W78	W110		
W15		W47		W79	W111		
W16		M3B/KM-M内圧	W48	W16~23に同じ	W80	W112	
W17	NRS	W49	W81		W113		
W18	ACM-D (上位)	W50	W82		W114		
W19	ACM-D (下位)	W51	W83		W115		
W20	M3B/KM-M内圧	W52	W84		W116		
W21	NRS	W53	W85		W117		
W22	ACM-D (上位)	W54	W86		W118		
W23	ACM-D (下位)	W55	W87	W119			
W24	M3B/KM-M内圧	W56	W24~29に同じ	W88	W120		
W25	NRS	W57		W89	W121		
W26	ACM-D (上位)	W58		W90	W122		
W27	ACM-D (下位)	W59		W91	W123		
W28	M3B/KM-M内圧	W60		W92	W124		
W29	NRS	W61		W93	W125		
W30	EPT-SA	W62		EPT-SA	W94	EPT-SA	
W31	INS-SA	W63	*	W95	INS-SA		

* <W 6 3 >

F 4n	CAL (1)
F 4n+1	KM-M温度 (2)
F 4n+2	CAL (2)
F 4n+3	CLM (1)

****<W127>**

F 4n	KM-M温度 (1)
F 4n+1	〃 (3)
F 4n+2	〃 (4)
F 4n+3	C L M (2)

図 6 テレメータフォーマット (1/11) : FORMAT-1
＜打ち上げモード＞

デ ー タ		デ ー タ		デ ー タ		デ ー タ	
W0	SYNC	W32	RCSメモリ 1/5/9	W64	ACM-B	W96	ACM-B
W1		W33		W65	ACM-C	W97	ACM-C
W2		W34		W66	上記2ワードの	W98	上記2ワードの
W3	F I	W35		W67	くり返し	W99	くり返し
W4	T I	W36		W68	〃	W100	〃
W5	AGC/CAB	W37		W69	〃	W101	〃
W6		W38		W70	〃	W102	〃
W7		W39	RCSメモリ 2/6/A	W71	〃	W103	〃
W8	H K	W40		W72	〃	W104	〃
W9	PCU, RF	W41		W73	〃	W105	〃
W10		W42		W74	〃	W106	〃
W11		W43		W75	〃	W107	〃
W12	DPU	W44		W76	〃	W108	〃
W13	AOCE/P, SAS SHCI, SSC (ハ-Fウ17)	W45		W77	〃	W109	〃
W14		W46	RCSメモリ 3/7	W78	〃	W110	〃
W15		W47		W79	〃	W111	〃
W16		W48		W80	〃	W112	〃
W17		W49		W81	〃	W113	〃
W18	AOC P (777ウ17)	W50		W82	〃	W114	〃
W19		W51		W83	〃	W115	〃
W20		W52		W84	〃	W116	〃
W21		W53	RCSメモリ 4/8	W85	〃	W117	〃
W22	ア キ	W54		W86	〃	W118	〃
W23		W55		W87	〃	W119	〃
W24		W56		W88	〃	W120	〃
W25	PCU	W57		W89	〃	W121	〃
W26	ONS	W58		W90	〃	W122	〃
W27	OBC	W59		W91	〃	W123	〃
W28		W60		W92	〃	W124	〃
W29		W61		W93	〃	W125	〃
W30	HCE	W62		W94	〃	W126	〃
W31	MDC	W63		W95	〃	W127	〃

<W32~W63>

	32	39	40	47	48	55	56	63
F4n	RCSメモリ1		RCSメモリ2		RCSメモリ3		RCSメモリ4	
F4n+1	RCSメモリ5		RCSメモリ6		RCSメモリ7		RCSメモリ8	
F4n+2	RCSメモリ9		RCSメモリA		777ウ17	ACMハ17	**	アキ
F4n+3	SSCデータ							

**

56	57	58	59
ΔVR		KMΔV	
位相		変化率	

図 6 テレメータフォーマット (2/11) : FORMAT-2
<ACMモード>

デ ー タ		デ ー タ		デ ー タ		デ ー タ	
W0	SYNC	W32	ア キ (all 0)	W64	OG#8n	W96	OG#8n+4
W1		W33		W65	OGЕ#1	W97	
W2		W34		W66	OG#8n	W98	
W3	F I	W35		W67	OGЕ#2	W99	
W4	T I	W36		W68	OG#8n	W100	OG#8n+5
W5	AGC/CAB	W37		W69	OGЕ#3	W101	
W6		W38		W70	OG#8n	W102	
W7		W39		W71	OGЕ#4	W103	
W8	H K	W40		W72	OG#8n+1	W104	OG#8n+6
W9		W41		W73		W105	
W10	PCU, RF	W42		W74		W106	
W11	DPU	W43		W75		W107	
W12	AOCE/P.SAS SHCI,SSC (ハドゥI7)	W44		W76	OG#8n+2	W108	OG#8n+7
W13		W45		W77		W109	
W14		W46		W78		W110	
W15		W47		W79		W111	
W16	AOC P (ツトウI7)	W48	CE#8n	W80	OG#8n+3	W112	OG#8n+7
W17		W49	CE#8n+1	W81		W113	
W18		W50		W82		W114	
W19		W51	CE#8n+2	W83		W115	
W20		W52		W84	OG#8n+3	W116	OG#8n+7
W21	ア キ	W53	CE#8n+3	W85		W117	
W22		W54		W86		W118	
W23	PCU	W55	CE#8n+4	W87		W119	OG#8n+7
W24	ONS	W56		W88	OG#8n+3	W120	
W25	OBC	W57	CE#8n+5	W89		W121	
W26		W58		W90		W122	
W27	HCE	W59	CE#8n+6	W91		W123	OG#8n+7
W28		W60		W92	OG#8n+3	W124	
W29	MDC	W61	CE#8n+7	W93		W125	
W30		W62		W94		W126	
W31		W63		W95		W127	

16フレーム (Fn~Fn+15) で1セット出力

<CE***>

B0		B7	
W2n	7+	OGアドレス	
W2n+1	タイムインターバル		

<OGЕ***>

B0		B1	-----		B7
W2n	DC	BC	ア キ		
W2n+1	コマンドコード				

図 6 テレメータフォーマット (3/11) : FORMAT-3
<OPチェックモード>

デ ー タ		デ ー タ		デ ー タ		デ ー タ	
W0	SYNC	W32	先頭アドレス	W64	A O C P メモリ内容	W96	A O C P メモリ内容
W1		W33		W65		W97	
W2		W34		W66		W98	
W3	F I	W35	ア キ (all 0)	W67		W99	
W4	T I	W36		W68		W100	
W5	A G C / C A B	W37		W69		W101	
W6		W38		W70		W102	
W7		W39		W71		W103	
W8	H K	W40		W72		W104	
W9	P C U , R F	W41		W73		W105	
W10		W42		W74		W106	
W11	D P U	W43		W75		W107	
W12	A O C E / P , S A S S H C I , S S C (ハ-ドウェア)	W44		W76		W108	
W13		W45		W77		W109	
W14		W46		W78		W110	
W15		W47		W79		W111	
W16	A O C P (ソフトウェア)	W48		W80		W112	
W17		W49		W81		W113	
W18		W50		W82		W114	
W19		W51		W83		W115	
W20		W52		W84		W116	
W21		W53		W85		W117	
W22		W54		W86		W118	
W23	ア キ	W55		W87		W119	
W24	P C U	W56		W88		W120	
W25	O N S	W57		W89		W121	
W26	O B C	W58		W90		W122	
W27		W59		W91		W123	
W28	H C E	W60		W92		W124	
W29		W61		W93		W125	
W30	M D C	W62		W94		W126	
W31		W63		W95		W127	

図 6 テレメータフォーマット(4/11) : FORMAT-4
<メモリチェックモード>

デ ー タ		デ ー タ		デ ー タ		デ ー タ	
W0	SYNC	W32	データ識別コード	W64		W96	
W1		W33	ア キ (all 0)	W65		W97	
W2		W34		W66		W98	
W3	F I	W35		W67		W99	
W4	T I	W36		W68		W100	
W5	AGC/CAB	W37		W69		W101	
W6		W38		W70		W102	
W7		W39		W71		W103	
W8	H K	W40		W72		W104	
W9	PCU, RF	W41		W73		W105	
W10		W42		W74	撮像シーケンス 2 アンサバック	W106	ア キ (all 0)
W11	DPU	W43	撮像シーケンス 1 アンサバック	W75		W107	
W12		W44		W76		W108	
W13	AOCE/P, SAS SHCI, SSC (ハードウェア)	W45		W77		W109	
W14		W46		W78		W110	
W15		W47		W79		W111	
W16		W48		W80		W112	
W17	AOC P (ソフトウェア)	W49		W81		W113	
W18		W50		W82		W114	
W19		W51		W83		W115	
W20		W52		W84		W116	
W21		W53		W85		W117	
W22	ア キ	W54		W86		W118	
W23		W55		W87		W119	
W24	PCU	W56		W88		W120	
W25	ONS	W57		W89		W121	
W26	OBC	W58		W90		W122	
W27		W59		W91		W123	
W28	HCE	W60		W92		W124	
W29		W61		W93		W125	
W30	MDC	W62		W94		W126	
W31		W63		W95		W127	

図 6 テレメータフォーマット (5/11) : FORMAT-5
<ONSモード:撮像中 F2n>

デ ー タ		デ ー タ		デ ー タ		デ ー タ	
W0	SYNC	W32	データ識別コード	W64	SSC-B データ 1	W96	ア キ (all 0)
W1		W33	ア キ	W65		W97	
W2		W34	インターバル タイマカウンタ	W66		W98	
W3	F I	W35		W67	SSC-B データ 2	W99	
W4	T I	W36		W68		W100	
W5	AGC/CAB	W37	センサ ステータス	W69		W101	
W6		W38		W70	SSC-B データ 3	W102	
W7		W39		W71		W103	
W8	H K	W40	SASデータ	W72	SSC-B データ 4	W104	
W9	PCU, RF	W41		W73		W105	
W10		W42		W74	ア キ (all 0)	W106	
W11	DPU	W43	SSC-A データ 1	W75		W107	
W12	AOCE/P, SAS SHCI, SSC (n-F ₂ i7)	W44		W76		W108	
W13		W45		W77	ア キ (all 0)	W109	
W14		W46	SSC-A データ 2	W78		W110	
W15	AOCB (770 ₂ i7)	W47		W79		W111	
W16		W48	SSC-A データ 3	W80	ア キ (all 0)	W112	
W17	AOCB (770 ₂ i7)	W49		W81		W113	
W18		W50		W82		W114	
W19	ア キ	W51	SSC-A データ 4	W83		W115	
W20		W52		W84		W116	
W21		W53		W85		W117	
W22	PCU	W54	SSC-A データ 1	W86		W118	
W23	ONS	W55		W87		W119	
W24	OBC	W56		W88		W120	
W25		W57	SSC-A データ 2	W89		W121	
W26		W58		W90		W122	
W27	HCE	W59		W91		W123	
W28	MDC	W60	SSC-A データ 3	W92		W124	
W29		W61		W93		W125	
W30		W62		W94		W126	
W31		W63		W95		W127	

図 6 テレメータフォーマット (6/11) : FORMAT-5
<ONSモード: 撮像中 F2n+1>

デ ー タ		デ ー タ		デ ー タ		デ ー タ	
W0	SYNC	W32	データ識別コード	W64		W96	↓
W1		W33	ア キ	W65		W97	
W2		W34	撮像パラメータ	W66		W98	
W3	F I	W35		W67		W99	
W4	T I	W36		W68		W100	
W5	AGC/CAB	W37		W69		W101	
W6		W38		W70		W102	
W7		W39		W71		W103	
W8	H K	W40	撮像時刻	W72	↑	W104	
W9	PCU, RF	W41		W73		W105	
W10		W42		W74		W106	
W11	DPU	W43		W75		W107	
W12	AOCE/P, SAS SHCI, SSC (ハードウェア)	W44		W76		W108	
W13		W45	↑	W77		W109	
W14		W46		W78		W110	
W15		W47		W79		W111	ア キ (all 0)
W16		W48		W80		W112	
W17	AACP (ソフトウェア)	W49		W81	撮像シーケンス 2 アンサバック	W113	
W18		W50	↑	W82		W114	
W19		W51		W83		W115	
W20		W52		W84		W116	
W21		W53		W85		W117	
W22	ア キ	W54	撮像シーケンス 1 アンサバック	W86		W118	
W23		W55		W87		W119	
W24	PCU	W56		W88		W120	
W25	ONS	W57		W89		W121	
W26	OBC	W58		W90		W122	
W27		W59		W91		W123	
W28	HCE	W60		W92		W124	
W29	MDC	W61		W93		W125	
W30		W62		W94		W126	
W31		W63		W95		W127	

図 6 テレメータフォーマット (7/11) : FORMAT-5
 <ONSモード:処理データ出力 F64n>

デ ー タ		デ ー タ		デ ー タ		デ ー タ	
W0	SYNC	W32	ONS 処理データ	W64	ONS 処理データ	W96	ONS 処理データ
W1		W33		W65		W97	
W2		W34		W66		W98	
W3	F I	W35		W67		W99	
W4	T I	W36		W68		W100	
W5	AGC/CAB	W37		W69		W101	
W6		W38		W70		W102	
W7		W39		W71		W103	
W8	H K	W40		W72		W104	
W9	PCU, RF	W41		W73		W105	
W10		W42		W74		W106	
W11	DPU	W43		W75		W107	
W12	AOCE/P, SAS SHCI, SSC (ハードウェア)	W44		W76		W108	
W13		W45		W77		W109	
W14		W46		W78		W110	
W15		W47		W79		W111	
W16	AOC P (ソフトウェア)	W48		W80		W112	
W17		W49		W81		W113	
W18		W50		W82		W114	
W19		W51		W83		W115	
W20		W52		W84		W116	
W21		W53		W85		W117	
W22	ア キ	W54		W86		W118	
W23		W55		W87		W119	
W24	PCU	W56		W88		W120	
W25	ONS	W57		W89		W121	
W26	OBC	W58		W90		W122	
W27		W59		W91		W123	
W28	HCE	W60		W92		W124	
W29	MDC	W61		W93		W125	
W30		W62		W94		W126	
W31		W63		W95		W127	

図 6 テレメータフォーマット(8/11) : FORMAT-5
 <ONSモード:処理データ出力 F64n+1~F64n+63>

データ	データ	データ	データ
W0	SYNC	W32	ONS画像 メモリデータ
W1		W33	
W2		W34	
W3	F I	W35	
W4	T I	W36	
W5	AGC/CAB	W37	
W6		W38	
W7		W39	
W8	H K	W40	
W9	PCU, RF	W41	
W10		W42	
W11	DPU	W43	
W12		W44	
W13	AOCE/P, SAS SHCI, SSC (ハドゥイ7)	W45	
W14		W46	
W15		W47	
W16		W48	
W17	AOC P (ソトウイ7)	W49	
W18		W50	
W19		W51	
W20		W52	
W21		W53	
W22		W54	
W23	ア キ	W55	
W24	PCU	W56	
W25	ONS	W57	
W26	OBC	W58	
W27		W59	
W28		W60	
W29	HCE	W61	
W30	MDC	W62	
W31		W63	
		W64	ONS画像 メモリデータ
		W65	
		W66	
		W67	
		W68	
		W69	
		W70	
		W71	
		W72	
		W73	
		W74	
		W75	
		W76	
		W77	
		W78	
		W79	
		W80	
		W81	
		W82	
		W83	
		W84	
		W85	
		W86	
		W87	
		W88	
		W89	
		W90	
		W91	
		W92	
		W93	
		W94	
		W95	
		W96	ONS画像 メモリデータ
		W97	
		W98	
		W99	
		W100	
		W101	
		W102	
		W103	
		W104	
		W105	
		W106	
		W107	
		W108	
		W109	
		W110	
		W111	
		W112	
		W113	
		W114	
		W115	
		W116	
		W117	
		W118	
		W119	
		W120	
		W121	
		W122	
		W123	
		W124	
		W125	
		W126	
		W127	

図 6 テレメータフォーマット (9/11) : FORMAT-6
<ONSメモリダンプモード>

デ ー タ		デ ー タ		デ ー タ		デ ー タ	
W0	SYNC	W32		W64		W96	
W1		W33		W65		W97	
W2		W34		W66		W98	
W3	F I	W35		W67		W99	
W4	T I	W36		W68		W100	
W5	AGC/CAB	W37		W69		W101	
W6		W38		W70		W102	
W7		W39		W71		W103	
W8	H K	W40		W72		W104	
W9		W41		W73		W105	
W10	PCU, RF	W42		W74		W106	
W11	DPU	W43		W75		W107	
W12		W44		W76		W108	
W13	AOCE/P, SAS SHCI, SSC (ハードウェア)	W45		W77		W109	
W14		W46		W78	パラメータ	W110	パラメータ
W15		W47		W79		W111	
W16		W48	ダンプデータ	W80	ダンプデータ	W112	ダンプデータ
W17	AOC P (ソフトウェア)	W49		W81		W113	
W18		W50		W82		W114	
W19		W51		W83		W115	
W20		W52		W84		W116	
W21		W53		W85		W117	
W22		W54		W86		W118	
W23	ア キ	W55		W87		W119	
W24	PCU	W56		W88		W120	
W25	ONS	W57		W89		W121	
W26	OBC	W58		W90		W122	
W27		W59		W91		W123	
W28		W60		W92		W124	
W29	HCE	W61		W93		W125	
W30	MDC	W62		W94		W126	
W31		W63		W95		W127	

図 6 テレメータフォーマット(10/11) : FORMAT-7
 <パラメータダンプモード>

デ ー タ		デ ー タ		デ ー タ		デ ー タ	
W0	SYNC	W32	MDCデータ	W64	MDCデータ	W96	MDCデータ
W1		W33		W65		W97	
W2		W34		W66		W98	
W3	F I	W35		W67		W99	
W4	T I	W36		W68		W100	
W5	AGC/CAB	W37		W69		W101	
W6		W38		W70		W102	
W7		W39		W71		W103	
W8	H K	W40		W72		W104	
W9		W41		W73		W105	
W10	PCU, RF	W42		W74		W106	
W11	DPU	W43		W75		W107	
W12		W44		W76		W108	
W13	AOCE/P, SAS SHCI, SSC (ハードウェア)	W45		W77		W109	
W14		W46		W78		W110	
W15		W47		W79		W111	
W16		W48		W80		W112	
W17	AOC P (ソフトウェア)	W49		W81		W113	
W18		W50		W82		W114	
W19		W51		W83		W115	
W20		W52		W84		W116	
W21		W53		W85		W117	
W22	ア キ	W54		W86		W118	
W23		W55		W87		W119	
W24	PCU	W56		W88		W120	
W25	ONS	W57		W89		W121	
W26	OBC	W58		W90		W122	
W27		W59		W91		W123	
W28	HCE	W60		W92		W124	
W29		W61		W93		W125	
W30	MDC	W62		W94		W126	
W31		W63		W95		W127	

MDCデータは約220フレームで1データセット出力される。

図 6 テレメータフォーマット(11/11) : FORMAT-8
<MDCモード>

F32h	W13		W14	W15
+ 0	AOCE (1)		AOCE (2)	SSC/SHCIデータ数
+ 1	AOCP (1)		AOCE (3)	AOCE (4)
+ 2	AOCE BC アンサ (1) ~ (3)			
+ 3	A/B	粗太陽角	精SASデータ (COS)	精SASデータ (SIN)
+ 4		アキ	サンパルス発生位相	
+ 5	ア	キ	スピン周期	
+ 6	ア	キ	タスクステータス(4)	ACM-D温度
+ 7	ACM-D積分値 (LSB=0.2×2 ⁻⁸ m/s)			
	上記2フレームの繰り返し			
+ 15				
+ 16	位相カウンタ		パルス数カウンタ	
+ 17	AOCE (5)		連続時間カウンタ	アキ
+ 18	AOCE (6)		スラスト選択データ	
+ 19	A/B	粗太陽角	精SASデータ (COS)	精SASデータ (SIN)
+ 20		アキ	サンパルス発生位相	
+ 21	ア	キ	スピン周期	
+ 22	ア	キ	タスクステータス(4)	ACM-D温度
+ 23	ACM-D積分値 (LSB=0.2×2 ⁻⁸ m/s)			
	上記2フレームの繰り返し			
+ 31				

図 7 AOCSTeleメータフォーマット詳細 (1/3)
(FORMAT1ハードウェア出力 W13~15)

F32n	W13		W14		W15	W16
+ 0	AOCE (1)		AOCE (2)		SSC/SHCIデータ数	ア キ
+ 1	AOCP (1)		AOCE (3)		AOCE (4)	AOCP BC 識別コードアンキ
+ 2	AOCE BC アンサ (1) ~ (4)					
+ 3	A/B	粗太陽角	精SASデータ (COS)		精SASデータ (SIN)	AOCE BC アンキ (5)
+ 4		アキ	サンパルス発生位相			AOCE BC アンキ (6)
+ 5	ア キ		スピン周期			SSC BC
+ 6	SHCI, SSC データ					
+ 15						
+ 16	位相カウンタ			パルス数カウンタ		分周データ
+ 17	AOCE (5)		連続時間カウンタ		遅延位相カウンタ	
+ 18	AOCE (6)		スラスト選択データ			自動太陽捕捉パルス数
+ 19	A/B	粗太陽角	精SASデータ (COS)		精SASデータ (SIN)	SHCI BC アンキ (1)
+ 20		アキ	サンパルス発生位相			SHCI BC アンキ (2)
+ 21	ア キ		スピン周期			SHCI ILOS データ
+ 22	SHCI, SSC データ					
+ 31						

F0~5, W13~15およびF16~21, W13~15は、FORMAT1と共通

図 7 AOCSテレメータフォーマット詳細 (2/3)
(FORMAT1以外のハードウェア出力 W13~16)

	W17	W18	W19	W20	W21	W22
F 8n	タスクステータス(2)	RCS指定ステータス		θ s 監視基準		T s 監視基準
F 8n+1	ダストカウンタ制御ステータス	** SSC 等級基準		** SSC-A位相監視基準		** SSC-B位相監視基準
F 8n+2	タスクステータス(1)	姿勢変動量		RCS噴射回数1		RCS噴射回数2
F 8n+3	ACM-B, C位相	サンパルス時刻データ		θ s-coarse		θ s-fine
F 8n+4	タスクステータス(3)	* ACM温度		RADIAL方向積分値 (V^2)		
F 8n+5	RADIAL-X積分値		RADIAL-Y積分値		AXIAL方向積分値	
F 8n+6	タスクステータス(1)	姿勢変動量		RCS噴射回数3		RCS噴射回数4
F 8n+7	ACM-B, C位相	サンパルス時刻データ		θ s-coarse		θ s-fine

* ACM温度

F 32n+4	ACM-B温度
F 32n+12	ACM-C温度
F 32n+20	ACM-D温度
F 32n+28	アキ

** 監視基準

	W19	W20	W21	W22
F 16n+1	SSC 等級IDカウントBC7n	SSC-A位相IDカウントBC7n	SSC-B位相IDカウントBC7n	
F 16n+9	SSC 等級監視基準計算値	SSC-A位相監視基準計算値	SSC-B位相監視基準計算値	

図 7 AOCSSテレメータフォーマット詳細 (3/3)
(ソフトウェア出力 W17~22)

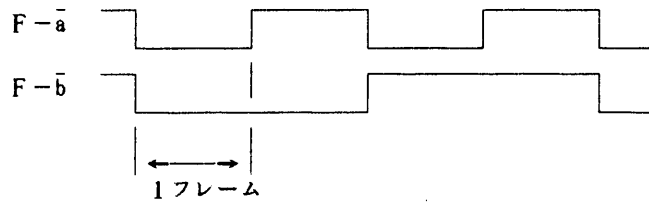
表 2 テレメータフォーマット詳細 (1/11)

フレーム同期 (W0~2)

	B 0	B 1	B 2	B 3	B 4	B 5	B 6	B 7
W0	1	1	1	1	1	0	1	0
W1	1	1	1	1	0	0	1	1
W2	0	0	1	0	0	0	0	0

F 1 (W3)

	B 0	B 1	B 2	B 3	B 4	B 5	B 6	B 7
W3	F-h	F-g	F-f	F-e	F-d	F-c	F-b	F-a



T 1 (W4)

	B 0	B 1	B 2	B 3	B 4	B 5	B 6	B 7
F 2n W4	4.3 分	2.1 分	64秒	32秒	16秒	8 秒	4 秒	2 秒
F 4n+1 W4	18.2時間	9.1時間	4.6時間	2.3時間	68.3 分	34.1 分	17.1 分	8.5 分
F 4n+3 W4	194.2 日	97.1 日	48.5 日	24.3 日	12.1 日	6.1 日	3.0 日	36.4時間

各時刻データは時刻カウンタのデータをF4nW0 のタイミングでレジスタに転送し、これを4フレームにわたってテレメータ送信する。

表 2 テレメータフォーマット詳細 (2/11)

FW	機器	B	項 目	状態判別	FW	機器	B	項 目	状態判別
F _{4n} ・ W ₅	SBR-A	B0	↑	1:MSB 0:	F _{4n+1} ・ W ₅	SBR-A	B0	↑	1:MSB 0:
		B1		1: 0:			B1		1: 0:
		B2		1: 0:			B2		1: 0:
		B3	AGC	1: 0:			B3	LPS	1: 0:
		B4		1: 0:			B4		1: 0:
		B5		1: 0:			B5		1: 0:
		B6		1: 0:			B6		1: 0:
		B7	↓	1:LSB 0:			B7	↓	1:LSB 0:
F _{4n+2} ・ W ₅	SBR-B	B0	↑	1:MSB 0:	F _{4n+3} ・ W ₅	SBR-B	B0	↑	1:MSB 0:
		B1		1: 0:			B1		1: 0:
		B2		1: 0:			B2		1: 0:
		B3	AGC	1: 0:			B3	LPS	1: 0:
		B4		1: 0:			B4		1: 0:
		B5		1: 0:			B5		1: 0:
		B6		1: 0:			B6		1: 0:
		B7	↓	1:LSB 0:			B7	↓	1:LSB 0:
F _{2n} ・ W ₆	DPU	B0	CMD LOCK	1:ON 0:OFF	F _{2n+1} ・ W ₆	DPU	B0	↑	1:MSB 0:
		B1	受信マンド	1:DC 0:			B1		1: 0:
		B2	〃	1:BC 0:			B2		1: 0:
		B3	実行マンド	1:DC 0:			B3	受信マンド マシ	1: 0:
		B4	〃	1:BC 0:			B4		1: 0:
		B5	〃	1:REAL 0:			B5		1: 0:
		B6	〃	1:OP 0:			B6		1: 0:
		B7	RDインターフェイス 回路	1:ON 0:OFF			B7	↓	1:LSB 0:

表 2 テレメータフォーマット詳細 (3/11)

FW	機器	B	項 目	状態判別	FW	機器	B	項 目	状態判別
F _{2n} • W ₇	DPU	B0	↑ 実行コマンド アンプ	1:MSB	F _{2n+1} • W ₇	DPU	B0	OPステータス	1:RUN 0:STOP
		B1		1: 0:			B1	↑	1:MSB 0:
		B2		1: 0:			B2		1: 0:
		B3		1: 0:			B3		1: 0:
		B4		1: 0:			B4		1: 0:
		B5		1: 0:			B5		1: 0:
		B6		1: 0:			B6		1: 0:
		B7		1:LSB 0:			B7		1:LSB 0:
F _{4n} • W ₁₀	DPU	B0	FORMAT	1: 1 0:	F _{4n+1} • W ₁₀	PCU	B0	BAT	1:INT 0:EXT
		B1	〃	1: 2 0:			B1	充電モード	1:AUTO 0:MANUAL
		B2	〃	1: 3 0:			B2	〃	1:FULL 0:TRICKLE
		B3	〃	1: 4 0:			B3	リコンディショニング	1:ON 0:OFF
		B4	〃	1: 5 0:			B4	ヒータ 1	1:AUTO 0:MANUAL
		B5	〃	1: 6 0:			B5	〃	1:ON 0:OFF
		B6	〃	1: 7 0:			B6	ヒータ 2	1:AUTO 0:MANUAL
		B7	〃	1: 8 0:			B7	〃	1:ON 0:OFF
F _{4n+2} • W ₁₀	PCU HK TMS	B0	UVC	1:ENABLE 0:DISABLE	F _{4n+3} • W ₁₀	TMS TMX	B0	TMS 変調	1:ON 0:OFF
		B1	〃	1:ON 0:OFF			B1	〃 COHERENT	1:ENABLE 0:DISABLE
		B2	HK	1:ON 0:OFF			B2	TMX	1:ON 0:OFF
		B3	ANT 切換え	1:LGA 0:MGA			B3	〃 POWER	1:HIG 0:LOW
		B4	TMS	1:ON 0:OFF			B4	〃	1:RNG-A 0:RNG-B
		B5	〃 POWER	1:HIG 0:LOW			B5	〃	1:RNG 0:TLM
		B6	〃	1:RNG-A 0:RNG-B			B6	〃 変調	1:ON 0:OFF
		B7	〃	1:RNG 0:TLM			B7	〃 COHERENT	1:ENABLE 0:DISABLE

表 2 テレメータフォーマット詳細 (4/11)

FW	機器	B	項 目	状態判別	FW	機器	B	項 目	状態判別
F 4n • W 11	DPU	B0	BIT RATE	1:HI (8192bps) 0:	F 4n+1 • W 11	DPU	B0	↑	1:MSB 0:
		B1	〃	1:MED(2048bps) 0:			B1	1BIT ERROR COUNT	1: 0:
		B2	〃	1:LOW(256bps) 0:			B2		1: 0:
		B3	S-PCM データ	1:REAL 0:REPRO			B3	↓	1:LSB 0:
		B4	S-REALデータ	1:DPU 0:LO			B4	2 BIT ERROR	1:ERROR 0:NO
		B5	X-PCM データ	1:REAL 0:REPRO			B5	ERROR CORRECTION	1:ENABLE 0:DISABLE
		B6	X-REALデータ	1:DPU 0:OBC			B6	DATA RECORD	1:RECORD 0:
		B7	LO	1:SEPARATION 0:			B7	KM-M	1:SEPARATION 0:
F 4n+2 • W 11	DPU	B0	BC ENABLE	1:0(OP7FLS) 0:	F 4n+3 • W 11	DPU SBR EPT- SA	B0	BC ENABLE	1:8(AOCP7FLS) 0:
		B1	〃	1:1(OPデータ) 0:			B1	〃	1:9(AOCP7プログラム) 0:
		B2	〃	1:2(OG7FLS) 0:			B2	〃	1:A(OBC) 0:
		B3	〃	1:3(OGデータ) 0:			B3	〃	1:B(MDC) 0:
		B4	〃	1:4(SSC) 0:			B4	SBR-A SQ	1:ON 0:OFF
		B5	〃	1:5(SHCI) 0:			B5	SBR-B SQ	1:ON 0:OFF
		B6	〃	1:6(RCS 制御) 0:			B6	EPT-SA LO-CM 処理回路	1:ON 0:OFF
		B7	〃	1:7(AOCPコマンド) 0:			B7	(7 *)	1: 0:
F 4n • W 12	DPU	B0	(7 *)	1: 0:	F 4n+1 • W 12	DPU	B0	↑	1:MSB 0:
		B1	↑	1:MSB 0:			B1		1: 0:
		B2		1: 0:			B2		1: 0:
		B3		1: 0:			B3		1: 0:
		B4	OG7FLS	1: 0:			B4	OP TIME INTERVAL	1: 0:
		B5		1: 0:			B5		1: 0:
		B6		1: 0:			B6		1: 0:
		B7	↓	1:LSB 0:			B7	↓	1:LSB 0:

表 2 テレメータフォーマット詳細 (5/11)

FW	機器	B	項 目	状態判別	FW	機器	B	項 目	状態判別
F 4n+2 ・ W 1 2	DPU	B0	↑	1:MSB 0:	F 4n+3 ・ W 1 2	DPU	B0		1: 0:
		B1		1: 0:			B1	ERROR 7フレズ	1: 0:
		B2		1: 0:			B2	↓	1:LSB 0:
		B3	ERROR 7フレズ	1: 0:			B3	(7 *)	1: 0:
		B4		1: 0:			B4	↑ BC COUNT	1:MSB 0:
		B5		1: 0:			B5	↓	1:LSB 0:
		B6		1: 0:			B6	↑ OGE 7フレズ	1:MSB 0:
		B7		1: 0:			B7	↓	1:LSB 0:
* F ・ W 2 4	PCU	B0	↑	1:MSB 0:	* F ・ W 2 5	ONS CSS TMS TMX	B0	ONS	1:OPERATION 0:STBY2
		B1		1: 0:			B1	〃	1:STBY2 0:STBY1
		B2		1: 0:			B2	〃	1:ON 0:OFF
		B3	C/D カウンタ データ	1: 0:			B3	CSS	1:SW-A ON 0:SW-B ON
		B4		1: 0:			B4	(7 *)	1: 0:
		B5		1: 0:			B5	(7 *)	1: 0:
		B6		1: 0:			B6	TMS COH モード	1:COHERENT 0:NON-COHERENT
		B7	↓	1:LSB 0:			B7	TMX COH モード	1:COHERENT 0:NON-COHERENT
* F ・ W 3 0	MDC	B0	(7 *)	1: 0:	* F ・ W 3 1	MDC	B0	TEMPERATURE OUT OF RANGE	1:ALARM 0:OK
		B1	(7 *)	1: 0:			B1	HIGH VOLTAGE OUT OF RANGE	1:ALARM 0:OK
		B2	(7 *)	1: 0:			B2	(7 *)	1: 0:
		B3	(7 *)	1: 0:			B3	↑	1:MSB 0:
		B4	(7 *)	1: 0:			B4		1: 0:
		B5	(7 *)	1: 0:			B5	IMPACT COUNT	1: 0:
		B6	MDC HV	1:ON 0:OFF			B6		1: 0:
		B7	MDC	1:ON 0:OFF			B7	↓	1:LSB 0:

* 打上げモードを除く

表 2 テレメータフォーマット詳細 (6/11)

FW	機器	B	項 目	状態判別	FW	機器	B	項 目	状態判別
* F 4n • W 26	OBC	B0	OBC	1:ON 0:OFF	* F 4n+1 • W 26	OBC	B0	I/F	1:STOP 0:
		B1	↑	1:MSB 0:			B1	↑	1:MSB 0:
		B2	OUT MODE	1: 0:			B2	SELECTOR MODE	1: 0:
		B3	↓	1:LSB 0:			B3	↓	1:LSB 0:
		B4	BPU-A	1:FAULT 0:			B4	BPU-B	1:FAULT 0:
		B5	A/B	1:DISCON 0:			B5	B/C	1:DISCON 0:
		B6	A/C	1:DISCON 0:			B6	B/A	1:DISCON 0:
		B7	(7 ※)	1: 0:			B7	(7 ※)	1: 0:
* F 4n+2 • W 26	OBC	B0	A	1:DISAGR 0:	* F 4n+3 • W 26	OBC	B0	(7 ※)	1: 0:
		B1	B	1:DISAGR 0:			B1	(7 ※)	1: 0:
		B2	C	1:DISAGR 0:			B2	(7 ※)	1: 0:
		B3	(7 ※)	1: 0:			B3	(7 ※)	1: 0:
		B4	BPU-C	1:FAULT 0:			B4	(7 ※)	1: 0:
		B5	C/A	1:DISCON 0:			B5	(7 ※)	1: 0:
		B6	C/B	1:DISCON 0:			B6	(7 ※)	1: 0:
		B7	(7 ※)	1: 0:			B7	(7 ※)	1: 0:
* F 4n • W 27	OBC	B0	CELL-A	1:ON 0:OFF	* F 4n+1 • W 27	OBC	B0	CELL-B	1:ON 0:OFF
		B1	〃	1:STOP 0:			B1	〃	1:STOP 0:
		B2	〃	1:RES 0:			B2	〃	1:RES 0:
		B3	BPU-A	1:1 BIT ERROR 0:			B3	BPU-B	1:1 BIT ERROR 0:
		B4	〃	1:2 BIT ERROR 0:			B4	〃	1:2 BIT ERROR 0:
		B5	↑	1:MSB 0:			B5	↑	1:MSB 0:
		B6	BPU-A MODE	1: 0:			B6	BPU-B MODE	1: 0:
		B7	↓	1:LSB 0:			B7	↓	1:LSB 0:

* 打上げモードを除く

表 2 テレメータフォーマット詳細 (7/11)

FW	機器	B	項 目	状態判別	FW	機器	B	項 目	状態判別
* F 4n+2 • W 27	OBC	B0	CELL-C	1:ON 0:OFF	* F 4n+3 • W 27	OBC	B0	(7 ｷ)	1: 0:
		B1	〃	1:STOP 0:			B1	(7 ｷ)	1: 0:
		B2	〃	1:RES 0:			B2	(7 ｷ)	1: 0:
		B3	BPU-C	1:1 BIT ERROR 0:			B3	(7 ｷ)	1: 0:
		B4	〃	1:2 BIT ERROR 0:			B4	(7 ｷ)	1: 0:
		B5	↑	1:MSB 0:			B5	(7 ｷ)	1: 0:
		B6	BPU-C MODE	1: 0:			B6	(7 ｷ)	1: 0:
		B7	↓	1:LSB 0:			B7	(7 ｷ)	1: 0:
* F 4n • W 28	OBC	B0	↑	1:MSB 0:	* F 4n+1 • W 28	OBC	B0	↑	1:MSB 0:
		B1		1: 0:			B1		1: 0:
		B2		1: 0:			B2		1: 0:
		B3	BPU-A DATA	1: 0:			B3	BPU-B DATA	1: 0:
		B4		1: 0:			B4		1: 0:
		B5		1: 0:			B5		1: 0:
		B6		1: 0:			B6		1: 0:
		B7	↓	1:LSB 0:			B7	↓	1:LSB 0:
* F 4n+2 • W 28	OBC	B0	↑	1:MSB 0:	* F 4n+3 • W 28	OBC	B0	(7 ｷ)	1: 0:
		B1		1: 0:			B1	(7 ｷ)	1: 0:
		B2		1: 0:			B2	(7 ｷ)	1: 0:
		B3	BPU-C DATA	1: 0:			B3	(7 ｷ)	1: 0:
		B4		1: 0:			B4	(7 ｷ)	1: 0:
		B5		1: 0:			B5	(7 ｷ)	1: 0:
		B6		1: 0:			B6	(7 ｷ)	1: 0:
		B7	↓	1:LSB 0:			B7	(7 ｷ)	1: 0:

* 打上げモードを除く

表 2 テレメータフォーマット詳細 (4/11)

FW	機器	B	項 目	状態判別	FW	機器	B	項 目	状態判別
F 4n • W 11	DPU	B0	BIT RATE	1:HI (8192bps) 0:	F 4n+1 • W 11	DPU	B0	↑	1:MSB 0:
		B1	〃	1:MED(2048bps) 0:			B1	1BIT ERROR COUNT	1: 0:
		B2	〃	1:LOW(256bps) 0:			B2		1: 0:
		B3	S-PCM データ	1:REAL 0:REPRO			B3	↓	1:LSB 0:
		B4	S-REALデータ	1:DPU 0:LO			B4	2 BIT ERROR	1:ERROR 0:NO
		B5	X-PCM データ	1:REAL 0:REPRO			B5	ERROR CORRECTION	1:ENABLE 0:DISABLE
		B6	X-REALデータ	1:DPU 0:OBC			B6	DATA RECORD	1:RECORD 0:
		B7	LO	1:SEPARATION 0:			B7	KM-M	1:SEPARATION 0:
F 4n+2 • W 11	DPU	B0	BC ENABLE	1:0(OP7フル) 0:	F 4n+3 • W 11	DPU SBR EPT- SA	B0	BC ENABLE	1:8(AOCP7フル) 0:
		B1	〃	1:1(OPデータ) 0:			B1	〃	1:9(AOCPプログラム) 0:
		B2	〃	1:2(OG7フル) 0:			B2	〃	1:A(OBC) 0:
		B3	〃	1:3(OGデータ) 0:			B3	〃	1:B(MDC) 0:
		B4	〃	1:4(SSC) 0:			B4	SBR-A SQ	1:ON 0:OFF
		B5	〃	1:5(SHCI) 0:			B5	SBR-B SQ	1:ON 0:OFF
		B6	〃	1:6(RCS 制御) 0:			B6	EPT-SA LO-CM 処理回路	1:ON 0:OFF
		B7	〃	1:7(AOCPマンド) 0:			B7	(?)	1: 0:
F 4n • W 12	DPU	B0	(?)	1: 0:	F 4n+1 • W 12	DPU	B0	↑	1:MSB 0:
		B1	↑	1:MSB 0:			B1		1: 0:
		B2		1: 0:			B2		1: 0:
		B3		1: 0:			B3		1: 0:
		B4	OG7フル	1: 0:			B4	OP TIME INTERVAL	1: 0:
		B5		1: 0:			B5		1: 0:
		B6		1: 0:			B6		1: 0:
		B7	↓	1:LSB 0:			B7	↓	1:LSB 0:

表 2 テレメータフォーマット詳細 (5/11)

FW	機器	B	項 目	状態判別	FW	機器	B	項 目	状態判別
F 4n+2 • W 1 2	DPU	B0	↑	1:MSB 0:	F 4n+3 • W 1 2	DPU	B0		1: 0:
		B1		1: 0:			B1	ERROR 7フレズ	1: 0:
		B2		1: 0:			B2	↓	1:LSB 0:
		B3	ERROR 7フレズ	1: 0:			B3	(7 *)	1: 0:
		B4		1: 0:			B4	↑ BC COUNT	1:MSB 0:
		B5		1: 0:			B5	↓	1:LSB 0:
		B6		1: 0:			B6	↑ OGE 7フレズ	1:MSB 0:
		B7		1: 0:			B7	↓	1:LSB 0:
* F • W 2 4	PCU	B0	↑	1:MSB 0:	* F • W 2 5	ONS CSS TMS TMX	B0	ONS	1:OPERATION 0:STBY2
		B1		1: 0:			B1	〃	1:STBY2 0:STBY1
		B2		1: 0:			B2	〃	1:ON 0:OFF
		B3	C/D カウンタ データ	1: 0:			B3	CSS	1:SW-A ON 0:SW-B ON
		B4		1: 0:			B4	(7 *)	1: 0:
		B5		1: 0:			B5	(7 *)	1: 0:
		B6		1: 0:			B6	TMS COH モード	1:COHERENT 0:NON-COHERENT
		B7	↓	1:LSB 0:			B7	TMX COH モード	1:COHERENT 0:NON-COHERENT
* F • W 3 0	MDC	B0	(7 *)	1: 0:	* F • W 3 1	MDC	B0	TEMPERATURE OUT OF RANGE	1:ALARM 0:OK
		B1	(7 *)	1: 0:			B1	HIGH VOLTAGE OUT OF RANGE	1:ALARM 0:OK
		B2	(7 *)	1: 0:			B2	(7 *)	1: 0:
		B3	(7 *)	1: 0:			B3	↑	1:MSB 0:
		B4	(7 *)	1: 0:			B4		1: 0:
		B5	(7 *)	1: 0:			B5	IMPACT COUNT	1: 0:
		B6	MDC HV	1:ON 0:OFF			B6		1: 0:
		B7	MDC	1:ON 0:OFF			B7	↓	1:LSB 0:

* 打上げモードを除く

表 2 テレメータフォーマット詳細 (6/11)

FW	機器	B	項 目	状態判別	FW	機器	B	項 目	状態判別
* F 4n • W 26	OBC	B0	OBC	1:ON 0:OFF	* F 4n+1 • W 26	OBC	B0	I/F	1:STOP 0:
		B1	↑	1:MSB 0:			B1	↑	1:MSB 0:
		B2	OUT MODE	1: 0:			B2	SELECTOR MODE	1: 0:
		B3	↓	1:LSB 0:			B3	↓	1:LSB 0:
		B4	BPU-A	1:FAULT 0:			B4	BPU-B	1:FAULT 0:
		B5	A/B	1:DISCON 0:			B5	B/C	1:DISCON 0:
		B6	A/C	1:DISCON 0:			B6	B/A	1:DISCON 0:
		B7	(7 ※)	1: 0:			B7	(7 ※)	1: 0:
* F 4n+2 • W 26	OBC	B0	A	1:DISAGR 0:	* F 4n+3 • W 26	OBC	B0	(7 ※)	1: 0:
		B1	B	1:DISAGR 0:			B1	(7 ※)	1: 0:
		B2	C	1:DISAGR 0:			B2	(7 ※)	1: 0:
		B3	(7 ※)	1: 0:			B3	(7 ※)	1: 0:
		B4	BPU-C	1:FAULT 0:			B4	(7 ※)	1: 0:
		B5	C/A	1:DISCON 0:			B5	(7 ※)	1: 0:
		B6	C/B	1:DISCON 0:			B6	(7 ※)	1: 0:
		B7	(7 ※)	1: 0:			B7	(7 ※)	1: 0:
* F 4n • W 27	OBC	B0	CELL-A	1:ON 0:OFF	* F 4n+1 • W 27	OBC	B0	CELL-B	1:ON 0:OFF
		B1	〃	1:STOP 0:			B1	〃	1:STOP 0:
		B2	〃	1:RES 0:			B2	〃	1:RES 0:
		B3	BPU-A	1:1 BIT ERROR 0:			B3	BPU-B	1:1 BIT ERROR 0:
		B4	〃	1:2 BIT ERROR 0:			B4	〃	1:2 BIT ERROR 0:
		B5	↑	1:MSB 0:			B5	↑	1:MSB 0:
		B6	BPU-A MODE	1: 0:			B6	BPU-B MODE	1: 0:
		B7	↓	1:LSB 0:			B7	↓	1:LSB 0:

* 打上げモードを除く

表 2 テレメータフォーマット詳細 (7/11)

FW	機器	B	項 目	状態判別	FW	機器	B	項 目	状態判別
* F 4n+2 • W 2 7	OBC	B0	CELL-C	1:ON 0:OFF	* F 4n+3 • W 2 7	OBC	B0	(7 *)	1: 0:
		B1	〃	1:STOP 0:			B1	(7 *)	1: 0:
		B2	〃	1:RES 0:			B2	(7 *)	1: 0:
		B3	BPU-C	1:1 BIT ERROR 0:			B3	(7 *)	1: 0:
		B4	〃	1:2 BIT ERROR 0:			B4	(7 *)	1: 0:
		B5	↑	1:MSB 0:			B5	(7 *)	1: 0:
		B6	BPU-C MODE	1: 0:			B6	(7 *)	1: 0:
		B7	↓	1:LSB 0:			B7	(7 *)	1: 0:
* F 4 n • W 2 8	OBC	B0	↑	1:MSB 0:	* F 4n+1 • W 2 8	OBC	B0	↑	1:MSB 0:
		B1		1: 0:			B1		1: 0:
		B2		1: 0:			B2		1: 0:
		B3	BPU-A DATA	1: 0:			B3	BPU-B DATA	1: 0:
		B4		1: 0:			B4		1: 0:
		B5		1: 0:			B5		1: 0:
		B6		1: 0:			B6		1: 0:
		B7	↓	1:LSB 0:			B7	↓	1:LSB 0:
* F 4n+2 • W 2 8	OBC	B0	↑	1:MSB 0:	* F 4n+3 • W 2 8	OBC	B0	(7 *)	1: 0:
		B1		1: 0:			B1	(7 *)	1: 0:
		B2		1: 0:			B2	(7 *)	1: 0:
		B3	BPU-C DATA	1: 0:			B3	(7 *)	1: 0:
		B4		1: 0:			B4	(7 *)	1: 0:
		B5		1: 0:			B5	(7 *)	1: 0:
		B6		1: 0:			B6	(7 *)	1: 0:
		B7	↓	1:LSB 0:			B7	(7 *)	1: 0:

* 打上げモードを除く

2.4.2 コマンドデコーダ (CMD)

井上 (浩)、NEC

1) 概 要

MUSES-Aに搭載するコマンドデコーダは、「あけぼの」(EXOS-D)に搭載したコマンドデコーダと、ほぼ同様の機能を有している。

2) 機 能

コマンドデコーダは、大きく分けてコマンド復調器と、コマンドデータデコーダから構成されている。コマンド復調器は、Sバンド受信機からのコマンドベースバンド信号を復調する。コマンドデータデコーダは、復調されたデータの復号を行い、結果をデータ処理装置(DPU)に出力する。以下図2.4.2-1に示すブロック図に従って動作を説明する。

コマンド復調器

サブキャリア同期回路は、コマンドベースバンド信号の中から8000Hzのサブキャリアを検出し、サブキャリア再生/復調を行う。

ビット同期回路は、サブキャリア復調された信号の中からビットタイミングを再生し、データの検出を行う。

ロック検出回路は、コマンドベースバンド信号が、入力されることにより、上記2つの同期回路が動作していることを検出する。ロック検出回路が動作すると、コマンドデータデコーダが動作可能になる。

コマンドデータデコーダ

コマンド復調器から出力されるデータとクロック(再生ビットタイミング)、イネーブル(ロックステータス)により動作する。

PN符号化されたコマンドデータは、この回路で復号され、結果をデータ処理装置に出力する。

3) 性 能

コマンドデコーダの主な性能を表2.4.2-1に示す。

表2.4.2-1

コマンドデコーダの主要性能

	項 目	性 能
電 気 的 性 能	入力信号形式	PCM(PN)-Biφ-PSK
	入力信号レベル	1Vrms±2dB
	サブキャリア周波数	8000Hz
	ビットレート	1000BPS
	コマンドフォーマット	PLANET-Aに準じる。
	出 力	コマンドデータ 10bit WRITE 1 bit LOCK ON/OFF 1 bit
	消費電力	2.2 W
機 械 的 性 能	外観	図2.4.2-2 に示す。
	重量	1.270 kg

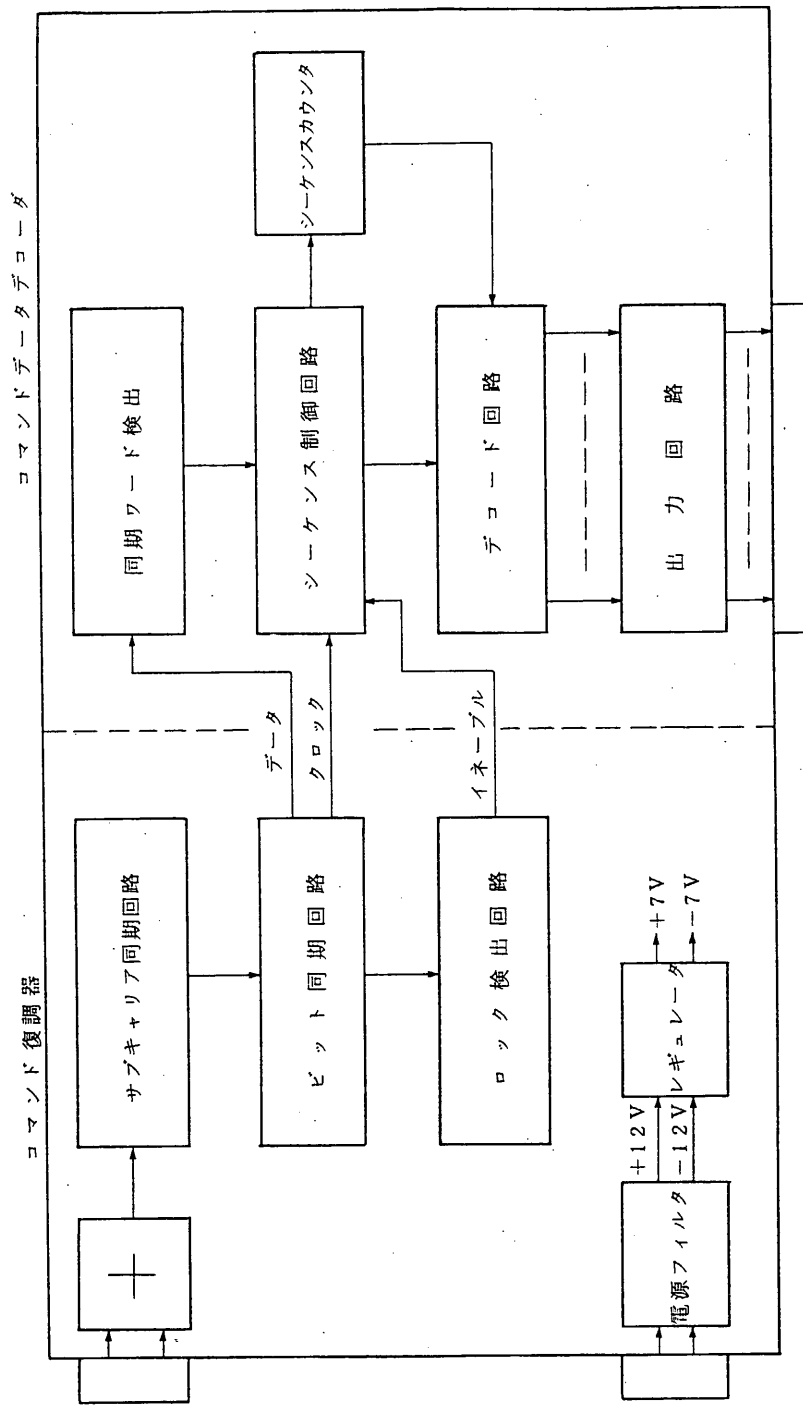


図2.4.2-1 コマンドデコーダブロック図

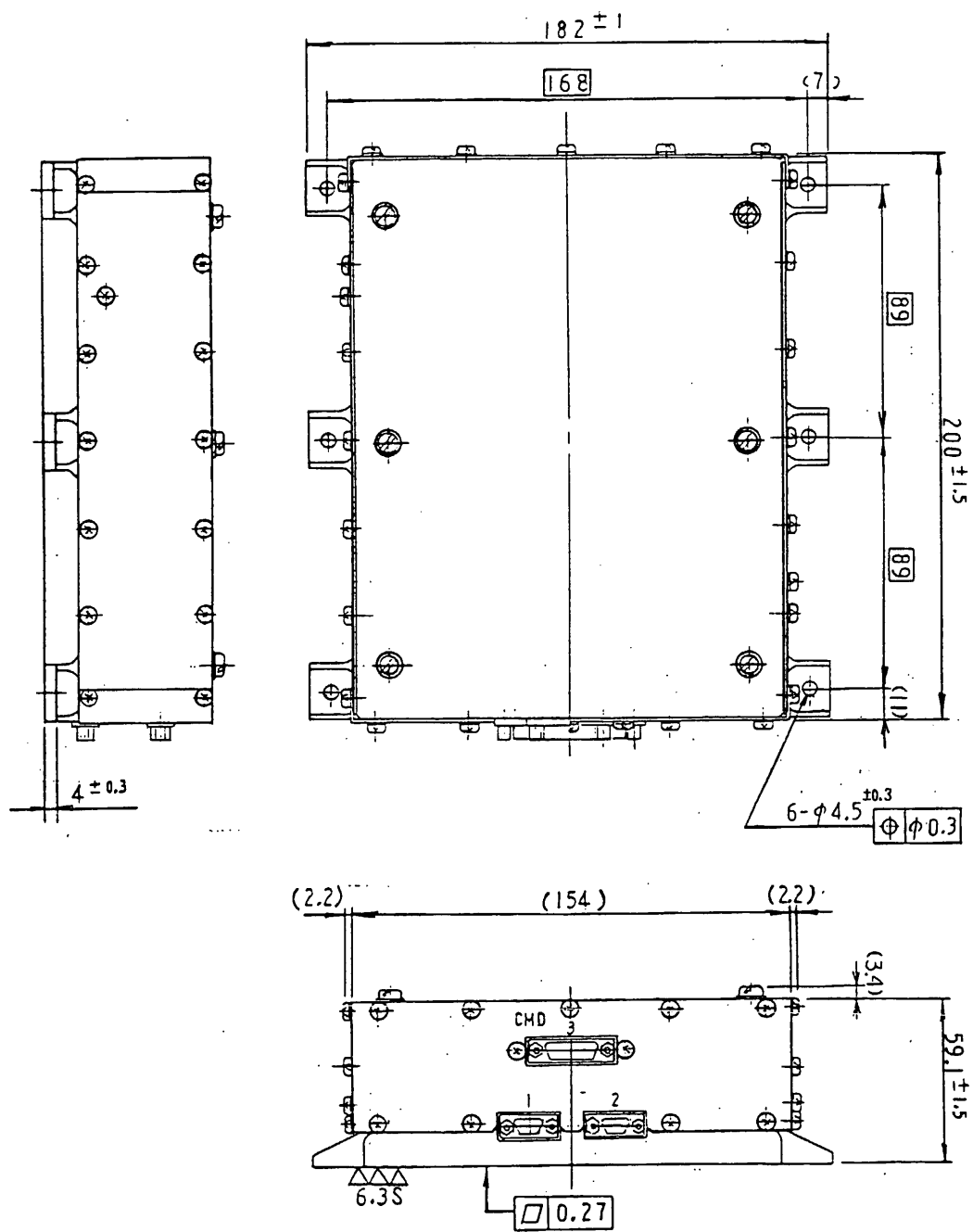


図2.4.2-2 コマンドデコーダ外觀図

2.4.3 データ処理装置 (DPU)

中谷、加藤、NEC

1. 概要

本装置はMUSES-Aの総合管制としての機能を持ち、テレメトリの編集・コーディング、コマンド制御、衛星の自動管制等の動作を行なう機器である。

2. 主要機能

本装置の主要機能は以下に述べるとおりである。

- 1) 地上から送られてくるリアルタイム・コマンドを解読し、それを所定のタイミングと周期をもったデジタル・パルス列に変換した後、指定されたサブシステムに転送する。
- 2) 衛星内の各サブシステムから、観測データおよびハウス・キーピング・データを収集し、それらを所定のフォーマットのテレメトリ・データに編集する。
- 3) 2)で述べたテレメトリ・データをPCM信号に変換し、さらに各種の符号化を施した後、Xバンド、およびSバンド送信機に送出する。具体的には、超遠距離通信に適した誤り訂正符号化(Viterbi Decoding AlgorithmによるConvolutional Coding)の機能、Bi ϕ -L、BPSKの信号変換機能を有する。
- 4) DPUの収集するデータの他に、オンボード・コンピュータ、およびルナ・オービタ内のデータ・プロセッシング・ユニット(L0-DPU)からのデータを要求に応じて切換え、これをXバンド送信機およびSバンド送信機に送り出す、信号入出力の選択機能を有する。

- 5) C-MOS RAMを用いたデータ・レコーダ(DR/1Mbit)とその制御機能を内蔵し、非可視領域のデータを蓄積し、可視領域でこれらのデータを再生して送出する機能を有する。
- 6) 地上から送られるリアルタイム・コマンドとは別に、DPU内の主記憶に格納されたプログラムド・コマンドに基づいて各サブシステムにコマンド/データを送出する、自動管制機能を有する。

3. 動作

DPUの概略機能ブロック図を図-1に示す。DPUは大別すると Command Data Processor(CDP)、Autonomous Control Processor(ACP)、および Flight Data Processor(FDP)の各モジュールと各種インターフェースから構成される。

以下、各ブロックの動作について述べる。

(1) CDP

CDPはコマンドコードを解読し、Discrete Command(DC)/Block Command(BC)を発生することによってDPU自身の制御を行なうとともに、各コンポーネントへの分配を行なう。

CDPで処理するコマンドには、CMDから入力されるリアルタイムコマンドの他に、RD回線より入力される高速書き込み用コマンド、ACPで生成するOrganized Command(OG)コマンドの合計3系統のコマンドがある。これらのコマンドコードはCI-BUS(Command Input Bus)へ入力され、ACT信号によりCDPを起動する。CDPは各系統のコマンドのクロストークが起こらないようハンドシェイクを行ないながら所定のタイミング信号を発生し、CO-BUS(Command Output Bus)へコマンドを出力する。

(2) ACP

ACPは、Operation Program(OP)による自動管制を行なうモジュールであり、ハードウェアロジックで構成される。

ACPのプログラムはBCにより書き込まれ、メモリチェックモードによってベリファイされた後、OP STARTコマンドにより起動される。ACPからCDPへ送出されたコマンドコードは、CDPによって所定のタイミングを付加された後に各サブシステムへ送出される。

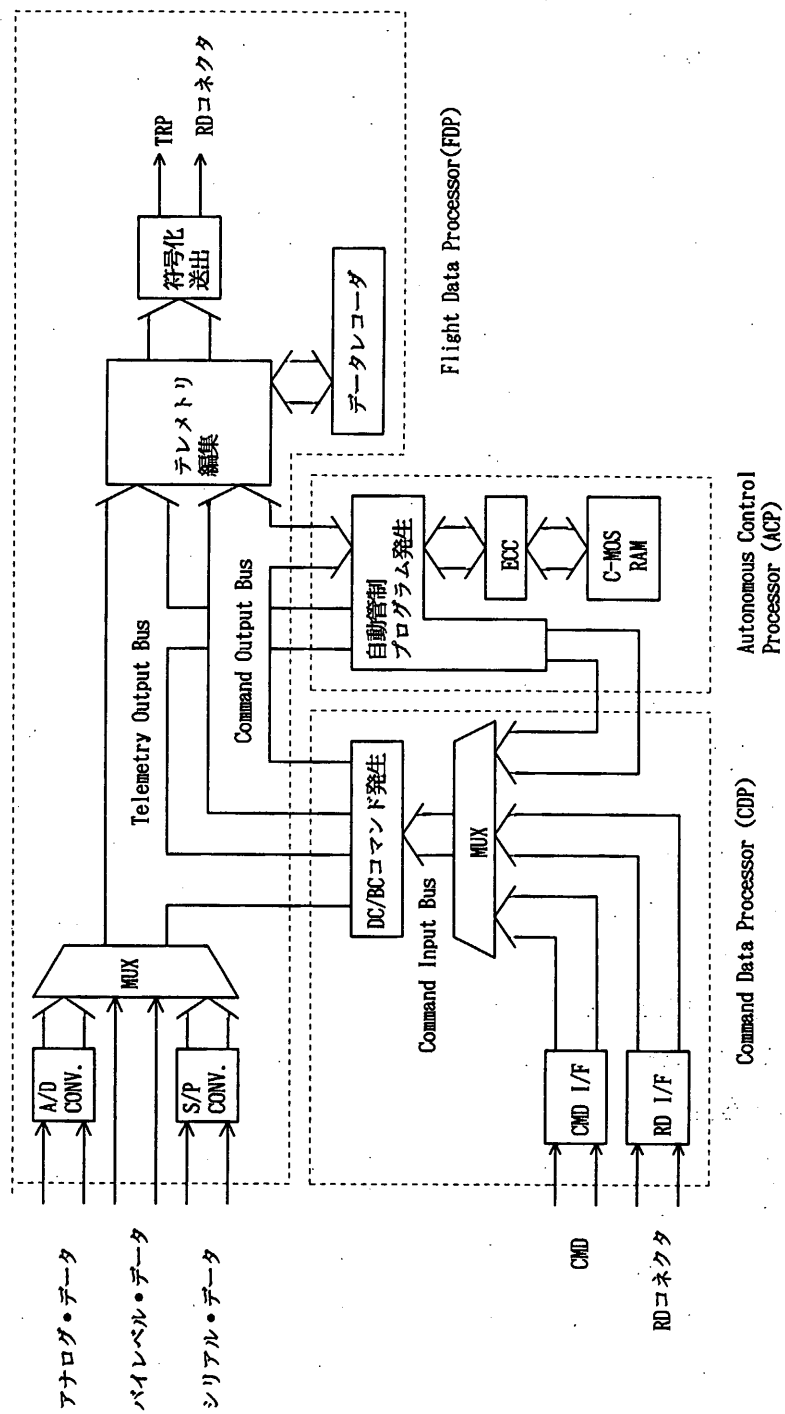


図-1 DPU概略ブロック図

OPは128項目の Control Element(CE)で構成され、各々のCEはOGのアドレス指定、および実行時間間隔の指定を行なっている。OP STARTコマンドによりOPが起動されると、CEの解読、CDPへのOGの送出、時間間隔制御、OP終了条件のチェックなどが行なわれる。

ACPでは誤動作防止と故障検出のために、RAMに対して1bit誤り訂正/2bit誤り検出の可能な Single Error Correct - Double Error Detect(SEC-DED)符号を適用し、さらにこの機能をゲートアレイ化することによって小型化、低消費電力化、高信頼度化を図っている。

(3) FDP

FDPは各テレメトリフォーマットに応じて各コンポーネントの動作状態を示すステータス、観測機器のデータなどの編集を行ない、符号化処理を施した後にTMS/TMXに出力する。

編集されたテレメトリデータは、Real PCM/Reproduce PCMのそれぞれに対してPCM CODERでNRZ-Sに変換された後、Medium RateおよびLow Rateの場合にはPCM誤り訂正符号化を行なう。High Rateでは誤り訂正符号化は行なわない。

符号化処理はViterbi Decoding Algorithmによる拘束長 $K=7$ 、符号化率 $R=1/2$ の Convolutional Codeを適用している。地上での復調時に、データに対して 180° の Phase Ambiguity が存在するので Convolutional Encoding に先行して Differential Encodingが必要となるが、テレメトリ・フォーマットの構成上"0"の発生頻度が高いため、"0"データで Bit Transition が行なわれるNRZ-Sを使用している。

Code Generatorは $G1=133oct$ (First Symbol)、 $G2=171oct$ を使用している。MUSES-Aでは、このCodingには従来同様NASA-JPL方式を採用している。これを図-2に示す。

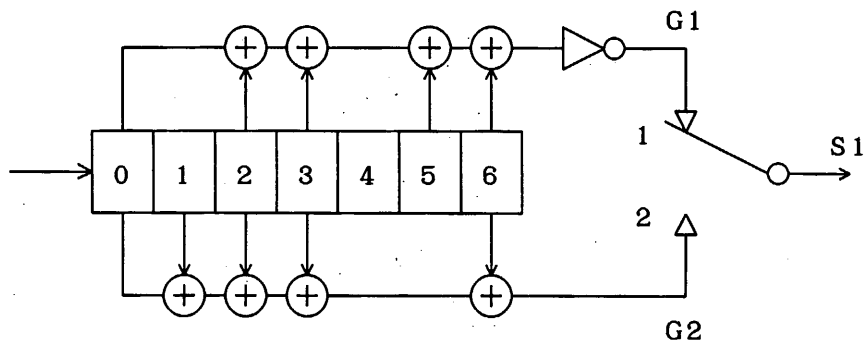
符号化されたPCM信号にはMedium Rateでは $Bi\phi-L$ 化し、Low RateではPSK変調を施した後、TMS/TMXへ送出する。

ビットレートの切換えは4nフレームで行なう。従って、ビットレートの切換えのコマンドが送出された場合には、次の4nフレームでビットレートが切り換わる。

フォーマットの切換えは16nフレームで行なう。従って、フォーマットの切換えのコマンドが送出された場合には、次の16nフレームでフォーマットが切り換わる。

図-3にMUSES-A DPU テレメトリ系統図を示す。


NASA-JPL



G1=1011011 (133 oct)


G2=1111001 (171 oct)


NOTES:

1.  = Single bit delay

2. For every input bit, two symbols are generated by completion of a cycle for S1: Position 1, Position 2.

3. S1 is in the position shown (1) for the first symbol associated with an incoming bit.

4.  = Modulo-2 adder.

5.  = inverter.

6. Connection vector pairs are identical.

図-2 畳み込み符号化のブロック図

4. 性能

表-1にDPUの主要諸元、図-4にDPUの外観図を示す。

表-1 MUSES-A(FM) DPU主要諸元

項 目	諸 元
1) PCMデータフォーマット	8種類
2) PCMデータ ワード長 フレーム長 メジャーフレーム長	8bits/word 128words/frame 256frames/major frame
3) PCMデータレート	8192bps/2048bps/256bps(real time) " (reproduce)
4) PCM方式	High Rate: NRZ-L/NRZ-S/BiΦ Medium Rate: NRZ-L/NRZ-S/Convol ENC/BiΦ Low Rate: NRZ-L/NRZ-S/Convol ENC/PSK * Convolutional Encoder: K=7, R=1/2 Code Generator 133oct, 171oct.
5) A/D変換 入力電圧 入力インピーダンス 量子化 変換時間 変換精度	0~+5.1V 200kΩ以上 8bit 25μsec ±0.8% フルスケール
6) Discreteコマンド(DC)項目数	最大224項目
7) Blockコマンド(BC)項目数	各機器とも8bit/項目×必要回数
8) 自動管制プログラムマント	(Discreteコマンド項目数+Blockコマンド項目数)の種類
9) Organizedコマンド(OG)	40GE(OG Element)/OG 250msec間隔で出力
10) Operation Program(OP)	128CE(Control Element) 最小実行時間間隔32sec
11) 自動管制時間	32秒×N×128項目 N: 1~255 max 12日2時間8分 管制時間は各モードに応じて計算する
12) データレコーダ	C-MOS RAM 1M bits
13) 消費電力	0.56W(ノミナル)
14) 外形	270(W)×270(D)×170(H) (mm)
15) 重量	5.4kg

第3章 環境計測装置

3.1 ハウス・キーピング (HK)

河端、松下通信

1. はじめに

人工衛星は宇宙空間の中で太陽の当たる面と陰の部分では温度差があり、また搭載機器の発熱などにより温度の分布が変化してくる。

衛星各部の温度を測定する事は、各部の動作状態を知る事ばかりでなく、熱設計等にフィードバックされ、より正確な設計を行う為の貴重なデータを提供する事になる。

衛星各機器の電源は太陽電池により発電されて一部蓄電池に蓄えられるとともに、レギュレータにより安定化されて各機器に供給されている。この電源の動作・状態を監視する事は衛星を運用する上においても最も重要な事であり、観測器においても高圧電源の電圧や観測などの状態等をモニタする事が観測データの解析上必要になってくる。

これらの温度、電圧等をモニタする事が衛星環境装置 (HK) の目的である。

HKのチャンネル数は温度82点、電源系12点、測定系を補正する為の校正電圧2点の計96チャンネルである。

温度の測定は白金温度センサを用い、定電流をセンサに供給して、温度変化による抵抗値の変化を電圧の変化として取り出している。

電源は電圧として入力している。

HKはATT (アッテネータ) 部、切り替え走査部、デコーダ部、増幅部および定電圧部より構成され、信号はATT部で減衰し各入力レベルを合わせる。デコーダ部でDPからのコントロールパルス7bitを受けHK内部のコントロールパルスを作っている。切り換え走査部ではデコーダ部からのコントロールパルスでFETを用いたアナログスイッチを順次切り換えて96項目の並列データを直接データに変換している。増幅部ではこのデータにそれぞれの項目にあったバイアスをを加えて所定のレベルまで増幅しDPに送り出している。定電圧部では温度センサ用の電源およびバイアス用の基準になる安定化した電源を作っている。

2. 構成

構成を表2.1に示す。

表2.1 構成表

区 分	品 名	数 量	備 考
本体	HK	1	
検出器	温度センサ	82	白金センサ
	電圧センサ	12	精密抵抗

ブロック図を図1に示す。

3. 性能

3. 1 電気的性能

3. 1. 1 電圧測定系

- (1) 測定範囲 : 測定項目表参照
- (2) 測定方法 : 抵抗分割
- (3) 出力電圧精度 : $0V \pm 0.06V (23^{\circ}C)$
 $5V \pm 0.09V (23^{\circ}C)$
- (4) 検出器 : MFM10K Ω
MFM100K Ω
MFM300K Ω
MFM500K Ω

3. 1. 2 温度測定系

- (1) 測定範囲 : 測定項目表参照
- (2) 測定方法 : 白金温度センサ
- (3) 検出器 : 白金センサ ($50\Omega \pm 1\%$)
- (4) 検出器感度 : TL $0.33mV \pm 1\%/^{\circ}C$
TH $0.15mV \pm 1\%/^{\circ}C$
- (5) 出力電圧精度 : $0V \pm 0.06V (23^{\circ}C)$
 $5V \pm 0.09V (23^{\circ}C)$

3. 1. 3 総合

- (1) 周波数特性 : DC~200Hz
- (2) 出力電圧温度ドリフト : $\pm 30mV (-30 \sim +60^{\circ}C)$
- (3) 出力電圧経時ドリフト : $\pm 10mV (100Hランニング)$
- (4) 出力インピーダンス : 100 Ω 以下
- (5) コントロールパルス受け : CMOS
- (6) 出力立ち上がり時間遅れ : 100 μsec 以下
- (7) コマンドパルス受け : CMOS
- (8) 校正電圧 : CAL1 $+0.5V \pm 3\% (-30 \sim +60^{\circ}C)$
CAL2 $+2.5V \pm 3\% (-30 \sim +60^{\circ}C)$
- (9) 入力電圧, 消費電流 : +12V, 20mA
-12V, 20mA
+5V, 160mA
- (10) コマンド項目 : HK-ON (XC-Y0)
HK-OFF (XC-Y1)
- (11) アンサ信号 : HK-ON (F4n+2, W10)
HK-OFF (F4n+2, W10)

3. 2 機械的性能

- (1) 外形寸法
 - 本体 : $185 \pm 2 \times 148 \pm 2 \times 109 \pm 2 (mm)$
 - 温度センサ : $30 \times 10 (mm)$
- (2) 重量
 - 本体 : $1.6Kg \pm 10\%$
 - 温度センサ : 0.1g
- (3) ケース材質 : A5052P
- (4) ケース表面処理 : 黒色塗装

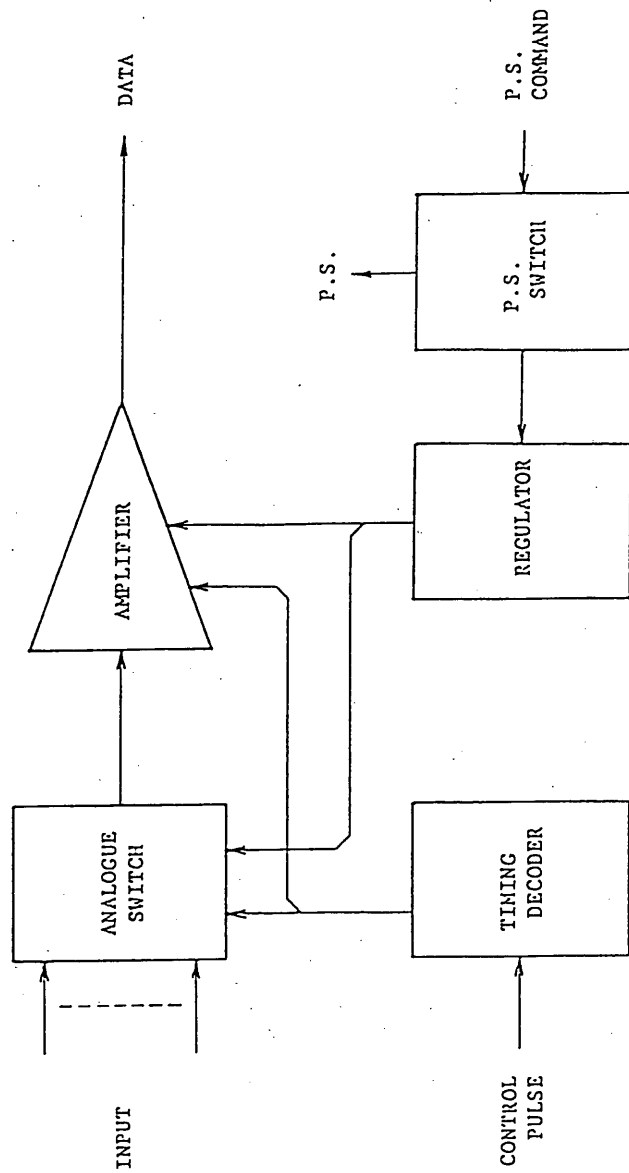


図1. HKブロック図

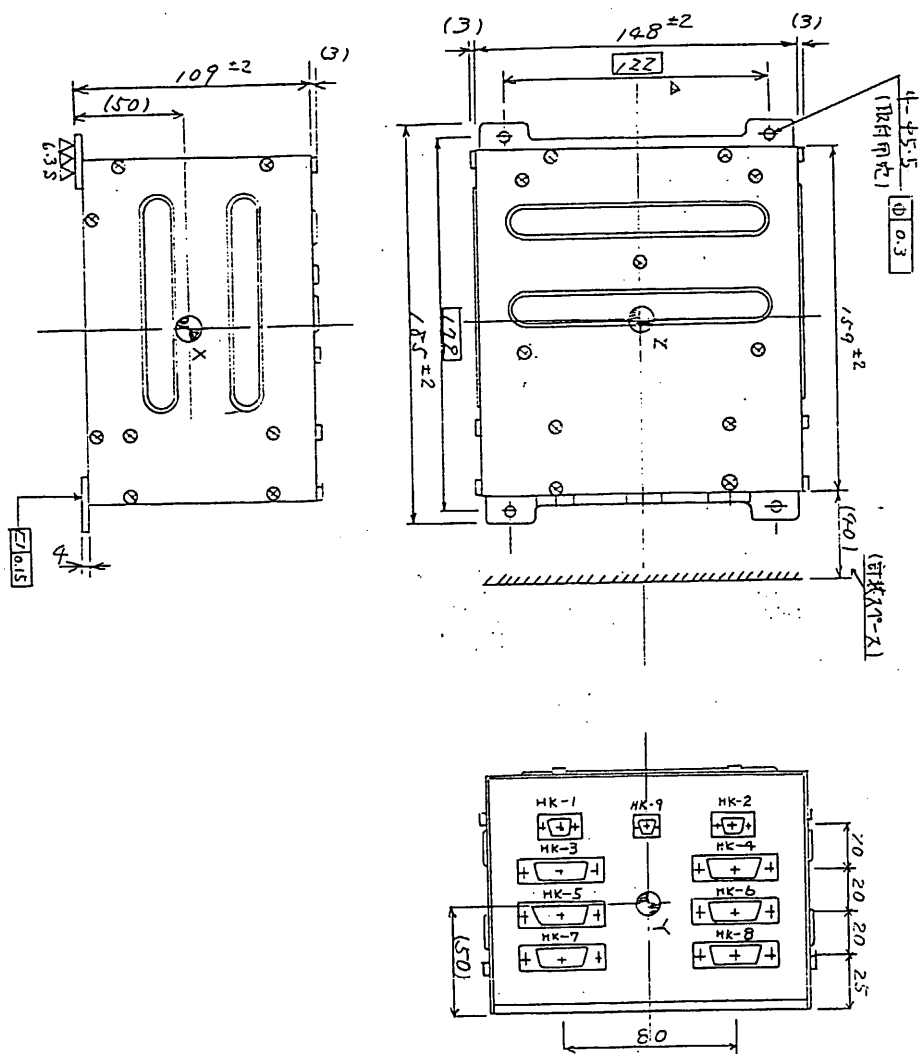


图2. HK外觀圖

HK項目（1／5）

F	W	略号	測定項目	測定レンジ	計算式
32n	8	BATV	B A T 電圧	0 ～ + 3 0 V	0.125X-0.85
32n+ 1	8	BATI	B A T 電流	- 7 ～ + 5 A	0.0403X-5.038
32n+ 2	8	SCPI	S C P 電流	0 ～ + 7 A	0.0367X
32n+ 3	8	LODI	B U S 負荷電流	0 ～ + 7 A	0.0367X
32n+ 4	8	BUSV	B U S 電圧	0 ～ + 3 5 V	0.1438X-0.30
32n+ 5	8	+29V	+ 2 9 V 系電圧	0 ～ + 3 5 V	0.1438X-0.33
32n+ 6	8	+12V	+ 1 2 V 系電圧	0 ～ + 1 5 V	0.06X+0.05
32n+ 7	8	+5V	+ 5 V 系電圧	0 ～ + 7 . 5 V	0.03X+0.05
32n+ 8	8	-12V	- 1 2 V 系電圧	0 ～ - 1 5 V	-0.06X
32n+ 9	8	+15V	+ 1 5 V 系電圧	0 ～ + 2 0 V	0.08X
32n+10	8	TNKPRS	R C S タンク圧力	0 ～ 2 5 kg/cm ²	0.08421X+0.07
32n+11	8	SHCI-H	S H C I センサヘッド温度	-50～+70℃	*1
32n+12	8		アキ		
32n+13	8	LO-SEP	オービタ分離部温度	-135～+135℃	1.1563X-137.0
32n+14	8	SHNT	S H N T 温度	-135～+135℃	1.1563X-147.5
32n+15	8	KM-TS5	K M - T S - T 5 温度	-135～+135℃	1.1563X-137.0
32n+16	8	SCP1	S C P (1) 温度	-135～+135℃	1.1563X-145.5
32n+17	8	SCP2	S C P (2) 温度	-135～+135℃	1.1563X-147.0
32n+18	8	SCP3	S C P (3) 温度	-135～+135℃	1.1563X-145.0
32n+19	8	SCP4	S C P (4) 温度	-135～+135℃	1.1563X-143.0
32n+20	8	THB-T1	R C S ｽｽﾞﾀﾞT1ﾊﾞｯﾄﾞ温度	+20～+1000℃	4.1686X+11.0
32n+21	8	THB-T2	R C S ｽｽﾞﾀﾞT2ﾊﾞｯﾄﾞ温度	+20～+1000℃	4.1686X+11.0
32n+22	8	THB-T3	R C S ｽｽﾞﾀﾞT3ﾊﾞｯﾄﾞ温度	+20～+1000℃	4.1686X+11.0

HK項目（2／5）

F	W	略号	測定項目	測定レンジ	計算式
32n+23	8	THB-T4	R C S ｽｽﾞﾀT4ﾊﾞｯﾄﾞ温度	+20～+1000℃	4.1686X+11.0
32n+24	8	THB-A1	R C S ｽｽﾞﾀA1ﾊﾞｯﾄﾞ温度	+20～+1000℃	4.1686X+11.0
32n+25	8	THB-A2	R C S ｽｽﾞﾀA2ﾊﾞｯﾄﾞ温度	+20～+1000℃	4.1686X+11.0
32n+26	8	THB-A3	R C S ｽｽﾞﾀA3ﾊﾞｯﾄﾞ温度	+20～+1000℃	4.1686X+11.0
32n+27	8	THB-A4	R C S ｽｽﾞﾀA4ﾊﾞｯﾄﾞ温度	+20～+1000℃	4.1686X+11.0
32n+28	8	THB-R1	R C S ｽｽﾞﾀR1ﾊﾞｯﾄﾞ温度	+20～+1000℃	4.1686X+11.0
32n+29	8	THB-R2	R C S ｽｽﾞﾀR2ﾊﾞｯﾄﾞ温度	+20～+1000℃	4.1686X+11.0
32n+30	8	THB-R3	R C S ｽｽﾞﾀR3ﾊﾞｯﾄﾞ温度	+20～+1000℃	4.1686X+11.0
32n+31	8	THB-R4	R C S ｽｽﾞﾀR4ﾊﾞｯﾄﾞ温度	+20～+1000℃	4.1686X+11.0
64n	9	CAL1	H K C A L 1		
64n+ 1	9	CAL2	H K C A L 2		
64n+ 2	9	CNV	C N V 温度	-40～+70℃	0.5478X-65.0
64n+ 3	9	SBR-A	S B R - A 温度	-40～+70℃	0.5478X-55.5
64n+ 4	9	SBR-B	S B R - B 温度	-40～+70℃	0.5478X-55.5
64n+ 5	9	TMS	T M S 温度	-40～+70℃	0.5478X-55.0
64n+ 6	9	TMX	T M X 温度	-40～+70℃	0.5478X-55.0
64n+ 7	9	DPU	D P U 温度	-40～+70℃	0.5478X-63.5
64n+ 8	9	SSC	S S C 温度	-50～+70℃	0.5478X-56.5
64n+ 9	9	SHCI-S	S H C I - S 取付金具温度	-40～+70℃	0.5478X-52.5
64n+10	9	BAT-P	B A T パネル温度	-40～+70℃	0.5478X-67.5
64n+11	9	MDC	M D C 温度	-40～+70℃	0.5478X-52.5
64n+12	9	BAT-CL	B A T セル温度	-50～+60℃	0.5478X-76.0

HK項目 (3/5)

F	W	略号	測定項目	測定レンジ	計算式
64n+13	9	BAT-CS	BATケース温度	-50～+60℃	0.5478X-74.5
64n+14	9		アキ		
64n+15	9	ONS-E	ONS-E温度	-40～+70℃	0.5478X-62.0
64n+16	9	ONS-S	ONS-S温度	-40～+70℃	0.5478X-53.5
64n+17	9	ND	ND温度	-40～+70℃	0.5478X-68.5
64n+18	9		アキ		
64n+19	9		アキ		
64n+20	9	TNK-A	RCSタンクA温度	-40～+70℃	0.6386X-44.0
64n+21	9	TNK-B	RCSタンクB温度	-40～+70℃	0.6386X-44.0
64n+22	9	PIP-A	RCSパイプA温度	-40～+70℃	0.5478X-51.5
64n+23	9	PIP-B	RCSパイプB温度	-40～+70℃	0.5478X-53.0
64n+24	9	PIP-C	RCSパイプC温度	-40～+70℃	0.5478X-53.5
64n+25	9	PIP-CT	RCSパイプ中間温度	-40～+70℃	0.5478X-54.0
64n+26	9	LAV-A	RCSラッチングバルブA温度	-40～+70℃	0.5478X-52.5
64n+27	9	LAV-B	RCSラッチングバルブB温度	-40～+70℃	0.5478X-55.5
64n+28	9	LAV-C	RCSラッチングバルブC温度	-40～+70℃	0.5478X-55.0
64n+29	9	LAV-D	RCSラッチングバルブD温度	-40～+70℃	0.5478X-52.5
64n+30	9	THV-R1	RCSR1推薬弁温度	-50～+150℃	1.1911X-76.5
64n+31	9	THV-A2	RCSA2推薬弁温度	-50～+150℃	1.1911X-77.5
64n+32	9	THV-A3	RCSA3推薬弁温度	-50～+150℃	1.1911X-80.0
64n+33	9	THV-R4	RCSR4推薬弁温度	-50～+150℃	1.1911X-80.0
64n+34	9	MODA-C	RCSモジュールA加温温度	-135～+135℃	1.1563X-132.5
64n+35	9	MODB-C	RCSモジュールB加温温度	-135～+135℃	1.1563X-130.5

HK項目(4/5)

F	W	略号	測定項目	測定レンジ	計算式
64n+36	9	MODA-B	RCS ^{センサ} -A取付部温度	-135～+135℃	1.1563X-131.5
64n+37	9	MODB-B	RCS ^{センサ} -B取付部温度	-135～+135℃	1.1563X-130.5
64n+38	9	TUBE	スラストチューブ温度	-135～+135℃	1.1563X-142.0
64n+39	9	PAF	PAFリング温度	-135～+135℃	1.1563X-145.5
64n+40	9	STLG-P	SHNT/LGA ^{ハット} 温度	-135～+135℃	1.1563X-137.0
64n+41	9	SHNT-P	SHNTパネル温度	-135～+135℃	1.1563X-142.0
64n+42	9	CENT-P	センターパネル温度	-135～+135℃	1.1563X-138.5
64n+43	9	AOCE-C	支柱上部温度	-135～+135℃	1.1563X-138.5
64n+44	9	SSC-P	SSCプレート温度	-135～+135℃	1.1563X-144.0
64n+45	9	PNL-S	パネルサポート温度	-135～+135℃	1.1563X-153.5
64n+46	9	LOW-P	下部パネル温度	-135～+135℃	1.1563X-142.0
64n+47	9	MODA-S	RCS ^{センサ} -A取付台温度	-135～+135℃	1.1563X-136.0
64n+48	9	MODB-S	RCS ^{センサ} -B取付台温度	-135～+135℃	1.1563X-149.0
64n+49	9	MODA-P	RCS ^{センサ} -A取付板温度	-135～+135℃	1.1563X-137.0
64n+50	9	MODB-P	RCS ^{センサ} -B取付板温度	-135～+135℃	1.1563X-149.0
64n+51	9	MODC-P	RCS ^{センサ} -C取付板温度	-135～+135℃	1.1563X-143.0
64n+52	9	MODD-P	RCS ^{センサ} -D取付板温度	-135～+135℃	1.1563X-150.0
64n+53	9	KM-L	KM-L温度	-40～+70℃	0.5478X-62.0
64n+54	9	PFM-1	ブラットフォーム1温度	-40～+70℃	0.5478X-61.0
64n+55	9	PFM-2	ブラットフォーム2温度	-40～+70℃	0.5478X-63.0
64n+56	9	PFM-3	ブラットフォーム3温度	-40～+70℃	0.5478X-64.5
64n+57	9	PFM-4	ブラットフォーム4温度	-40～+70℃	0.5478X-68.5
64n+58	9	PFM-5	ブラットフォーム5温度	-40～+70℃	0.5478X-67.5

HK項目（5／5）

F	W	略号	測定項目	測定レンジ	計算式
64n+59	9	PFM-6	ブラットフォーム6温度	-40～+70℃	$0.5478X-71.5$
64n+60	9	PFM-7	ブラットフォーム7温度	-40～+70℃	$0.5478X-69.0$
64n+61	9	PFM-8	ブラットフォーム8温度	-40～+70℃	$0.5478X-68.0$
64n+62	9	PFM-9	ブラットフォーム9温度	-40～+70℃	$0.5478X-63.0$
64n+63	9	PFM-10	ブラットフォーム10温度	-40～+70℃	$0.5478X-66.0$

$$*1: T = (3700.48 / (101847 - \ln((1/R) - 1.55 \times 10^{-4}))) - 273.15$$

$$R = (R1 \times R2) / (R2 - R1)$$

$$R1 = (V / (8 - V)) \times R0$$

$$R0 = 35.46 \times 10^{-3}$$

$$R2 = 68.10 \times 10^{-3}$$

3. 2 機体計測装置 (INS-SA)

今澤、斎藤 (敏)、富沢、松下通信

1. はじめに

機体計測装置 (INS-SA) は加速度、振動および燃焼圧力を計測する事により、衛星が打ち上げ時に受ける環境やロケットの飛翔性能を調べるものである。

測定項目は横加速度計 (Y4, Z4), ニューテーション角度測定計 (NRS) M3B モータ燃焼圧力計 (P3), キックモータ燃焼圧力計 (PKM-M), 振動加速度計 (V6, V7, V8), キックモータおよびエアロブレーキ用の温度測定計 (TS) である。

Y4, Z4 は横加速度を計測するもので、モータ燃焼時や分離等の飛翔状態を計測するものである。検出器は Y 軸, Z 軸 (衛星の Y 軸, X 軸) に感度方向を向け、軸方向の加速度を感じて電圧に変換し、増幅部により所定のレベルに増幅し、出力は SD コネクタを通して B2-PL 部のテレメータへ送られる。

NRS は衛星と M3B モータが B2 モータから切り離された時、あるいは衛星が M3B モータと切り離された時の影響や他の原因でニューテーションを起こした時、その角度を検出し設定角以上になった時は保安上問題となるためステータス信号を出力するようになっている。

検出器は遠心方向の加速度を検出し、増幅部で増幅し一部を NRS の生データとして DP に送るとともに、判定部により加速度とその周期を計測し、判定する角度に相当する設定レベル以上になるとステータス信号に OVER の bit を出力する。

設定レベルは衛星だけの時と M3B モータが付いた状態ではレベルが違いため、EPT-SA より信号を受けてレベル切り換えを行う。

P3 は 3 段目の燃焼時の圧力を計測するものである。検出器で圧力を検出して電圧に変換し、増幅部で所定のレベルに増幅した後、DP に送られる。

PKM-K はキックモータの燃焼時の圧力を計測するものである。検出器で圧力を検出して電圧に変換し、増幅部で所定のレベルに増幅した後、DP に送られる。

V6, V7, V8 はそれぞれ X 軸, Y 軸, Z 軸 (いずれもロケット軸を基準) 方向の振動を計測しており、検出器で検出し、増幅部で信号変換・増幅した後、SD コネクタを通して B2-PL 部のテレメータへ送られる。

TS はキックモータおよびエアロブレーキによる衛星の温度上昇を測定するので検出器は熱電対、サーモカップル、カロリメータを使用し、出力を順次切り替えて DP に送られる。

NRS, P3, PKM-M はコマンドにより、Y4, Z4, V6, V7, V8 は B2-PL からの信号でそれぞれの校正を行う。

Y4, Z4, V6, V7, V8 の信号ラインおよび P3, PKM-M 検出器の電源ラインはモータ分離後、生きた線が SD コネクタに出ないようにコマンドまたは EPT-SA の信号により OFF する。

2. 構成表

構成表を表2. 1に示す.

表2. 1 構成表

N0.	区 分	品 名	数	備 考
1	本体	衛星計測装置 (INS-SA)	1	
2	検出器	横加速度センサ	1	Y4-S
3		横加速度センサ	1	Z4-S
4		ニュートーション角度センサ	1	NRS-S
5		M3B 燃焼圧力センサ	1	P3-S
6		キックモータ燃焼圧力センサ	1	PKM-M-S
7		加速度振動センサ	1	V6-S
8		加速度振動センサ	1	V7-S
9		加速度振動センサ	1	V8-S
10		温度センサ	6	
11	付属品	接続ケーブル	1	
12		B-BOX	1	ロケット側に搭載

ブロック図を図1に示す.

3. 性能

3. 1 電氣的性能

3. 1. 1 横加速度計 (Y4, Z4)

- (1) 測定範囲 : $-5 \sim +5 \text{ G}$
- (2) 測定精度 : $\pm 3\%$ F. S (常温)
- (3) 周波数特性 : $\text{DC} \sim 140 \text{ Hz}$
- (4) 出力電圧 : $0 \sim +5 \text{ V}$
- (5) 出力インピーダンス : 100Ω 以下
- (6) 出力リミッタ : $+6 \text{ V} \pm 0.5 \text{ V}$
- (7) 校正電圧 : $+5 \text{ V}$ 以上
- (8) 出力電圧温度ドリフト : $\pm 0.01 \text{ V} (-10 \sim +50^\circ \text{C})$
- (9) 出力電圧経時ドリフト : $\pm 0.01 \text{ V} (100 \text{ H ランニング})$
- (10) 検出器 : サーボ型加速度検出器 (QA700)
- (11) 検出器感度 : 3 mA/G
- (12) 検出器不正感度 : 0.2% 以下

3. 1. 2 ニュートーション角度測定計 (NRS)

- (1) 判定角度 : 30°
- (2) 判定精度 : $\pm 10\%$ F. S (常温)

- (3) 周波数特性 : DC ~ 60 Hz
- (4) 出力電圧 : 0 ~ +5 V
- (5) 校正電圧精度 : +4.5 V ± 0.05 V (常温)
- (6) 出力電圧温度ドリフト : ±0.5 V (-10 ~ +50 °C)
- (7) 出力電圧経時ドリフト : ±0.05 V (100Hランニング)
- (8) 検出器 : ストレインゲージ型 (BA-20L)
- (9) 検出器感度 : 1 mV / V F. S
- (10) 検出器不正感度 : 2% 以下
- (11) 検出器内部抵抗 : 120 Ω ± 5%
- (12) 検出器固有振動数 : 215 Hz
- 3. 1. 3 M3B 燃焼圧力経 (P3), キックモータ燃焼圧力計 (PKM-M)
 - (1) 測定範囲 : P3 0 ~ 80 Kg / Cm²
PKM-M 0 ~ 70 Kg / Cm²
 - (2) 測定精度 : ±3% F. S (常温)
 - (3) 周波数特性 : DC ~ 20 Hz (±3 dB 以内)
 - (4) 出力電圧 : 0 ~ +5 V
 - (5) 校正電圧精度 P3 : +4.6 V ± 0.05 V (常温)
 - PKM-M : +4.7 V ± 0.05 V (常温)
 - (6) 出力電圧温度ドリフト : ±0.5 V (-10 ~ +50 °C)
 - (7) 出力電圧経時ドリフト : ±0.05 V (100Hランニング)
 - (8) 検出器 : ストレインゲージ型 (PRC-100)
 - (9) 検出器内部抵抗 : 350 Ω ± 3.5 Ω
 - (10) 検出器固有振動数 : 83 KHz
 - (11) 検出器感度 : 1.5 mV / V ± 10%
- 3. 1. 4 振動計 (V6, V7, V8)
 - (1) 測定範囲 : V6 6 G0-P
V7 6 G0-P
V8 6 G0-P
 - (2) 測定精度 : ±3% F. S
 - (3) 周波数特性 : 10 ~ 3000 Hz
 - (4) 出力電圧 : 0 dBm F. S
 - (5) 出力インピーダンス : 200 Ω 以下
 - (6) 出力リミッタ : 2.1 dBm ± 0.5 dBm
 - (7) 校正電圧精度 : 0 ± 0.5 dBm
 - (8) 検出器 : 電圧素子 (224C)
 - (9) 検出器感度 : 11 pC / G TYP
 - (10) 検出器不正感度 : 3% 以下
 - (11) 検出器内部容量 : 750 pF
 - (12) 検出器固有振動数 : 32 KHz
- 3. 1. 5 温度計測
 - (1) 測定範囲 : -50 ~ +950 °C
 - (2) 測定精度 : ±3% F. S
 - (3) 測定方式 : 走査回路による切り替え
 - (4) 出力電圧 : 0 ~ +5 V
 - (5) 周波数特性 : DC ~ 200 Hz (±0.5 dB)
 - (6) 出力インピーダンス : 100 Ω 以下
 - (7) 出力電圧温度ドリフト : ±150 mV (0 ~ +50 °C)
 - (8) 出力電圧経時ドリフト : ±50 mV (100 H)
 - (9) 検出器 : CA 熱電対
サーモカップル
カロリメータ

- (10) 測定時間 : 250 msec \pm 20% (1項目)
3. 1. 6 総合
- (1) 消費電流 : + 5 V 160 mA
INS-ALL-ON : + 12 V 150 mA
- 12 V 150 mA
- (2) コマンド項目 : INS1-ON (X6-Y8)
INS2-ON (X7-Y8)
INS-OFF (X5-Y9)
INS-CAL ON (X6-YA)
INS-CAL OFF (X7-YA)
KM-MODE (X6-Y9)
SA-MODE (X7-Y9)
- (3) タイマ項目 : KM-MODE
SA-MODE
3. 2 機械的性能
- (1) 外形寸法 : $193 \pm 2 \times 165 \pm 2 \times 80 \pm 2$ (mm)
- (2) 重量 : $1.4 \text{ kg} \pm 10\%$
- (3) ケース材質 : A5052
- (4) ケース表面処理 : 黒色塗装

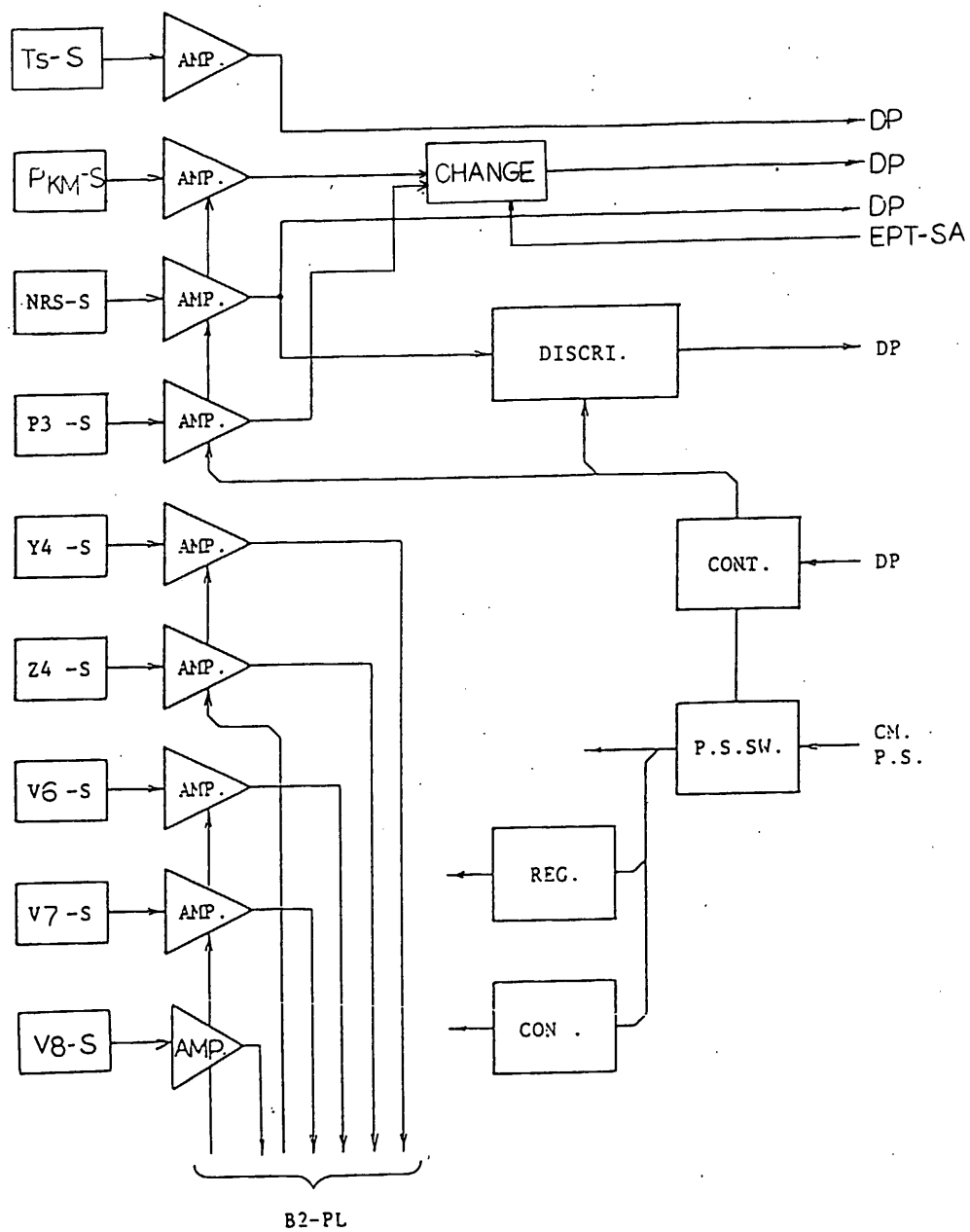


図 1. INS-SAブロック図

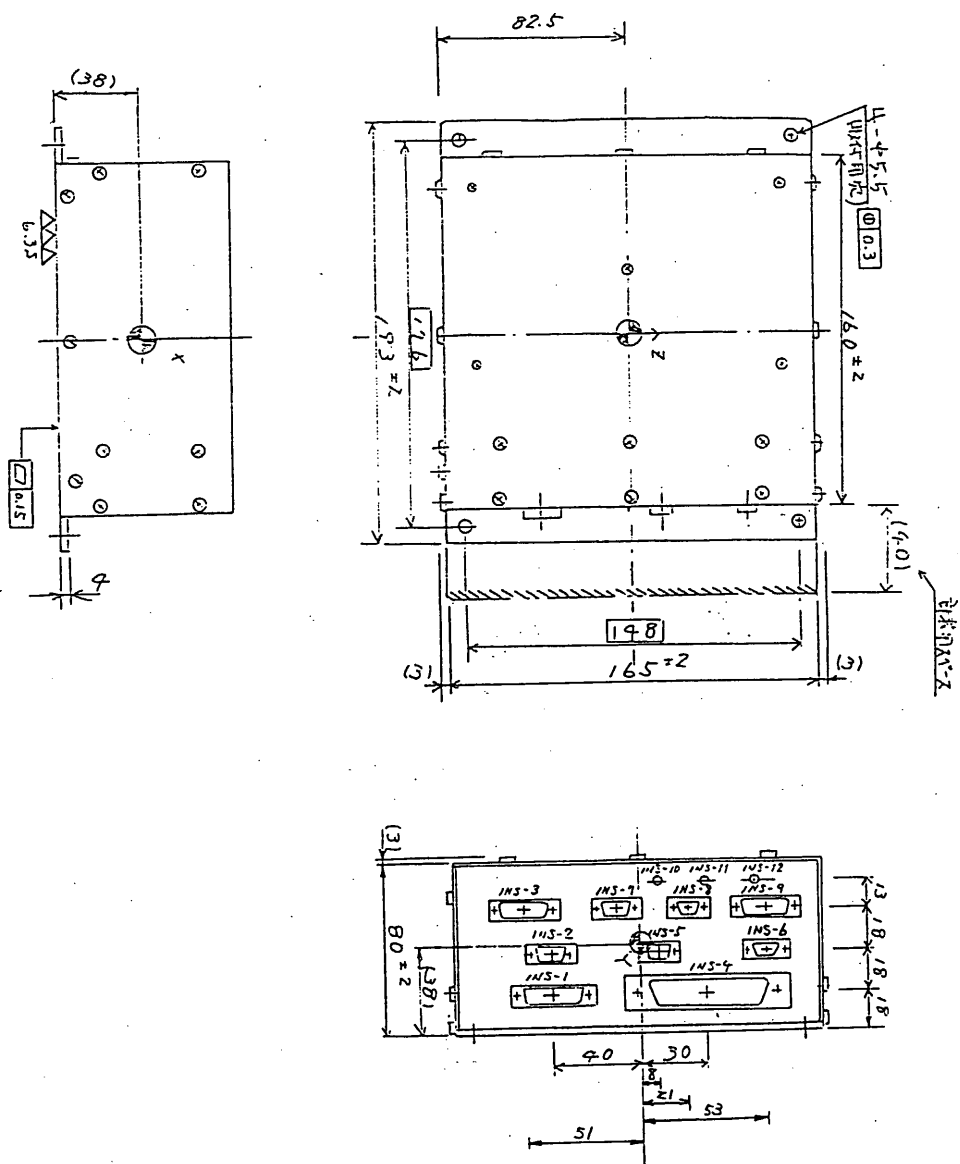


图 2. 1 INS-SA 外觀圖

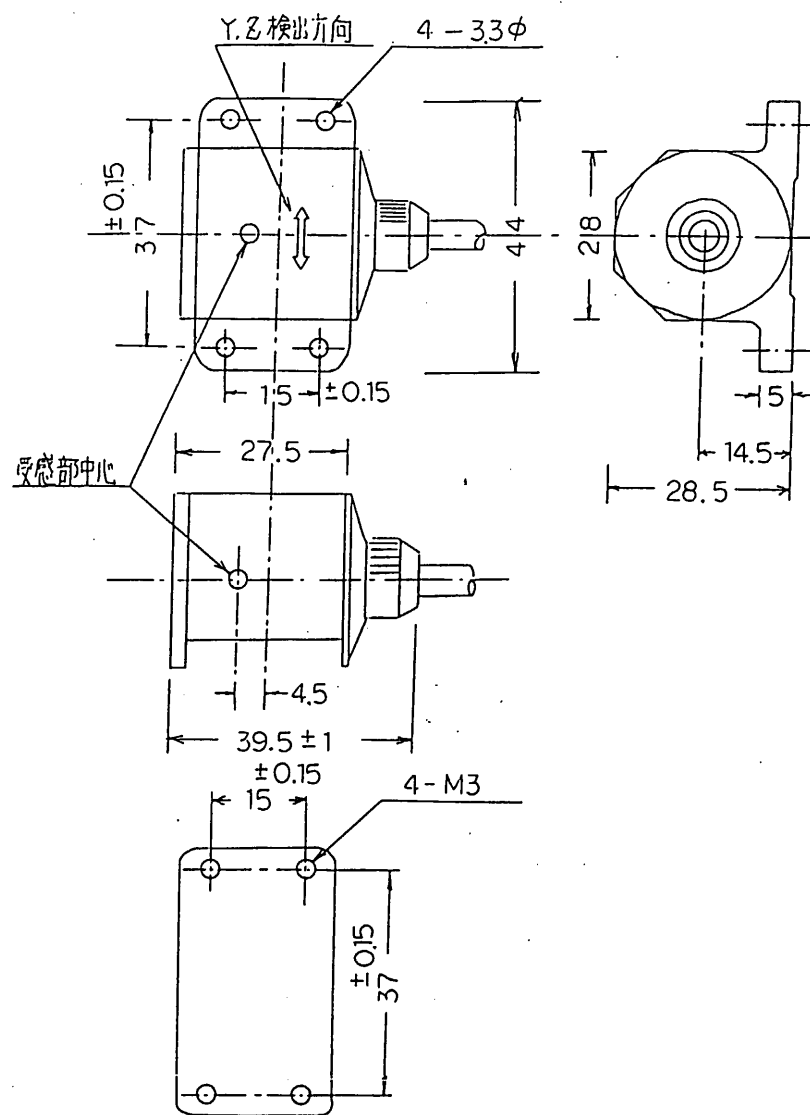


图 2. 2 NRS-S 外觀图

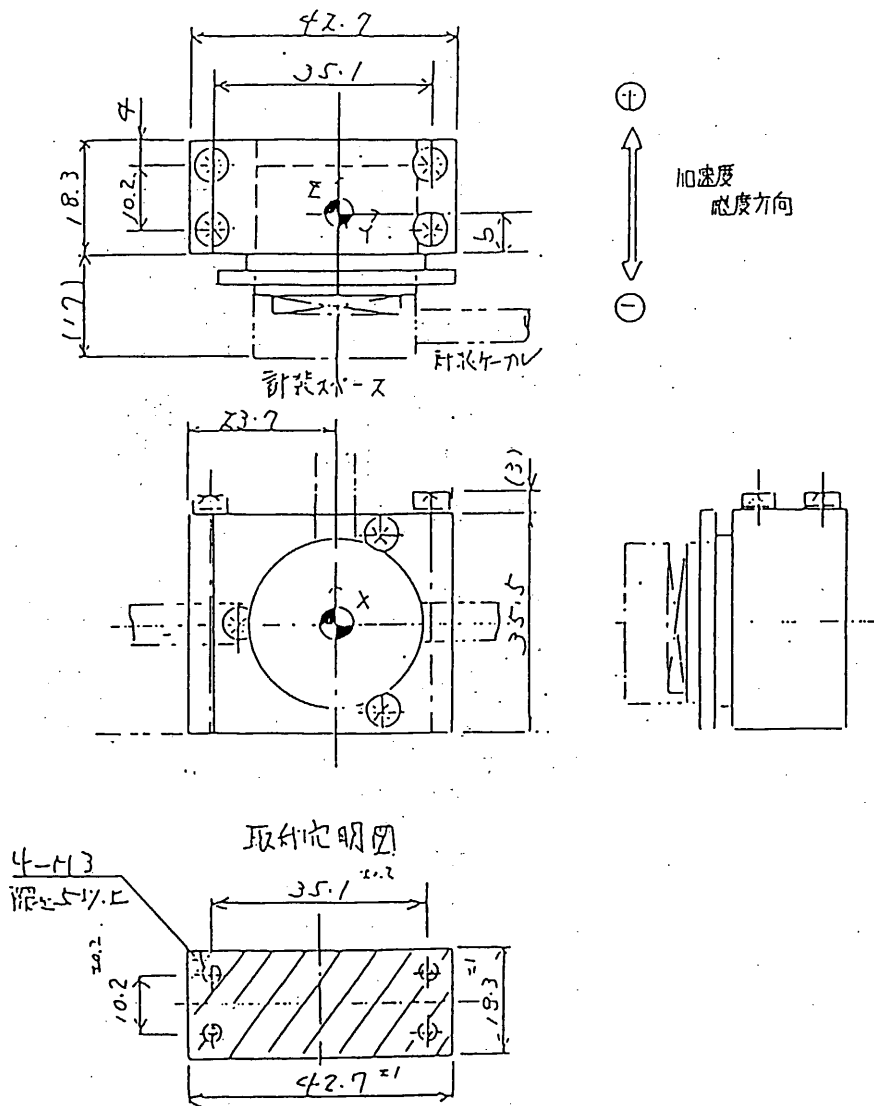


図 2. 3 Y4, Z4 外觀図

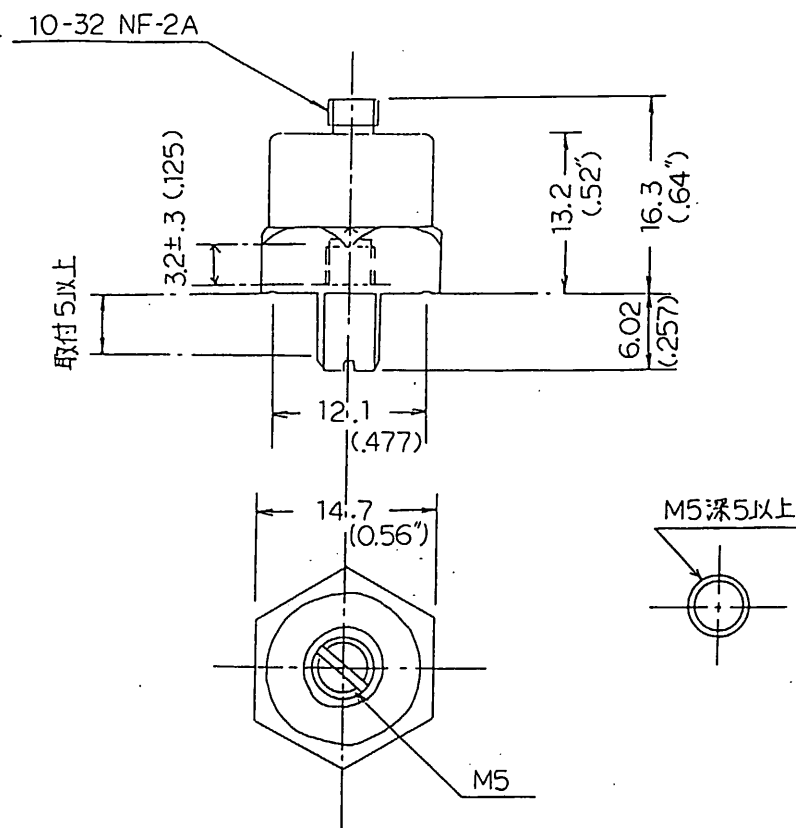


图 2. 4 V6. V7. V8 外觀図

計測項目	略称	測定範囲	検出器規格			計測出力			測定方式		備考
			品名	製番	感度	感度	バイアス	校正電圧	貼付位置	貼付方法	
3B 燃焼内圧	P3	0~80kg	PRC-100K				0.2V	4.6V			テレメータ チャンネル
KM-M 燃焼内圧	PKM-M	0~70kg	PRC-100K				0.1V	4.7V			W16+4n (n=0~27)
KM-M 温度	T1	-	-	-	-	-	-	4.8V			
"	T2	-50~+950℃	4-17℃	PRG42B/0	41.29mV /1000℃	5mV/℃	0.25V	-			F4n W63 CAL
"	T3	"	"	"	"	"	"	-		貼付付け	F4n W127 KM-M-1
"	T4	"	CA 熱電対	K-6F-IS.32	"	"	"	-		"	F4n+1 W63 KM-M-2
"	T5	-10~+90℃	温度タイプ	LM35	5VFC/90℃	50mV/℃	1.65V/23℃	-		スポット溶接	F4n+1 W127 KM-M-3
"	T6	-50~+950℃	CA 熱電対	K-6F-IS.32	41.29mV /1000℃	5mV/℃	0.25V	-		スポット溶接	F4n+2 W127 KM-M-4
衛星温度	T7	"	加圧メータ			"	"	-			F4n+3 W63 CLM-1
"	T8	"	"			"	"	-			F4n+3 W127 CLM-2
横加速度	V4										
"	Z4										
計測装置 1 (INS-1) を参照 (計測装置 1 を通して B2-PL のテレメータで伝送する)											
機体振動加速度	V6										
"	V7										
"	V8										
KM-L 燃焼内圧	PKM-L	0~80kg	PRC-100K			35mV/Kg	0.2V	2.5V			L.O. W8
KM-L 温度	TKML	0~+1000℃	CA 熱電対	K-6F-IS.32	41.29mV	3mV/℃	0V	-			L.O. W9
プリセクション	NRS	-1~+15G	BA-20L			0.3V/G	0.3V	4.5V			W17+4n 30° : OVER

第5章 軌道・姿勢制御系

5. 1 概要

5. 1. 1 姿勢制御法

二宮研、上杉研、NEC

5. 1. 1. 1 概要

MUSES-Aの姿勢安定方式としては、衛星本体を回転させるスピン安定方式（ノミナルスピンレート20rpm）が採用されている。MUSES-Aの姿勢制御系に要求される主要機能は、スピン軸方向制御（スピンプリセッション制御）、スピンレート制御、姿勢計測、軌道速度制御及び軌道速度制御時の加速度計測である。本項では、これらの機能要求を満足する姿勢制御系の構成及び機能について報告する。

5. 1. 1. 2 機能要求

MUSES-Aの姿勢制御系に対する要求は、以下の項目に要約される。

- (1) スピン軸を黄道面垂直 $\pm 5^\circ$ の範囲内に制御、維持する。
- (2) 軌道修正時等必要に応じてスピン軸を所定の方角に向け、またこの状態から(1)の状態にもどす。
- (3) スピンレートを制御する。(定常時20rpm)
- (4) スピン軸のニューテーションを受動的に減衰させる。
- (5) 姿勢計測によって、姿勢決定に必要なデータを取得する。
- (6) 軌道修正時に必要な ΔV 制御を行い、その時の加速度を計測する。

5. 1. 1. 3 姿勢制御系の構成

MUSES-Aの姿勢制御系は、上述した機能要求を満足するために以下の機器により構成される。

<姿勢制御系を構成する機器>

• 姿勢センサ

スピン型サンセンサ(SAS) 2台

Vスリット型スタースカナ (SSC) 1台

地球センサ (SHCI) 1台

• ΔV 計測

加速度計 (ACM-B, C) 2台

加速度計 (ACM-D) * 1台

* ACM-Dは打上時の ΔV 計測のために使用される。

• アクチュエータ (RCS)

アキシアルスラスト (A1~A4) 4台

ラジアルスラスト (R1~R4) 4台

タンジェンシャルスラスト (T1~T4) 4台

• 制御エレクトロニクス

姿勢・軌道制御エレクトロニクス (AOCE) 1式

姿勢・軌道制御プロセッサ (AOCP) 1式

• その他

受動型ニューターションダンパ (ND) 1式

MUSES-Aの姿勢制御系の機器配置を図1に、また機能ブロック図を図2に示す。

5. 1. 1. 4 姿勢制御機能

MUSES-Aは前項で示した姿勢系の構成により、以下のような機能を有する。

(1) スピン軸方向制御

スラスタを使用し、以下のスピン軸方向制御を行う。

(a) オープンループ制御

スラスタ選択、噴射パルス幅、噴射回数、噴射位相を地上からのブロックコマンドにより指定し、1スピンに1回、スラスタをベアで噴射することにより、スピン軸方向制御（プリセッション）を行う。使用可能な噴射パルス幅は50msec, 100msec, 200msec, 400msecの4種類であり、噴射位相の設定分解能は2msecである。また、設定可能な最大噴射回数は4095回である。

(b) 自動太陽捕捉制御

アキシアルスラスタあるいはラジアルスラスタを噴射パルス幅50msecにて、サンパルスと同時に噴射することにより、スピン軸と太陽方向とのなす角(θ_s)を $90^\circ \pm 5^\circ$ に制御する。

(2) スピンレート制御

スピンレート制御は、タンジェンシャルスラスタの連続噴射あるいはパルス噴射によって行う。パルス噴射でスピンレートを制御する場合、ブロックコマンドで設定する所望のスピンレートで自動的に制御を停止することができる。また、初期運用におけるスピンドアウンは連続噴射で行うが、目標スピンレートの20rpmで自動的にスピンドアウン停止する機能も持つ。

(3) 姿勢計測

スピン型サンセンサ、スタースカナ及び地球センサにより、スピンレート計測及び姿勢計測を行なう。

(4) 軌道速度制御

アキシアルスラスタ、ラジアルスラスタあるいはこれらの組合せにより、所定の方に衛星の速度修正を行う。これには、地上からのブロックコマンドにより、所定の時間だけ（あるいは所定のパルス数だけ）スラスタを噴射する機能と、加速度計のデータを積分することにより所定の ΔV 量だけスラスタ噴射を行う機能がある。ラジアルスラスタのパルス噴射による軌道制御時には、1スピンに2回噴射し（例えば、まずR1とR3を噴射し180°衛星が回転したところでR2とR4を噴射

する)、軌道制御の時間効率を向上させることができる。ブロックコマンドで設定できるパルス数の最大値は4095であるが、1スピンの2パルス噴射する場合、個々のスラスカの噴射数の最大値は2048ということになる。

更に、ラジアルスラスカのパルス噴射軌道制御においては、制御中の姿勢を保持するためのオフモジュレーション制御を行うこともできる。

表1にスピン軸方向制御、スピンレート制御及び軌道速度制御の分解能を示す。

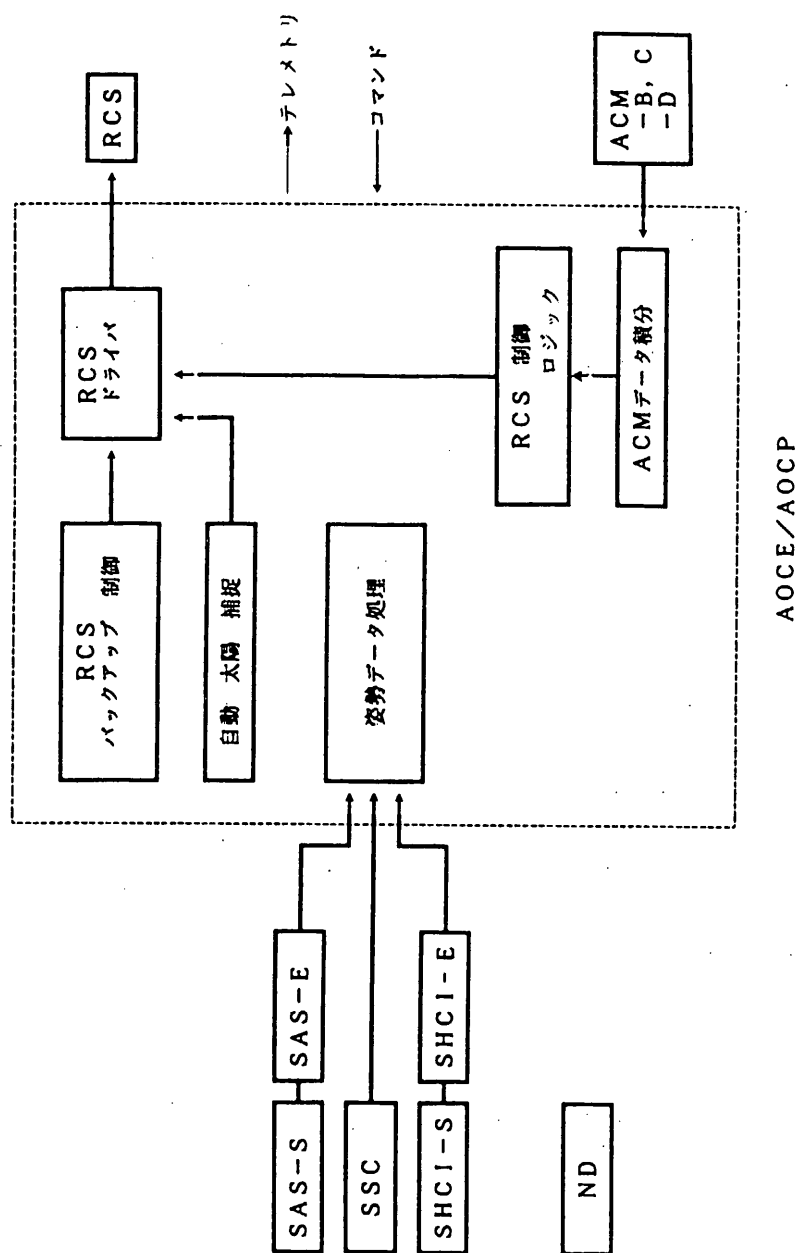


図2 姿勢制御系機能ブロック図

表 1 姿勢／軌道制御 制御分解能

制御機能		制御分解能
スピン軸方向制御		
	アキシャルスラスト	0.929 / 0.567 [deg]
	ラジアルスラスト	0.672 / 0.411 [deg]
スピンレート制御		
	タンジェンシャルスラスト	0.044 / 0.028 [rpm]
軌道速度制御		
	アキシャルスラスト	0.013 / 0.008 [m/s]
	ラジアルスラスト	0.013 / 0.008 [m/s]

BOL/EOL

いずれも各スラストを噴射幅50msecでペア噴射した場合の値

5. 1. 2 姿勢データ処理

二宮研、上杉研、NEC

1. 概要

MUSES-Aの姿勢検出系は、スピン型サンセンサ(SAS)、スターキャナ(SSC)、地球センサ(SHCI)により構成されており、太陽、星、地球を基準にして慣性空間内での衛星姿勢が決定される。また、軌道制御時の加速度を検出するための加速度計(ACM)も搭載している。これらのセンサデータを含む衛星からのテレメトリデータはKSC局または臼田局で受信され、専用回線を通じて相模原局へ伝送される。相模原局の大型計算機上で動作する姿勢センサ、加速度計データ処理ソフトウェアは、伝送されてくるテレメトリデータの中から姿勢軌道関係のデータを抽出し、衛星姿勢の決定、軌道増速量の推定を行う。

2. 姿勢検出系と得られる姿勢データ

SAS視野はスピン平面(スピン軸と垂直な平面)から仰角 $\pm 85^\circ$ の領域をカバーするファンビームとなっている。SSCは反スピン軸方向(スピン軸と逆の方向)から $9^\circ \sim 19^\circ$ の領域をカバーするVスリット型視野を有しており、定常航行姿勢である黄道面垂直姿勢においてカノープスを視野中央に捕らえることができる。SHCIは、そのSteer軸が反スピン軸と 10° の角度をなすよう取り付けられており、ペンシルビーム視野のスピン平面からの仰角を $\pm 10^\circ$ の範囲で変化させることができる。

SASは、太陽がSASの視野面を通過するときに、サンパルスとスピン-太陽角データを出力する。スピン-太陽角データはグレイコードからなる粗太陽角データ(デジタル)、精太陽角SINデータ(アナログ)、精太陽角COSデータ(アナログ)から構成されている。SSCは、星がAスリットまたはBスリットを通過するときにスターパルスとスター強度信号(アナログ)を出力する。SHCIは、視野が地球をスキャンするとき、地球縁検出パルスと地球強度信号(アナログ)を、また、太陽をスキャンするとき太陽検出パルスを出力する。

機上では、周期16秒の基準クロックの立ち上がりから各センサパルスの立ち上がりまでの時間を計測し、また、各パルスのタイミングにおいてアナログ信号をA/D変換し、テレメトリ出力する。これらの各データの間関係を図1に示し、得られるデータを以下にまとめる。

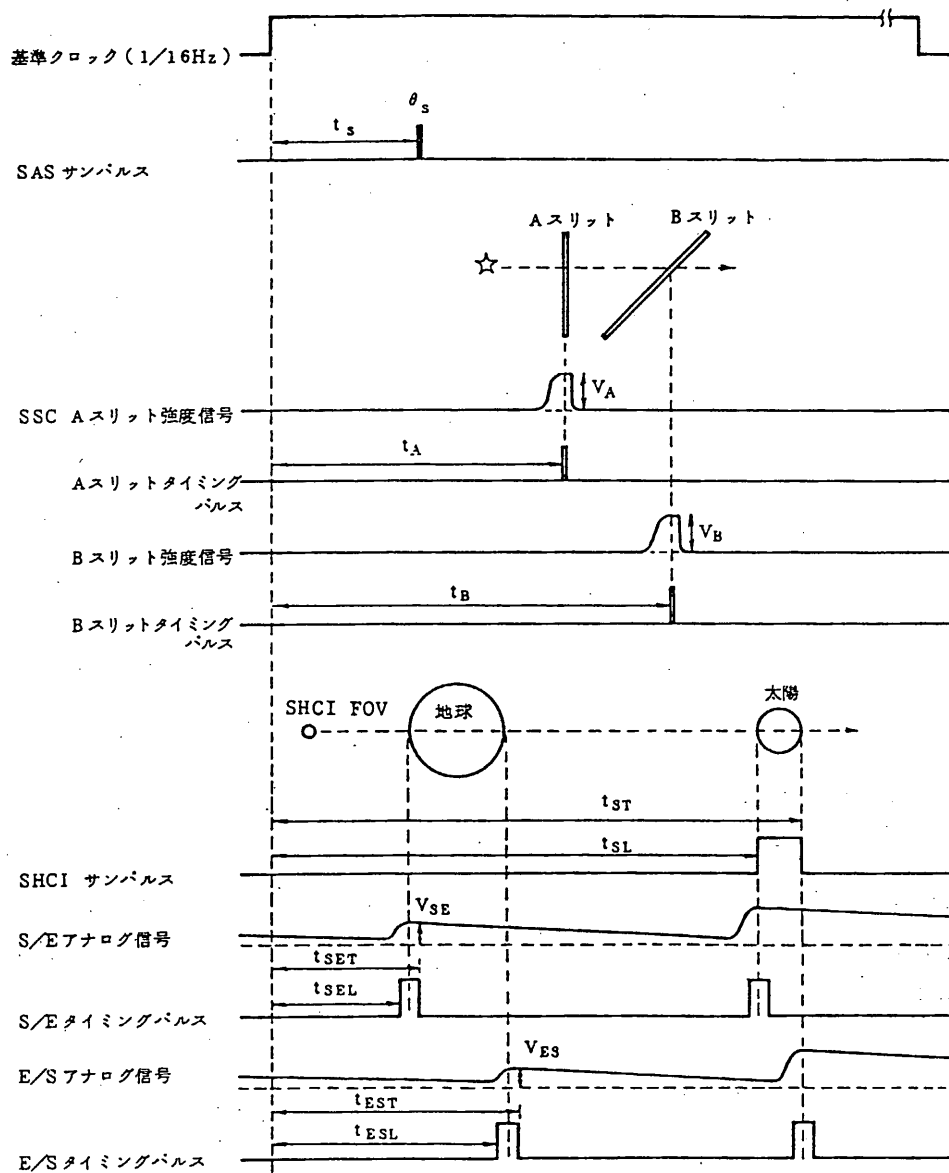


図1 姿勢データタイミング図

SAS	t_s	: SAS タイミング
	θ_s	: 太陽角データ (粗太陽角, 精太陽角 SIN/COS)
SSC	V_A	: A スリット強度信号
	t_A	: A スリットタイミングパルス
	V_B	: B スリット強度信号
	t_B	: B スリットタイミングパルス
SHCI	t_{SL}	: サンパルス立ち上がりタイミング
	t_{ST}	: サンパルス立ち下がりタイミング
	V_{SE}	: S/E アナログ信号
	t_{SEL}	: S/E タイミングパルス立ち上がりタイミング
	t_{SET}	: S/E タイミングパルス立ち下がりタイミング
	V_{ES}	: E/S アナログ信号
	t_{ESL}	: E/S タイミングパルス立ち上がりタイミング
	t_{EST}	: E/S タイミングパルス立ち下がりタイミング

ACMには、RCSジェットによる軌道制御加速度を検出するためのACM-B、Cと、ロケットの第3段およびキックモータの加速度を検出するACM-Dがある。ACM-B、Cのデータは、周期1/64secでテレメトリで伝送される。ACM-Dデータは、128HzでONS画像メモリに格納され、後にまとめてテレメトリ出力することができる。また、周期23.4msecでリアルタイム伝送も行う。(テレメトリ打ち上げフォーマット, 2048bps時)

3. 姿勢決定ソフトウェア

MUSE-Aの姿勢決定ソフトウェアは、大きく分けて実時間処理ソフトウェアと事後処理ソフトウェアにより構成される。実時間処理ソフトウェアは、衛星運用中に使用され、刻々入ってくるテレメトリデータをリアルタイムで処理し、姿勢決定結果を出力する。事後処理ソフトウェアは、蓄積されたテレメトリデータに対する事後解析を主目的としている。また、事後処理ソフトウェアは、条件の良いデータを抽出し、統計処理によるセンサバイアス推定を行う機能も持つ。この2つのソフトウェアは、統計処理部、データ出力部を除いてほぼ共通な内容を持つ。以下に簡単に内容を示す。

a) テレメトリ前処理部

テレメトリデータのLOCK-ON/OFF状態を判別し、姿勢関係データを抽出する。

b) センサデータ前処理部

SAS, SSC, SHCIの各テレメトリデータの物理量変換を行う。SSCデータについては数スピン分のデータを比較することによって、にせパルス（ノイズ等）の除去を行う。

c) 星の同定部

2.0等級以上の星のリストを参照しながら、スターパルスのベアリング、太陽との角距離を計算し、対応するリスト内の星を捜し、検出された星の同定を行う。

d) 粗姿勢決定部

上記の同定された星と太陽、地球を使い、幾何学計算により姿勢の粗推定を行う。結果は、グラフィックディスプレイ、ラインプリンタ、ファイル等に出力する。

e) 精姿勢決定部

衛星が定常的なスピン運動をしているときのテレメトリデータを選び出し、最小自乗法を用いて正確な姿勢あるいは、センサのバイアス量を推定する。

4. 姿勢系データ表示ソフトウェア

このソフトウェアは、姿勢センサ、加速度計のデータを物理量変換しただけの、できるだけ生に近い形で表示し、衛星運動、センサの状態等を詳しく解析するために用いる。

5. 加速度計データ処理ソフトウェア

本ソフトウェアは、加速度計データにバイアス、スケールファクタ補正を加えて積分し、増速量を算出する。これにより、軌道制御実行直後に、正確な軌道制御量を知ることができる。

5.1.3 軌道制御法

松尾研、上杉研、川口研、NEC

概要

MUSES-Aは月スウィングバイ軌道が主なミッションとなっている。月会合を達成するために適切な時期に適切な ΔV を行うことが必要である。軌道制御はRCSスラスタを用い、必要な ΔV に対して最適な使用をすることも重要である。また、搭載燃料が限られているため、必要に応じて姿勢を傾けて、燃料の節約を図ることも考慮する。軌道全体を通じて、特に重要かつ難しいフェーズが打上げから最初の月会合までである。これは、打上げ時の軌道投入誤差が最初の月会合までの軌道シーケンスに影響を及ぼすからである。したがって、打上げ運用においても最初の月会合までは軌道制御が頻繁となる。特に打上げ初期における軌道投入誤差の補正に対する軌道制御は適切な ΔV を実行することにある。

RCSスラスタ

軌道制御は12基のRCSスラスタで行い、次のような構成になっている。

アキシャル	23N	4基
ラジアル	23N	4基
タンジェンシャル	3N	4基

これらのスラスタは軌道制御だけでなく姿勢制御にも使われるが、軌道制御では主に次のような目的、使用をする。

	目 的	モード
アキシャル	軌道面変更	連続噴射
ラジアル	近地点上昇、時間調整	パルス噴射、パルス幅 100ms

軌道制御による1m/sあたりの実行時間の概算値は次の通りである。

ノミナルスピンレート: 20rpm		
ラジアル(面内)	: 1スピン2パルス、	パルス幅 100ms
	67.6秒(BOL)	22.5スピン
	110.6秒(EOL)	36.9スピン
アキシャル(面外)	: 2基同時連続噴射	
	4.5秒(BOL)	
	8.0秒(EOL)	

燃料（ ΔV 量）とその配分

燃料はヒドラジンを42kg搭載する。これは ΔV 量に換算すると、約420m/sとなる。ミッション全体の ΔV 量の配分は大体次に示すとおりである。

設計による軌道制御量	: 200m/s
姿勢制御量	: 50m/s
Contingency	: 170m/s

ここで、Contingencyは軌道投入誤差補正、 ΔV の補正 ΔV 、ベクトル合成による損失等である。また、設計による軌道制御量は打上げ日により異なる。

軌道制御の方法と実行

軌道制御の目的は主に次の通りである。

- ・近地点上昇（主に月トランスファ軌道）
- ・時間調整（ターゲッティング、可視帯確保等）
- ・軌道面変更
- ・誤差修正（軌道投入誤差補正、 ΔV の補正等）

軌道制御において特に重要なのが打上げ時の軌道投入誤差の補正であり、その対応策とする初期運用手順を図1に示す。

通常の運用の軌道制御は原則として、レンジング→軌道決定→軌道制御の繰り返しとなる。

燃料を節約するために姿勢を傾けることもある。軌道制御の時に、実行時間、姿勢条件、システム条件（熱、電力、通信等）によって、姿勢変更量が制限される場合は、燃料ができるだけ少なくするような ΔV 制御になるようにする。

ハズ	日陰	
0	日	打上げ 軌道投入
非 可 視	陰	RCS空噴射 バイアス補正 ΔV ΔV 自動補正 日陰明け スピンドアウン 太陽捕捉 NASAからの軌道予報値入手
1		リオリエンテーション レンジング (1時間) 簡易軌道決定 $\Delta V1C$ (ラジアル) レンジング
非 可 視	日	(軌道決定)
2		レンジング 衛星状態チェック
非 可 視		軌道決定
3	照	レンジング (1時間)、軌道決定 $\Delta V2C$ (ラジアル) レンジング
非 可 視		(軌道決定)
4		スラスト較正 レンジング
非 可 視		(軌道決定)
5		レンジング

図1 初期運用手順

5. 1. 4 軌道決定ソフトウェア

西村（敏）研、富士通

1. はじめに

本軌道決定ソフトウェアは、取得された測距データおよびONSデータを用いてMUSES-A本体およびそのルナー・オービタの軌道を推定し、それにもとずいてアンテナ追尾用データを作成することを目的とする。MUSES-Aミッションに対する軌道決定ソフトウェア（以下、MUSES-Aバージョンと称する）は、深宇宙探査機用軌道決定ソフトウェアISSOPを母体としてそれに種々のMUSES-Aミッションの特性・要求を考慮に入れて機能強化を図ったものである。

2. ISSOPシステム（MUSES-Aバージョン）の特徴

2.1 MUSES-Aミッションの特徴および要求項目

軌道決定系から見たMUSES-Aミッションの特徴は、次のように要約される；
まず、軌道に関しては、

- ・月重力を利用した軌道制御（月スウィングバイ制御）を行っている。
 - ・加速度変化率が大きく、軌道感度が高い。
 - ・探査機は地球-月重力系内にあり、地球・月・太陽の重力効果が支配的である。
- また、地球（月）の非球対称重力成分による効果も無視できない影響を及ぼす。

これらは軌道決定精度に対する要求を著しく高いものにする。一方、探査機は比較的地球に近いところを飛翔するために探査機からの信号の受信レベルは高く、したがってアンテナ予報値の精度に対する要求は弛められる。次に、取得されるデータに関しては、

- ・X-バンド測距データ（X-バンド・レンジ／レンジレート／ドップラー）
- ・ONS（オプティカル・ナビゲーション・センサー）データ

と、新データが従来のS-バンド測距データ（S-バンド・レンジ／レンジレート／ドップラー）に付け加えられる。S-バンドデータとX-バンドデータは同時取得可能であり、データ量の増加が見込まれるため、高速なデータ処理が要求される。X-バンドデータの場合、電離層（および惑星間プラズマ）が測距データに与える影響はS-バンドデータの場合に比べて小さいので、観測量の補正（補正量は現在のところモデルを用いている）は精度向上が望めるが、S-バンドデータとX-バンドデータの同時取得により2波補正も

可能な状況になる。

以上のミッション特性より、軌道決定ソフトウェアに対する要求項目は次のようになる；

- ① 高速かつ高精度軌道決定が行えること。精度目標は、

位置誤差 ～ 数 km

速度誤差 ～ 数10 cm/s

である。

- ② X－バンド測距データ、ONSデータを取り扱うことが出来ること。

2.2 MUSES－Aミッションに向けての主な改修点

上に述べた各要求項目に対して次のような改修を行った。

- ① X－バンド測距データ、ONSデータを取り扱うことが出来るようにする。
- ② 加速度モデルに月の非球対称重力成分を考慮する。
- ③ 地球自転軸のふらつきの効果（極運動効果）を考慮した観測量の計算を行う。
- ④ 不良データの棄却方法の改善を行う。
- ⑤ Light Time Equation の計算を簡潔・高速化する。
- ⑥ 電離層・対流圏効果の補正の計算を簡潔・高速化する。

3. ISSOPシステム（MUSES－Aバージョン）の概要

3.1 ISSOPシステムの位置付け

ISSOPシステムは、相模原キャンパス・衛星データ処理センター内に設置されたFACOM M-380R#1号機上で稼動される。各観測局（UDSC, KSC）で取得された観測データ（レンジ、ドップラー、角度、ONSデータ）は、回線経由でネットワーク管制システム等を経てISSOPシステムに入力される。ISSOPシステムは、このデータを用いて軌道決定処理を行いアンテナ角度予報データを計算する。予報データは再びネットワーク管制システム等を經由して各観測局に伝送され、衛星の運用に供される。また、ISSOPシステムの出力である軌道決定値は、姿勢決定／制御システム、PIデータ処理システム等他システムへの入力データとなる。

3.2 プログラム構成

図3.1に、ISSOPシステムのプログラム構成を示す。また、表3.1に各プログラムの主要機能を示す。

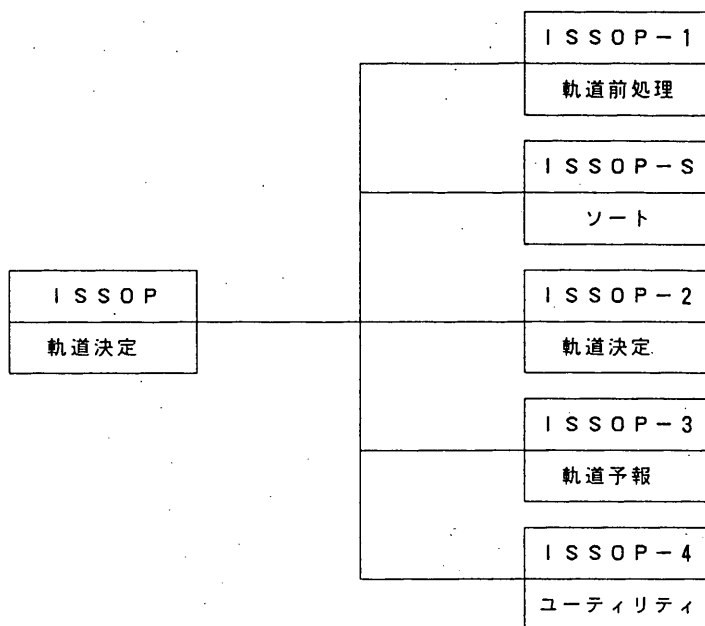


図3.1 軌道決定システムのプログラム構成

表3.1 軌道決定システムの主要機能

プログラム名	機 能 概 要
軌道前処理	<ul style="list-style-type: none"> ・観測データのフォーマットの変換を行い、軌道決定用に変換する。 ・データの平滑化を行い、不良データの棄却を行う。 ・データの圧縮管理を行うために、データを適当な量にする。 ・データの品質管理を行うために、データをグラフ表示する。 (0値, (O-C)値)
ソート	<ul style="list-style-type: none"> ・前処理済データを時刻順に編成する。
軌道決定	<ul style="list-style-type: none"> ・任意のエポックにおける軌道6要素を用いて、軌道決定したいエポックまで軌道生成する(シフト・エポック)。 ・時刻順に編成された観測データ(測距データ)を入力し、エポックにおける軌道6要素の推定パラメタの値をフィルタを用いて推定する。 ・共分散伝播を行う。 ・感度・摂動行列等の推定誤差解析情報を計算する。
軌道予報	<ul style="list-style-type: none"> ・S/Cの軌道を生成する。 ・長期間にわたるS/Cの可視時間帯を計算する。 ・アンテナ角度の予報データを計算する。 ・S/C, 惑星のエフェメリスを計算する。
ユーティリティ	<ul style="list-style-type: none"> ・擬似データを作成する。 ・各種ファイルの創成・初期化・ダンプを行う。 ・エフェメリス・ファイル、時系変換ファイルの作成・更新を行う。 ・JPL軌道データとのフォーマット変換を行う。

3.3 ISSOPシステム(MUSES-Aバージョン)の各プログラム概要

3.3.1 前処理プログラムISSOP-1の概要

[1] 目的

本プログラムの目的は、軌道観測データを入力・編集し、データの品質管理を行って、軌道決定に適切なデータを作成することである。

[2] 機能概要

本プログラムは、以下の機能を持つ。

- ① データユニット編集機能
- ② データ平滑・圧縮機能
- ③ 表示・更新機能

なお、データユニットとは、本プログラムによって取り扱う事の出来るデータの処理単位で、局・データタイプ・データレベル・パス番号によって同一と識別されたデータ群を指す。

(i) データユニット編集機能

編集生ファイルより軌道生データを入力し、工学値変換・データ補正・仰角棄却 etc.を行って軌道決定プログラム用に編集する。編集の終わったデータは編集生データと呼ばれ、編集ファイルに格納される。編集生データの種別はレンジ(R-S, R-X), 1-wayドブラー(DPL-S, DPL-X), レンジレート(RR-S, RR-X), 角度(Az, El)およびONS(ONS-MSnn, ONS-MPnn, ONS-MD, ONS-SSnn, ONS-SPnn, ONS-SD)である。

(ii) データ平滑・圧縮機能

(a) データ平滑処理

編集ファイルより編集生データを入力し、カーブフィッティングを行って近似多項式を求め、これを基準にデータの標準偏差を計算する。また、この標準偏差を用いて不良データの棄却を行う。

(b) データ圧縮処理

平滑処理を経たデータの圧縮を行う。この処理をデータの圧縮処理と言う。データ圧縮の方法には、サンプリング法と代表点法がある。

以上の処理によって作成されたデータの名称を表3.2に示す。なお、これらのデータを総称して前処理済観測データと呼び前処理済ファイルに出力される。

表 3.2 前処理済観測データの分類

			平滑処理の有無	
			有　　り	無　　し
圧縮 処理 の有 無	有	サン	平圧サンプリング・データ (S M P L)	_____
		代表	平圧代表点データ (R P R S)	_____
	無し		_____	不平圧データ (F E W D)

(iii) 表示・更新機能

編集済データあるいは前処理済観測データを入力し、以下の処理を行う。

- ① データのディレクトリ表示
- ② 各データユニットのデータのグラフ表示
- ③ データユニットの編集
- ④ データの選択

(a) データのディレクトリ表示

各観測データのディレクトリ部（データユニット情報）を表示する。

(b) 各データユニットのデータのグラフ表示

各データユニットのデータをグラフ表示する。グラフの内容は、データの値そのもの（O）と（O-C）値（観測値Oと入力軌道から計算される計算値Cとの差）の2種類がある。

(c) データユニットの編集

データユニットの削除・分割（データの使用時間を縮小する）および複数個のデータユニットの統合を行う。また、バス番号等の変更などディレクトリ部の変更やσ値の変更（前処理済観測データのみ）を行う。

(d) データの選択

各データユニットに対して必要な時間帯のみ選択する（領域選択）。また、あるデータのみ棄却する（ポイント棄却）事も出来る。

(e) データの印刷

データのディレクトリ部あるいはデータの内容を印刷する。

3.3.2 ソート・プログラム I S S O P - S の概要

〔1〕 目的

本プログラムの目的は、前処理済観測データを入力して、軌道決定プログラムで使用するデータを選択し、それらを時刻順に再編成することである。

〔2〕 機能概要

推定に用いる観測データを前処理済データファイルより入力して、軌道推定の際使用される可能性のあるデータを軌道決定条件（S/C名、観測局名、観測データの種別、観測時間区間）に基づき選択する。次に、それらを時刻順に再編成して、時刻順編成ファイルに出力する。

3.3.3 軌道決定プログラム I S S O P - 2 の概要

〔1〕 目的

本プログラムの目的は、時刻順に編成された前処理済観測データを入力して、MUSE S - A 本体およびルナ・オービタの軌道 6 要素等の各種パラメタの推定を行うことである。

〔2〕 機能概要

本プログラムは、以下の 2 つのモジュールから構成される。

- ① シフト・エポックモジュール
- ② 推定モジュール

（i）シフト・エポックモジュールの機能

軌道推定に先立って、ある時刻で入力された軌道 6 要素の値をもとに軌道生成を行って指定された時刻での値を計算する。計算値はエレメント・ファイルに格納され、推定モジュールの入力軌道 6 要素として使用することが出来る。

（ii）推定モジュールの機能

時刻順編成された観測データを時刻順編成ファイルより入力して、指定されたエポックでの軌道 6 要素（位置、速度）とその他の推定パラメタ値を統計的方法により推定する。それらの推定値と誤差共分散行列は軌道 6 要素ファイル、推定結果ファイルおよび事後共分散ファイルに格納する。さらに、感度・摂動等の計算の他、エポックと異なる任意の時刻に推定結果を伝播して種々の予測値を計算し、得られた結果をリスト出力する機能を持つ。以下に、これらの詳細機能について述べる。

（i）推定

（a）フィルタの手法と推定パラメタ

① フィルタの種類と方式

軌道推定は本質的に非線形推定問題となる。そこで、本プログラムでは線形近似を行って、S/C の真の軌道の基準軌道からの偏差に対し、次の 2 種類の線形フィルタ

- ・ ベイジアン・フィルタ
- ・ 平方根フィルタ

のいずれかを適用して、軌道推定を行う。両フィルタの違いは、解を求めるアルゴリズムとその数値的精度である。

推定方法としては、両フィルタ共に、基本的には最小二乗法にもとずき、カルマンフィルタの様なプロセス・ノイズを含まない。また、線形近似からのずれに関しては、イタレーションで補う。

上記フィルタの観測データ処理方式については、基本的には「バッチ（一括）処理」である。

② 推定パラメタと考慮パラメタ

①で述べた両フィルタでは、推定パラメタと考慮パラメタの2つのタイプの確率変数を取り扱う。

これらのパラメタの種類については、表3.3 で示す。

表 3.3 I S S O P - 2 で取り扱うパラメタの種類（続く）

種 別	パ ラ メ タ 名	個 数
力 学 系	エポックにおけるS/Cの軌道6要素 $X(t_0)$	6
	太陽輻射圧係数 Γ	1
	大気抵抗係数 $C_D \times S$	1
	微小加速度パラメタ a	3
	瞬時マヌーバ・パラメタ ΔV	3
D & O	一般相対論係数（Brans-Dicke パラメタ） γ	1
観 測 系	観測局位置（ ϕ_s, λ, h ）	$3i$
	タイム・バイアス a	i
	S/Cタイム・バイアス $a_{s/c}$	1
	レンジ・バイアス（S-バンド）	i / ip
	レンジ・バイアス（X-バンド）	i / ip

表 3.3 I S S O P - 2 で取り扱うパラメタの種類 (続き)

種 別	パ ラ メ タ 名	個 数
観 測 系	レンジレート・バイアス (S-バンド)	i / ip
	レンジレート・バイアス (X-バンド)	i / ip
	1-wayドップラーの発信周波数オフセット Δf_0 (S-バンド)	i / ip
	1-wayドップラーの発信周波数の変化率 f_1 (S-バンド)	i / ip
	1-wayドップラーの発信周波数オフセット Δf_0 (X-バンド)	i / ip
	1-wayドップラーの発信周波数の変化率 f_1 (X-バンド)	i / ip
	ONS 月-惑星 mm 角度バイアス	m / mp
	ONS 月-星 nn 角度バイアス	n / np
	ONS 月視半径角度バイアス	$1 / p$
	ONS 太陽-惑星 mm 角度バイアス	m / mp
	ONS 太陽-星 nn 角度バイアス	n / np
	ONS 太陽視半径角度バイアス	$1 / p$

i ; 観測局数 (アンテナ数)

p ; 使用観測データの観測時間帯に含まれるパス数

m ; 使用観測データに含まれる惑星数

n ; 使用観測データに含まれる星数

ただし、これらのパラメタの設定については、以下の条件が満足されねばならない。

- ・エポックにおける S/C の軌道 6 要素は、必ず推定パラメタとする。
- ・その他のパラメタについては、それぞれ、推定パラメタ/考慮パラメタ/定数のいずれかとして選択可能である。ここで、

推定パラメタ：観測データを用いてフィルタによりパラメタが推定されるもの

考慮パラメタ：推定されないが共分散解析や感度解析で使用

定数：確率変数として扱われないパラメタ

を意味する。

- ・タイム・バイアスは局毎に相異なるパラメタを設定できる。
- ・レンジ・バイアス（Sーバンド，Xーバンド），レンジレート・バイアス，1-wayドップラーの発信周波数オフセット（Sーバンド，Xーバンド），1-wayドップラーの発信周波数の変化率（Sーバンド，Xーバンド）については，それぞれ局毎あるいは（局・パス）毎に相異なるパラメタを設定できる。
- ・ONSー月・惑星mm角度バイアスおよびONSー太陽・惑星mm角度バイアスについては，惑星毎あるいは（惑星・パス）毎に相異なるパラメタを設定できる。
- ・ONSー月・星nn角度バイアスおよびONSー太陽・星nn角度バイアスについては，星毎あるいは（星・パス）毎に相異なるパラメタを設定できる。
- ・瞬時マヌーバ・パラメタを推定パラメタや考慮パラメタに指定できるマヌーバ回数は，最大1回とする。
- ・全パラメタ数の上限は，100個である。

(b) 観測データの種類と補正

- ① 推定に使用できる観測データの種類とその補正項目を表3.4に示す。

表 3.4 観測データの種類と補正項目（続く）

データの種類	補 正 項 目	定 式 化 の 有 無
レンジ	大気屈折効果	モデル化
	電離層効果	モデル化
	アンテナ・オフセット	モデル化
	局・アンテナ内遅延	数値代入
	トラポン内遅延	数値代入
1-way ドップラー	大気屈折効果	モデル化
	電離層効果	モデル化

表 3.4 観測データの種類と補正項目（続き）

データの種類	補 正 項 目	定 式 化 の 有 無
1-way ドップラー	アンテナ・オフセット	モデル化
	局・アンテナ内遅延	数値代入
レンジ・ レート	大気屈折効果	モデル化
	電離層効果	モデル化
	アンテナ・オフセット	モデル化
	局・アンテナ内遅延	数値代入
	トラポン内遅延	数値代入
角度	大気屈折効果	モデル化
O N S	な し	———

② 観測局数

推定に使用する観測データを提供する観測局数は最大10局とする。

③ 観測データ取り扱い時間帯とマヌーバ時間帯との関係

推定の対象となる観測データの時間帯にマヌーバ時間帯を含まないものとする。

(c) 運動モデル

軌道推定で必要となる基準軌道（ノミナル軌道）は、S/Cの運動方程式を数値積分して求める。以下に、その機能を示す。

① 加速度項選択の機能

S/Cの基準軌道を生成する期間と精度に応じて、表3.5 に示す加速度項を選択できる。

表 3.5 加速度項

NO.	加 速 度 項
1	質点としての天体のNewton力（太陽，9 惑星，月）
2	地球，月の非球対称成分のNewton力（Oblateness）
3	太陽輻射圧
4	大気抵抗
5	一般相対論力
6	瞬時マヌーバ
7	ガス・リーク等の微小力

② 数値積分の機能

表3.6 に示す数値積分を使用して基準軌道を生成する。積分のきざみ幅を局所誤差制御法により自動的に変化させ、軌道生成する時期に応じた適切な精度で効率良く計算する。

表 3.6 数値積分の諸元

	諸 元
積分公式	Adams-Cowellの11次の予測子-修正子法
ステップ幅	局所誤差制御法
出発値計算	二体近似値を修正子法で修正
不連続処理	加速度の不連続点とSOI切り換え時に不連続処理を行う
補 間	積分公式による補間

(2) 予測 (伝播)

(a) マッピング機能

① 推定値の予測

あるエポックで推定された軌道決定値を用いて、任意の他の時刻における S/C の軌道予測値を求める。これは (I) (c) の運動方程式と同じ数値積分法で計算する。

② 誤差共分散と感度の予測

あるエポックで推定された軌道決定値の平均的誤差が任意の他の時刻でどれくらいの誤差として伝播するかを、予測誤差共分散を計算して示す。また、予測誤差の考慮パラメタの単位変動量に対する変動量として予測感度も計算できる。

これらの計算に必要な遷移行列は変分方程式を数値積分して求める。その際選択できる加速度項は表 3.5 と同じであり、数値積分法は S S L II の Adams 法 (サブルーチン O D A M) を用いる。

3.3.4 軌道予報プログラム I S S O P - 3 の概要

[1] 目的

本プログラムの目的は、軌道決定システムにおいて探査機の軌道予報に必要な処理、すなわち、探査機の軌道の計算、各観測局からの探査機の可視情報およびアンテナ予報データの作成、を行うことである。

[2] 機能概要

本プログラムは、以下の 4 つのモジュールから構成される。

- ① 軌道生成モジュール
- ② 可視情報生成モジュール
- ③ アンテナ予報データ作成モジュール
- ④ 天体 (S/C) エフェメリス作成モジュール

(i) 軌道生成モジュールの機能

ある時刻で入力された軌道 6 要素の値をもとに数値積分による軌道生成を行って、指定された時刻での値を計算する。計算値は L P リストとして出力されると共に積分のバックポイントから成る S/C エフェメリスファイルに格納され、可視情報作成モジュール、アンテナ予報データ作成モジュール、天体 (S/C) エフェメリス作成モジュールで利用される。軌道生成で使用する加速度項、数値積分の方法は軌道決定プログラム I S S O P - 2 と同様である。

(ii) 可視情報生成モジュールの機能

S/C エフェメリスファイルをもとに、指定された観測局からの探査機の見え始め (A O S)、見え終り (L O S) および最大仰角 (max E l) での各時刻、角度情報 (方位角, 仰角)、アップリンク/ダウンリンク (正確には、往復信号の $\frac{1}{2}$) のレンジ・レン

ジレートを計算し、LPリスト、可視情報ファイルに出力する。単一局の処理を複数回行うことにより、複数局の可視情報を計算・格納できる。

(iii) アンテナ予報データ作成モジュール

S/Cエフェメリスファイル・可視情報ファイルをもとに、指定された期間内の可視時間において指定された観測局からの探査機の角度情報（方位角、仰角）、アップリンク/ダウンリンク（正確には、往復信号の $\frac{1}{2}$ ）のレンジ・レンジレートを計算し、LPリスト、アンテナ予報ファイルに出力する。計算時間間隔は1分または10秒である。単一局の処理を複数回行うことにより、複数局の可視情報を計算・格納できる。

(iv) 天体（S/C）エフェメリス作成モジュール

S/Cエフェメリスファイルをもとに、指定された天体（9惑星、月、太陽）中心での探査機の軌道6要素（カルテジアン）を指定時間間隔で作成し、LPリスト、S/Cエフェメリスファイルに出力する。作成データの座標系はEME50および指定座標系（TOD-EQ, TOD-EC, 平均白道座標系）で表示・格納される。

3.3.5 ユーティリティ・プログラム群 I S S O P - 4 の概要

本プログラム群は、I S S O P - 1 ~ I S S O P - 3 の各プログラムを円滑に機能させるためのユーティリティ・ツールである。ユーティリティの種類には次のものがある。

- ① 擬似データ作成プログラム (P S E U D O)
- ② 各種ファイルの創成・初期化プログラム群
- ③ 各種ファイルのダンプ・プログラム群
- ④ その他のユーティリティ

3.3.5.1 擬似データ作成プログラム (P S E U D O) の概要

[1] 目的

本プログラムの目的は、I S S O P - 1 ~ I S S O P - 2 の各プログラムの動作チェックおよび探査機の事前・事後解析を行うための擬似データを作成することである。

[2] 機能概要

S / C エフェメリスファイルをもとに、指定観測局の観測データ (R - S, R - X, R R - S, R R - X, D P L - S, D P L - X, A z, E I, O N S データ) を計算し、これに観測ノイズ、バイアス、不良データを付加して擬似観測データを作成するものである。作成可能なデータのレベルは、データ前処理前の軌道生データ・レベル (編集生ファイル出力) とデータ前処理済の前処理観測データ・レベル (編集ファイル出力) がある。

3.3.5.2 各種ファイルの創成・初期化・ダンププログラム群

[1] 目的

I S S O P システムで用いられる各種ファイルの創成・初期化・ダンプを行う。対象となるファイルを表 3.7, 3.8 に示す。

[2] 機能概要

各ファイルの各々につき 1 つの創成・初期化・ダンププログラムが対応する。各プログラムは J C L またはコマンド・プロシジャにより起動する。

3.3.5.3 その他のユーティリティ

その他のユーティリティとして次のものがある。

- ① 時系変換ファイル (T I M F) 更新プログラム
- ② J P L 軌道データ (O D F データ) \leftrightarrow I S A S 軌道データ変換プログラム
- ③ (O - C) 値・軌道決定履歴表示プログラム
- ④ 惑星エフェメリス・ファイル作成プログラム

表 3.7 創成・初期化の対象となるファイルおよびプログラム名

略称	ファイル名	創成・初期化 プログラム名	使用プログラム名
OEDF	編集前ファイル	INOEDF	ISSOP-1
EDTF	編集ファイル	INEDTF	ISSOP-1
PRPF	前処理済ファイル	INPRPF	ISSOP-1, ISSOP-S
CHRF	時刻順編成ファイル	INCHRF	ISSOP-S, ISSOP-2
ELMF	エレメント・ファイル	INELMF	ISSOP-2, ISSOP-3
ESTF	推定結果ファイル	INESTF	ISSOP-2
CVF2	事後共分散ファイル	INCVF2	ISSOP-2
SCEF	S/Cエフェメリス・ファイル	INSCEF	ISSOP-2, ISSOP-3
OBSF	観測データ・ワークファイル	INOBSF	ISSOP-2
APRF	アンテナ予報ファイル	INAPRF	ISSOP-3
LPRF	長期予報ファイル	INLPRF	ISSOP-3
STEF	S/C・惑星エフェメリス・ファイル	INSTEF	ISSOP-3
CNSF	定数ファイル	INCNSF	共通
MSGF	メッセージ・ファイル	INMSGF	共通
RUNF	ランナンバ・ファイル	INRUNF	共通
TIMF	時系変換ファイル	INTIMF	共通

表 3.8 ダンプの対象となるファイルおよびプログラム名

略称	ファイル名	創成・初期化 プログラム名	使用プログラム名
OEDF	編集前ファイル	DPOEDF	ISSOP-1
EDTF	編集ファイル	DPEDTF	ISSOP-1
PRPF	前処理済ファイル	DPPRPF	ISSOP-1, ISSOP-S
CHRF	時刻順編成ファイル	DPCHRF	ISSOP-S, ISSOP-2
ELMF	エレメント・ファイル	DPELMF	ISSOP-2, ISSOP-3
ESTF	推定結果ファイル	DPESTF	ISSOP-2
CVF2	事後共分散ファイル	DPCVF2	ISSOP-2
SCEF	S/Cエフェメリス・ファイル	DPSCEF	ISSOP-2, ISSOP-3
OBSF	観測データ・ワークファイル	DPOBSF	ISSOP-2
APRF	アンテナ予報ファイル	DPAPRF	ISSOP-3
LPRF	長期予報ファイル	DPLPRF	ISSOP-3
STEF	S/C・惑星エフェメリス・ファイル	DPSTEF	ISSOP-3
CNSF	定数ファイル	DPCNSF	共通
EPHF	惑星エフェメリス・ファイル	DPEPHF2 DPEPH18A	共通
MSGF	メッセージ・ファイル	DPMSGF	共通
RUNF	ランナンバ・ファイル	DPRUNF	共通
TIMF	時系変換ファイル	DPTIMF	共通

4. 処理フロー

図4に示すように、各観測局で取得され編集前ファイルに蓄積された観測データは、前処理プログラムISSOP-1で編集・平滑・圧縮され、軌道決定を行うに都合の良いフォーマットに変換された後、前処理済ファイルに出力・蓄積される。このデータは時刻順には並んでいないので、ソート・プログラムISSOP-Sで1バッチ処理の軌道決定に必要なデータのみ取り出され時刻順に並びかえられて時刻順編成ファイルに出力される。軌道決定プログラムISSOP-2では、このデータを用いて軌道決定を行い、得られた結果はエレメント・ファイル、推定結果ファイル、事後共分散ファイルに出力される。エレメント・ファイルに出力・蓄積された軌道6要素は、次のバッチ処理の入力および軌道予報プログラムISSOP-3の入力となる。ISSOP-2で得られた事後共分散は事後共分散ファイルに出力されるが、この値は次のバッチ処理の入力共分散として使用したり、軌道制御計画支援システムの入力となる。ISSOP-3では、エレメント・ファイルを介して軌道6要素を入力し（マニュアル入力も可）、軌道生成を行ってS/Cエフェメリス・ファイルに出力する。ISSOP-3では他に、長期可視情報やアンテナ角度予報データを作成して長期予報ファイル、アンテナ予報ファイルに出力する。長期可視情報やアンテナ角度予報データは各観測局に伝送された局運用や衛星運用に供される。

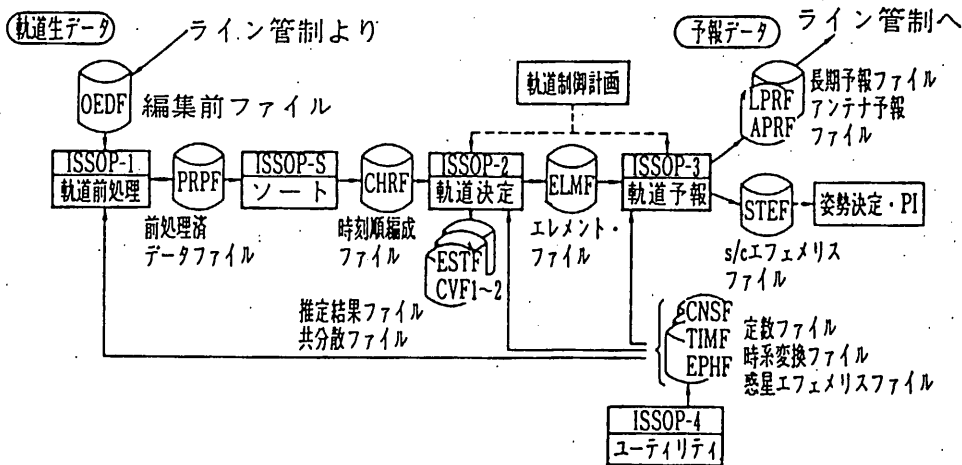


図4 ISSOPシステムの処理の流れ

5. 2 軌道・姿勢制御装置

5. 2. 1 姿勢・軌道制御装置 (AOC)

二宮研、NEC

5. 2. 1. 1 AOCE

1. 概要

本装置はMUSES-Aの姿勢制御、軌道制御、姿勢データの計測、 ΔV データの計測を行うための装置である。AOCEはサンセンサ(SAS)、スタースカナ(SSC)、地球センサ(SHCI)、加速度計(ACM)とインタフェースを持ち、AOCS系を構成するこれらの機器へ電源電圧・制御信号を供給し、各機器からの出力データあるいはTLMデータの処理をする。さらに、RCS系ともインタフェースを持ちコマンドまたはAOC Pから設定されるデータに従ってRCSスラスタの推薬弁のドライブ信号を出力する。また、AOCEはAOC Pに対しては、必要なコマンド信号・センサデータ・モードステータス等を供給し、AOC Pから出力されるRCS・SSCの制御データやテレメトリデータを処理する。

AOCEの機能系統図を図1に示す。

2. 機能

1) センサデータ計測処理

AOCEではSAS、SSC、SHCIから出力されるセンサ信号であるパルス信号及びアナログ出力信号を受け、16秒周期の位相計測基準クロックの立ち上がりから各パルスまでの時間を位相データとして計測する。また、パルスが出力されると同時に各センサから出力されるアナログ信号をA/D変換し波高値データとして取得する。

またACMより出力される加速度データを7.8 msec毎に計測する。

a. SASデータの計測

SASデータはサンパルスの立ち上がりの位相、サンパルスの出力間隔、デジタル粗太陽角7bit、アナログsin精太陽角、アナログcos精太陽角の計測を行う。

計測されたSASデータはテレメトリへは16フレーム毎に出力される。

またサンパルス毎にAOC Pへも出力される。

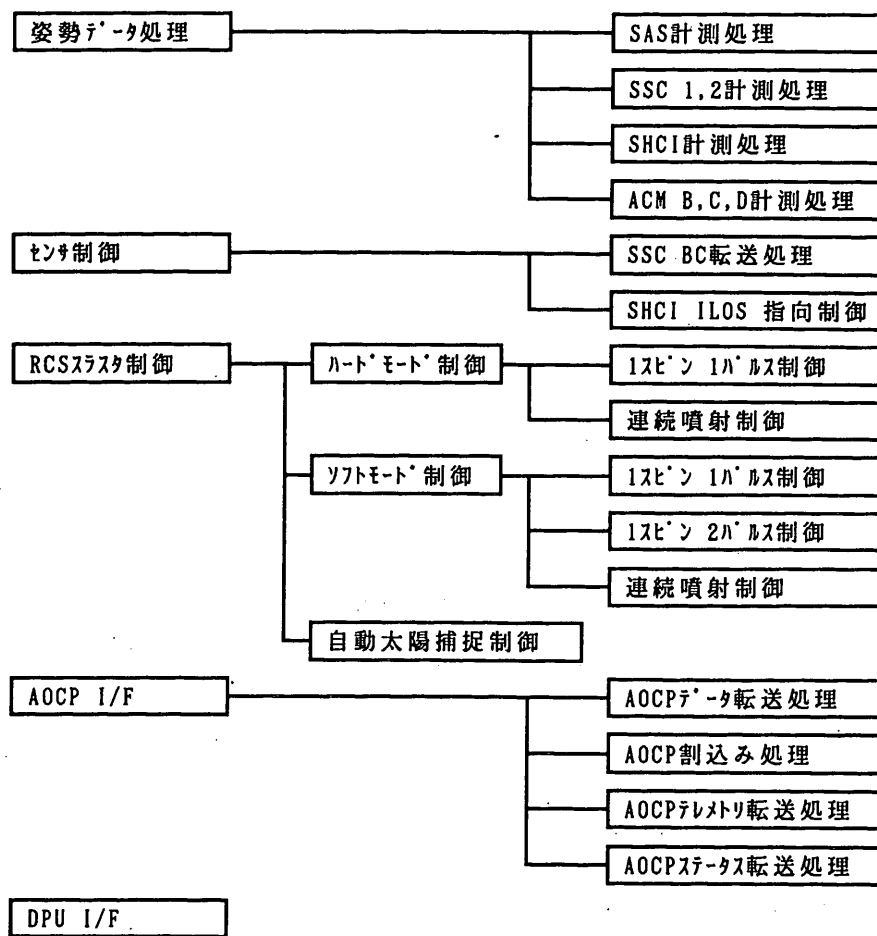


図1 AOCE機能系統図

b. SSCデータの計測

SSCデータはスターパルス#1、#2の立ち上がり位相及びスターパルス#1、#2のアナログ波高値データの計測を行う。

テレメトリへは後述するSHCIのデータと共に計測モードで16秒間連続して計測しその結果をRAMに書き込んだ後、転送モードでそのデータをまとめて出力する。

またスターパルス毎にAOC Pへも出力される。

c. SHCIデータの計測

SHCIデータはS/E (Space to Earth) パルスの立ち上がり位相、立ち下がり位相、波高値データ、S/Eパルス立ち上がり時のILOS位相角、E/S (Earth to Space) パルスの立ち上がり位相、立ち下がり位相、波高値データ、E/Sパルス立ち上がり時のILOS位相角の計測を行う。また、コマンドによる切り替えによってSHCIサンパルスの立ち上がり位相、立ち下がり位相、立ち上がり時のILOS位相角の計測も行う。

これらのデータはSSCデータと共に一旦バッファRAMに書き込まれた後、まとめてテレメトリ出力される。

d. ACMデータの計測

ACMから出力される加速度データ及び温度データの計測も行う。加速度データの計測は7.8 msec周期で行われ各加速度のデータ間には2 msec以内の同時性がある。このデータはAOC Pに送られる。

2) センサ制御機能

AOC Eは各センサに対して以下のような制御を行う。

SAS	電源のON/OFF
SSC	ON/OFF/CALコマンドパルス転送 (DCの転送) パラメータ設定 (BC/AOC Pにより設定)
SHCI	電源のON/OFF モード/スレシヨルドパラメータ設定 (DC/BCにより設定)

ILOS制御

(BCの設定内容により制御)

ACM 電源のON/OFF

このうち、SHCIの制御はSHCI制御BCに設定された内容に従って行われる。SHCI制御BCのフォーマットを図2に示す。SHCI制御BCには以下の3種がありこれらの識別は第1バイト7SBとLSBによる。

第1バイト		モード
7SB	LSB	
0	1	FIXモード
1	0	STEERモード
1	1	スレシヨルドモード

FIXモード時には第2バイト3SB～LSBによって設定されたステップ数だけ(設定範囲0～63ステップ)ILOSヘッドを回転させるようステップパルスを出力する。回転方向は第2バイト2SBにより設定される。

0	CW方向
1	CCW方向

STEERモード時にはサンパルス毎、あるいは第2バイト3SB～LSBにより設定された時間幅(設定精度 $1/16$ sec、設定範囲2～6sec)毎にCW方向にILOSヘッドをステップングさせるようステップパルスを出力する。サンパルスとクロックのどちらを基準にするかは第2バイト2SBにより設定される。

0	サンパルス
1	クロック

スレシヨルドモード時には第2バイト6SB～LSBの設定に従いSHCIスレシヨルド設定ビットにステータス信号を出力する。

3) RCSスラスタ制御機能

AOC Eは設定されたデータもしくはハードウェアロジックに従って搭載されている12個のRCSスラスタをドライブし衛星の姿勢制御・軌道制御・スピンレート制御を行う。このスラスタ制御はその設定データが地上からのBCコマンドによって設定されるハードモード、AO

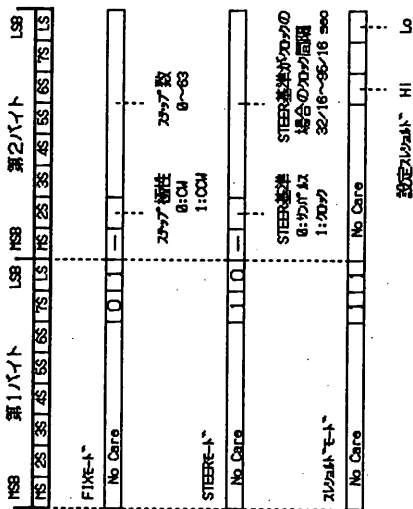


図2 SHCI 制御 BC

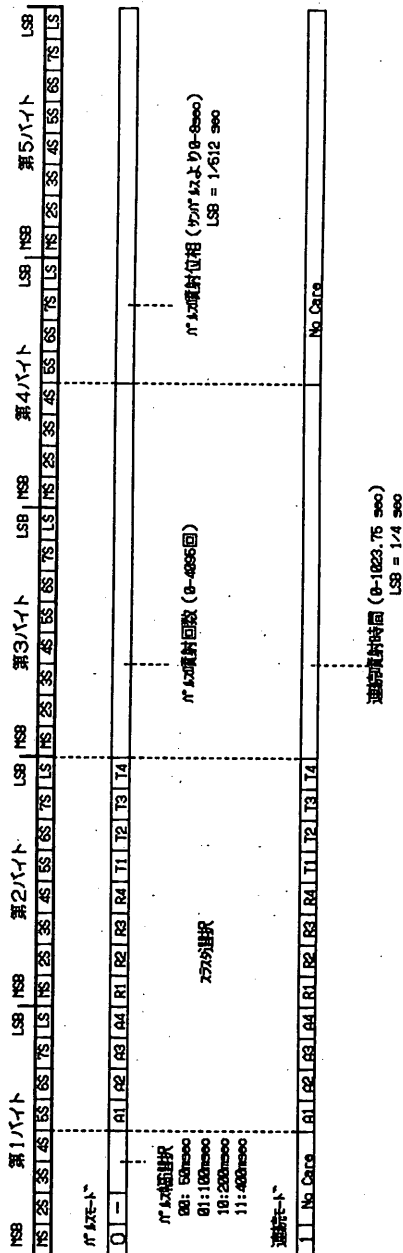


図3 RCS 制御 BC

CPによって設定されるソフトモード及び、サンセンサから出力される太陽角を用いてハードウェアロジックによって衛星の太陽角を一定の範囲内に保持する自動太陽捕捉モードの三つのモードを持つ。ハードモード・ソフトモード・自動太陽捕捉モードの切り替えはDCコマンドにより行われる。

a. ハードモード

ハードモードでの制御の内容は5バイトのRCS制御BCによって設定され、その内容はRCS制御停止中にBCコマンドによって書き換えることができる。ハードモードでRCS制御実行中にRCS制御BCを打っても新たに送った分は無視される。AOCEハードにはスラスト制御BCを1セットだけ保持しておくことができる。RCS制御BCの内容を図3に示す。

ハードモードでは以下の2つのタイプのスラスト制御を行うことができる。

パルス噴射モード

連続噴射モード

パルス噴射か連続噴射かはRCS制御BCの第1バイトのMSBによって識別される。

- | | |
|---|----------|
| 1 | 連続噴射モード |
| 0 | パルス噴射モード |

また両モード共に使用スラストを第1バイト5SB～第2バイトLSBの12ビットで設定しこの範囲のビットが1のスラストが制御で用いられる。

連続噴射モードの時にはBCの第3バイトMSB～第4バイト4SBの12ビットで噴射時間を設定する。設定精度は250 msec/bitで、0～1024 secまで設定できる。

パルス噴射モードの時にはBCの第1バイトの3SB, 4SBの2ビットでパルス噴射幅を、第3バイトのMSB～第4バイトの4SBまでの12ビットでパルス噴射回数(0～2047回)を設定する。

第1バイト		パルス幅
3SB	4SB	
0	0	50 msec
0	1	100 msec
1	0	200 msec
1	1	400 msec

またパルスの噴射位相を第4バイト5SB～第5バイトLSBまでの12ビットで設定する。これはサンセンサからサンパルスが出力されてからRCSスラストのパルス噴射を開始するまでの待ち時間で1.95 msec/bitの設定精度で0～8 secの範囲で設定できる。

b. ソフトモード

ソフトモードではRCS制御データはAOC P上のソフトウェアによって計算/設定され、その内容にしたがってスラスト制御を行う。モードとしては以下の3つがある。

- 1 スピン1パルス噴射モード
- 1 スピン2パルス噴射モード
- 連続噴射モード

各モードの切り替えはAOC Pから出力されるデータ内容によって行われる。

連続噴射制御モードではハードウェアモードと同様の制御が行われる。

1 スピン1パルス噴射モードも基本的にハードウェアモードでのパルス噴射制御と同様である。但しソフトウェアでパルス毎に噴射位相・噴射パルス幅・噴射スラストの設定を変えて制御することができる。

1 スピン2パルス噴射モードはソフトウェアモードに固有のモードで、1 スピン中に2個のパルス噴射を行うことができるモードである。2個のパルスのうち第1パルスはサンパルスからの噴射位相を設定して噴射される。第2パルスは第1パルスの噴射後第1パルスの噴射開始からの遅れ位相を設定して噴射される。また、第1パルス、第2パルス独立に噴射するスラスト及びパルス幅を選択できる。これらの設定はパルス毎にソフトウェアによって内容を変えて

制御できる。但し、第2パルスはラジアルスラストのみで噴射できる。

ソフトモードの場合にはA O C Pは各モード実行中にR C S制御停止コマンドを出力することが出来る。このコマンドが出力されるとA O C EはR C S制御を即座に中止する。

さらにR C S制御実行中にA O C Pのエラーが検出された場合にはA O C Eは即座にR C S制御の実行を中止し、R C S制御モードはハードモードに切り替える。この時、予めコマンドによって自動太陽捕捉自動移行モードが設定されていればA O C Eは自動的に後述する自動太陽捕捉制御を開始する。

c. 自動太陽捕捉モード

自動太陽捕捉制御モードはハードウェアロジックにより構成されるスピン軸方向制御でサンパルスのタイミングでコマンドにより設定されたアキシャルスラストまたはラジアルスラストを噴射し太陽角 (θS) が $90^\circ \pm 5^\circ$ に収まるよう制御する。スラストの噴射幅は1回50 msecでこの幅は固定である。制御ロジックは以下のように構成される。

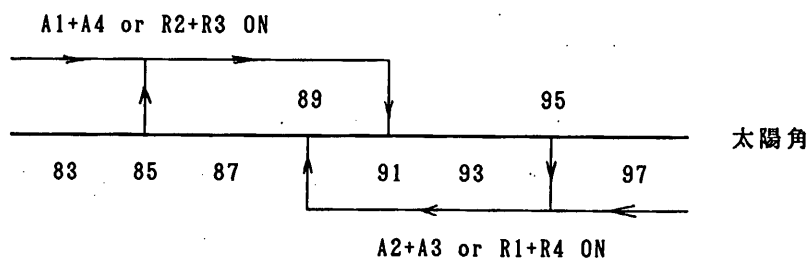


図4 自動太陽捕捉制御ロジック

自動太陽捕捉制御はハードモード、ソフトモードのR C S制御が開始されると自動的にオフされる。

3. 性能諸元

電氣的性能

1) 姿勢データ計測

1. サンセンサ

サンハース位相	19bit LSB = 1/16384 SEC
サンハース周期	16bit LSB = 1/16384 SEC
精太陽角(cos)	8bit (0~5V A/D)
(sin)	8bit (0~5V A/D)
粗太陽角	7bit (デジタル信号)

2. スターセンサ

スターハース#1位相	19bit LSB = 1/16384 SEC
スターハース#1波高値	8bit (0~5V A/D)
スターハース#2位相	19bit LSB = 1/16384 SEC
スターハース#2波高値	8bit (0~5V A/D)

3. SHCI

S/ENハース立ち上がり位相	16bit LSB = 1/4096 SEC
S/ENハース立ち下がり位相	16bit LSB = 1/4096 SEC
S/ENハース波高値	8bit (0~5V A/D)
S/ENハース時ILOS角	8bit (デジタル信号)
E/SHハース立ち上がり位相	16bit LSB = 1/4096 SEC
E/SHハース立ち下がり位相	16bit LSB = 1/4096 SEC
E/SHハース波高値	8bit (0~5V A/D)
E/SHハース時ILOS角	8bit (デジタル信号)
サンハース立ち上がり位相	16bit LSB = 1/4096 SEC
サンハース立ち下がり位相	16bit LSB = 1/4096 SEC
サンハース時ILOS角	8bit (デジタル信号)

4. 加速度計

ACM-B加速度	8bit (-5~5V A/D)
ACM-C加速度	8bit (-5~5V A/D)
ACM-D加速度	12bit (-5~5V A/D)
ACM-B温度	8bit (0~5V A/D)
ACM-C温度	8bit (0~5V A/D)
ACM-D温度	8bit (0~5V A/D)

2) RCS スラスタ制御

ハードウェア

1ステーション 1ハールズ噴射

1. ハールズ噴射位相

(オンハールズからハールズ噴射開始までの位相)

分解能 1/512 sec

設定範囲 0.0~8.0 sec (12bit)

2. ハールズ噴射幅

分解能 1/1024 SEC

設定範囲 0.05, 0.1, 0.2, 0.4 sec

3. 噴射ハールズ数

0~4095個 (12bit)

連続噴射

噴射時間

分解能 1/4 sec

設定範囲 0.0~1023.75 sec (12bit)

ソフトウェア

1ステーション 1ハールズ噴射

1. ハールズ噴射位相

(オンハールズからハールズ噴射開始までの位相)

分解能 1/512 sec

設定範囲 0.0~8.0 sec (12bit)

2. ハールズ噴射幅

分解能 1/1024 sec

設定範囲 0.05, 0.1, 0.2, 0.4 sec

3. 噴射ハールズ数

0~4095個 (12bit)

1ステーション 2ハールズ噴射

1. 第1ハールズ噴射位相

(オンハールズからハールズ噴射開始までの位相)

分解能 1/512 sec

設定範囲 0.0~8.0 sec (12bit)

2. 第2ハールズ噴射位相

(第1ハールズ噴射開始から第2ハールズ噴射開始までの位相)

分解能 1/512 sec

設定範囲 0.0~8.0 sec (12bit)

3. ハールズ噴射幅 (第1、第2ハールズとも)

分解能	1/1024 sec
設定範囲	0.05, 0.1, 0.2, 0.4
4. 噴射パルス数 (第1, 第2パルス合計)	0~4095個 (12bit)
5. 第2パルス設定可能スラス	R1, R2, R3, R4 スラス

連続噴射

噴射時間

分解能	1/4 sec
設定範囲	0.0~1023.75 sec (12bit)

3) A O C P I / F

データ転送

16Bit シリアル転送	
転送クロック	524KHz
I/Oポート数	30

メモリ転送

8Bit シリアル転送	
転送クロック	524KHz

ポートステータス

6Bit パラレル転送	
-------------	--

割り込みライン

7ライン	
------	--

4) 消費電力 (センサ, R C S電源を含まず)

+5V	77 mA
+12V	83 / 21 mA (ACM-D ON時 / OFF 時)
-12V	70 / 26 mA (ACM-D ON時 / OFF 時)
+15V	150 mA (リレー駆動時瞬間値)
+29V	4 mA

機械的性能

1) 形状

図 5 参照

2) 重量

8. 6 4. K g

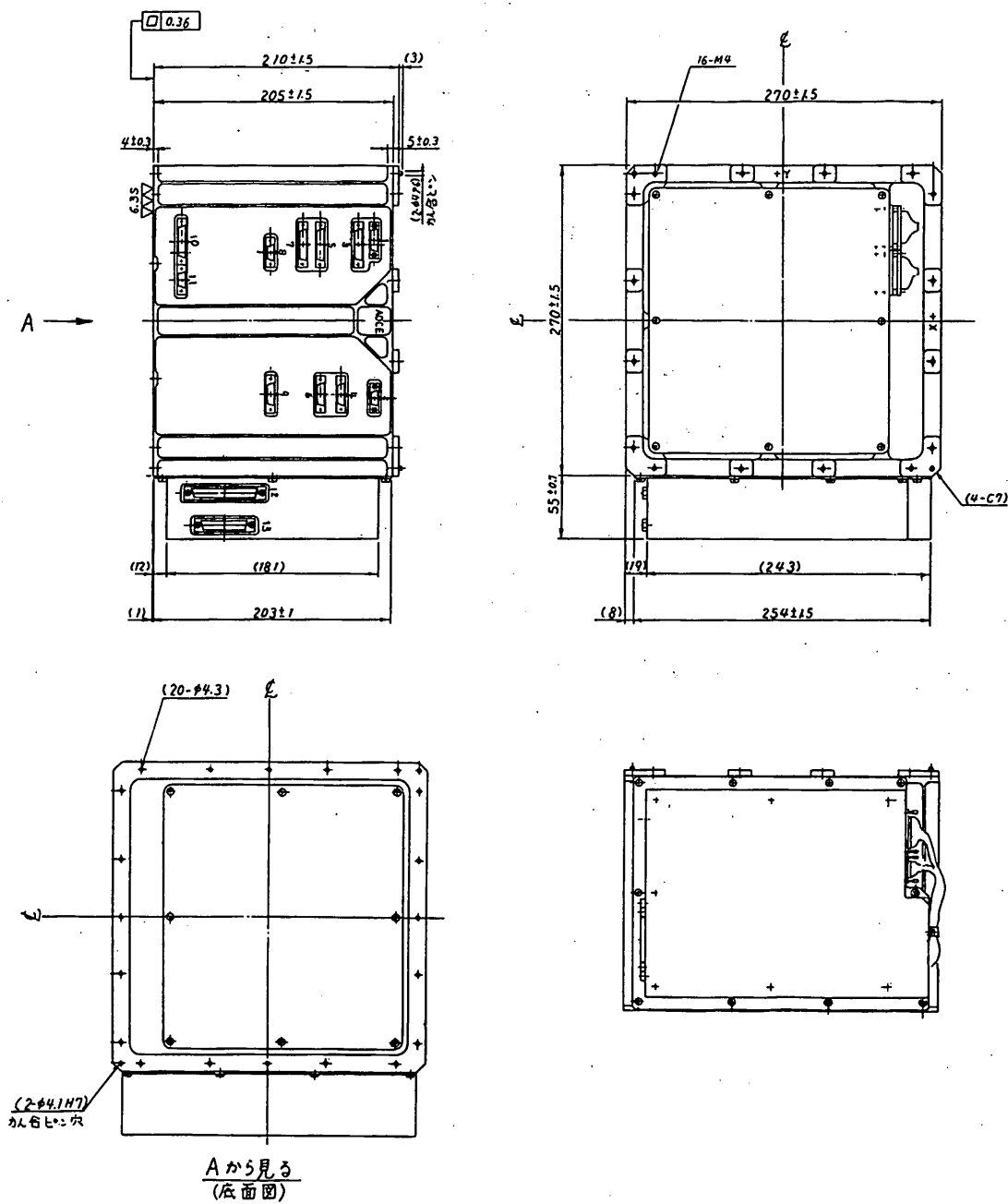


図5 AOCE外観図

5. 2. 1. 2 AOCP

1. 概要

姿勢・軌道制御プロセッサ (AOCP) は、MUSES-Aの姿勢制御系のコンポーネントであり、姿勢・軌道制御装置 (AOCE) と共に、姿勢・軌道の計算及び制御を行うための装置である。本装置には、耐放射線下地16ビットCPUが、1台搭載されている。

また、軌道検出のために用いられるオプティカルナビゲーションセンサ (ONS) から、光ファイバにより伝送される月及び星の画像データを処理する。

2. 主要諸元

2. 1 計算機部

CPU	:	16bit (V30相当)
クロック	:	6.29MHz
ROM	:	8kbyte バイポーラ P-ROM
RAM	:	64kbyte C-MOS S-RAM
RAM誤り訂正機能	:	1bit誤り訂正 2bit誤り検出 (SEC・DEDコード)
割り込み	:	16チャンネル
AOCE IF	:	シリアルインターフェイス クロック 524KHz アドレス 8bit データ 16bit
デバッグ用IF	:	TTYインターフェイス 伝送速度 9600/4800bps データ長 8bit

2. 2 ONS制御部

データ伝送レート : 14.96MHz
信号形式 : NRZ-Lデータ 1ライン
CLOCK 1ライン
画像データ : 12080データ/360°
192byte/データ
同期コード : FA F3 20 (1.6進)
画像メモリ : 128kbyte

2. 3 コマンド制御部

コマンド項目 : AOCP ON
AOCP OFF

2. 4 電源部

消費電力 +5V : 7.36W typ
(7.55W standby)
+12V : 0.74W typ
-12V : 0.55W typ
+15V : 180mA typ
(コマンド入力時 30msecのみ)

2. 5 機械的性能

寸法、形状 : 図1に示す
重量 : 2.882kg

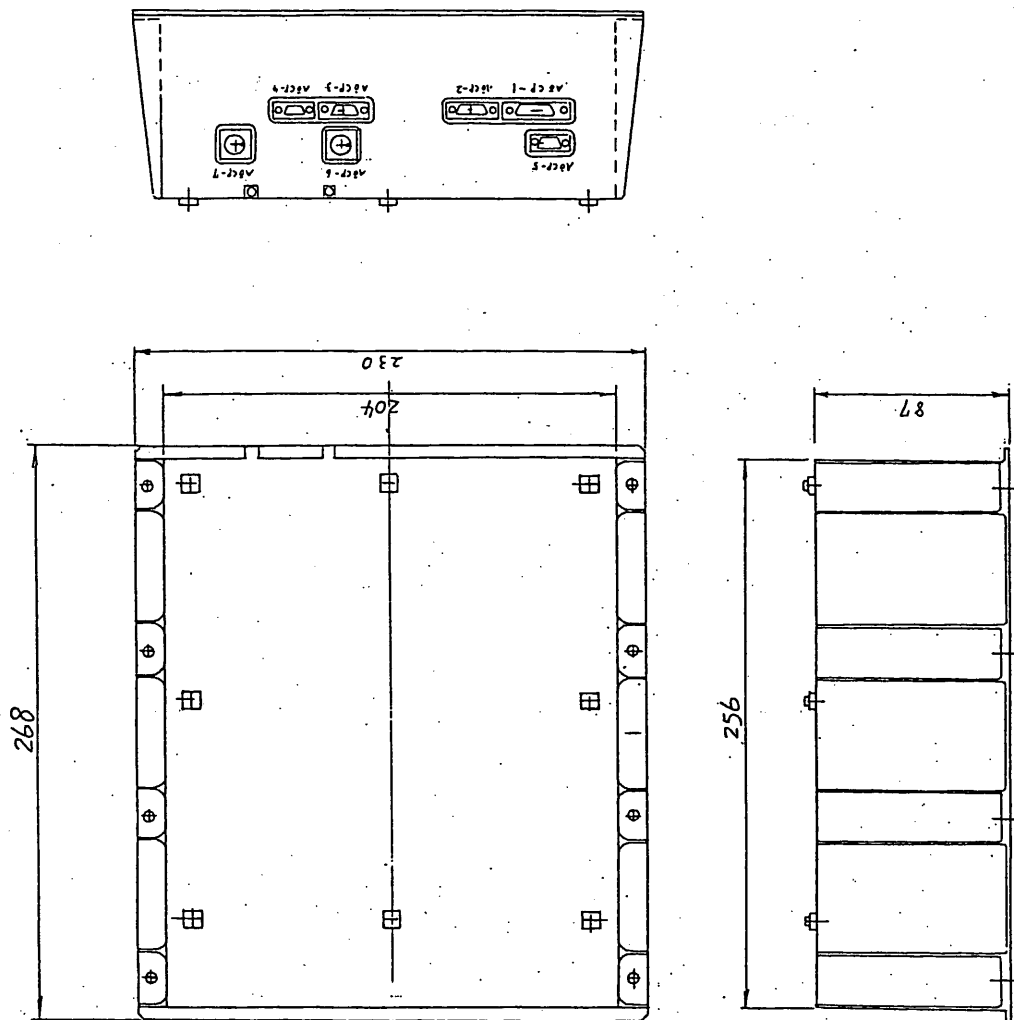


図 1 . 姿勢軌道制御御プロセスサー (AOCP) 外観図

5.2.2 リアクション・コントロール装置 (RCS)

上杉研、三菱長船

1. 概要

MUSES-Aミッションは、月スウィングバイ軌道の達成を主目的としており、精密な軌道・姿勢制御が必須である。この軌道・姿勢制御系におけるアクチュエータとしてのRCSは、燃料をヒドラジンとするモノプロペラントスラスタを用いたブローダウンシステムという基本システムの観点からは「すいせい」等と同じであるが、複雑且つ精密な軌道・姿勢制御を行う関係上「すいせい」等よりさらに改善を図っている。

その改善点の概要を次に示す。

- (1) 燃料を「すいせい」等の約4倍に増し、タンクの形状もブラダー方式からスピン衛星であることの特徴を生かしたノンブラダー方式の涙滴形状（ティアードロップ）型に変え、燃料の排出効率の改善を図ると共にブラダー材エラストマの耐久性に関する懸念を無用にした。
- (2) スラスタの配置はMUSES-Aが複雑な軌道制御を行う関係上「すいせい」等の6基から12基に増し、タンジェンシャル、ラディアル、アキシシャル方向にそれぞれ4基ずつ配置している。
- (3) スラスタの推力も「すいせい」等に比べ1回の速度制御量が多いため、主に速度制御に用いるラディアル、アキシシャルスラスタは、新しく開発した推力23Nのものを用いている。タンジェンシャルスラスタは「すいせい」と同じ3Nの推力であるが若干の改良が施されている。

2. システム及び構造

2.1 システム

RCSのシステムは押ガス（Heガス）系、燃料（ヒドラジン）系、エンジン系、ヒーター系及びセンサー系から成る。そのシステム系統図を図. 1 に示す。

(1) 押ガス、燃料システム

重量軽減と作動信頼性向上を目的として、Heガスとヒドラジンをブラダー無しに共存させるノンブラダー式の涙滴形状タンクを用い、ブローダウン方式としている。

この方式は、燃料の消費に伴い圧力が下がり、燃料流量が減少、燃焼圧力も下がって発生する推力は小さくなる不利な点があるが、重量及び信頼性の向上の利点が多い。

(2) エンジンシステム

エンジン系は12基のスラスタをタンジェンシャル、ラディアル、アキシャル方向に4基ずつ配置し、速度制御及びスピン調整及び角度調整等の姿勢制御に用いる。

又、デグラデーションモードとして、エンジンモジュールAとBの組合せ、又はエンジンモジュールCとDの組合せのいずれか一方の組合せでも操作可能な方式としている。

(3) ヒーターシステム

ヒドラジンは $+5^{\circ}\text{C}$ ～ $+70^{\circ}\text{C}$ の範囲で温度制御が必要である。低温側は凍結防止より、又、高温側は安定性よりの制限である。スラスタも燃焼特性からの要求により作動開始前、分解室温度を約 100°C にする必要がある。

この温度制御のためタンク、配管、ラッチングバルブ、推棄弁等の液ライン及びスラスタの分解室(ベッド)に加熱用のヒーターを設けている。

尚、このヒーターシステムはスラスタベッド及びエンジンモジュールヒーター以外はHCEを介して後に述べるセンサーシステムとリンクさせ、規定の温度範囲に自動制御できるようになっている。又、万一の場合を考え、スラスタベッド及びエンジンモジュールヒーターを含めて、地上からのコマンドでもヒーターのON/OFFが出来るようになっている。

このヒーターの運用に関しては、スラスタベッドヒーターはRCS使用の約2時間前^{*1}からONし、使用後はOFFしておく。又、日陰用ヒーター(タンク、配管、ラッチングバルブ、推棄弁、エンジンモジュール)は、日陰5時間前^{*2}からONし、日照時の電力が十分使える間に温度を高めしておく。また、エンジンモジュールヒーターのみは、日陰時の電力節約のため、日陰突入と同時にOFFするようにしている。それ以外の時は、自動制御に切替えておく。

^{*1} 打上げ前的大気中でスラスタベッドヒーターをONする場合には、カタライザの酸化防止のため 52°C を超えないようにコントロールする必要がある。

- *2 打上げ直後の日陰でのRCS作動に際しては、打上げ約2時間前から打上げ直前の可能な時間までRCSの全ヒーターをONしておき、打上げ時はOFFする。

(4) センサーシステム

タンク、配管、ラッチングバルブ、推進弁等の液ライン及びスラスタの分解室には温度管理のため温度センサーを設けている。又、タンク押圧の監視のため圧力センサを設けている。これらの情報はHKを通して地上で入手できる。

2.2 構造

(1) 全体

(ア) RCSは2つのタンクモジュール、4つのエンジンモジュール、6つのバルブモジュールを溶接配管で結び、RCS全体が1つの溶接構造となっている。

各モジュールはRCS全体の重心が衛星の中心（スピン軸上）に来るように対称に配置しているが、その全体配置図を図. 2に示す。

(イ) RCSを1つの溶接構造として完成させるため、工場での組立は衛星構体と同じインターフェースをもつ組立治具上に行い、そのまま専用コンテナに入れて輸送できるようにしている。

(ウ) 衛星への組込みは分解することなく、組立てたまま吊り上げが出来るように工夫した専用の吊治具を用いて行うようにしている。

但し、衛星への組込み上、配管の2箇所のみは衛星への組立後に宇宙研の衛星クリーンルーム内で可搬型の専用溶接機を持込んで溶接する方式となっている。

(2) タンクモジュール

対称性の要求からA、Bの2モジュールから成る。タンクは、チタン合金製であり、等肉厚超塑性成形法によって作られた半球殻と円錐殻を溶接してティアードロップ型の形状としている。又、タンクには加熱用のテープヒーターを貼付けその上をアルミ蒸着マイラーで巻いて断熱している。温度センサーはタンクの出口付近よりヒドラジソの中に挿入し、接手部を溶接シールしたもので、直接液温を測定するようにしている。

(3) エンジンモジュール

A～Dの4つのモジュールからなり、AとC及びBとDは互いに構造も同じでスピン軸に対し対称位置に配置している。AとCモジュールは各々タンジェンシャルスラスタ2基、ラディアルスラスタ1基、アキシャルスラスタ1基を備えており、衛星の円筒上面よりノズルの部分が出るようにプラットフォーム上面のエンジンモジュール取付台上に配置している。又、BとDモジュールは各々ラディアルスラスタ1基、アキシャルスラスタ1基を備えており、衛星の円筒下面よりノズルが出るようにプラットフォーム下面のエンジンモジュール取付台上に配置している。

スラスタはヒドラジン分解室、ノズル、取付部、推薬弁等から成り、主な材料はヘインズ合金25、SUS304であり、ヒドラジン分解触媒はShell 405である。

スラスタの分解室及び推薬弁には、加熱用のヒーター及び温度監視用の温度センサーを設けており、分解室の周囲は熱シールド筒で覆い、又、推薬弁部はアルミ蒸着マイラーを巻いて断熱している。

(4) バルブモジュール

バルブモジュールは配管の経路が出来るだけ短くなるようにA～Fの6つのモジュールに分割し、エンジンモジュール取付台の側面に取付け、衛星の外側より太陽電池パネルのアクセス孔を通して、注液等の作業が出来るようにしている。

バルブモジュールBにはタンク1個ずつ注液が出来るようにするための手動弁があるが、注液後は、「開」にしたままにしておく。バルブモジュールDにはガス系のラッチングバルブを有する。これは、打上げ前及び打上げ時には「閉」とし、姿勢変化による液の移動を防止する。又、RCS作動時も「閉」とし、双方のタンクからの均一な燃料の排出を図る。一方、RCS作動後約1時間経った後は、温度変化による液の移動を防止するため「開」にしておく。

バルブモジュールA、C、E、Fには、A～D各エンジンモジュール内のスラスタバルブに万一リークが生じた場合に、そのモジュールへの液料供給を遮断するための液系ラッチングバルブがあり、注液後及び打上げ時は、スラスタバルブの万一のリークに対する安全のため「閉」にしておき、打上げ後「開」にする。また、このラッチングバルブには、加熱用のヒーターと温度監視用の温度センサーがついており、その上をアルミ蒸着マイラーで巻いて断熱している。

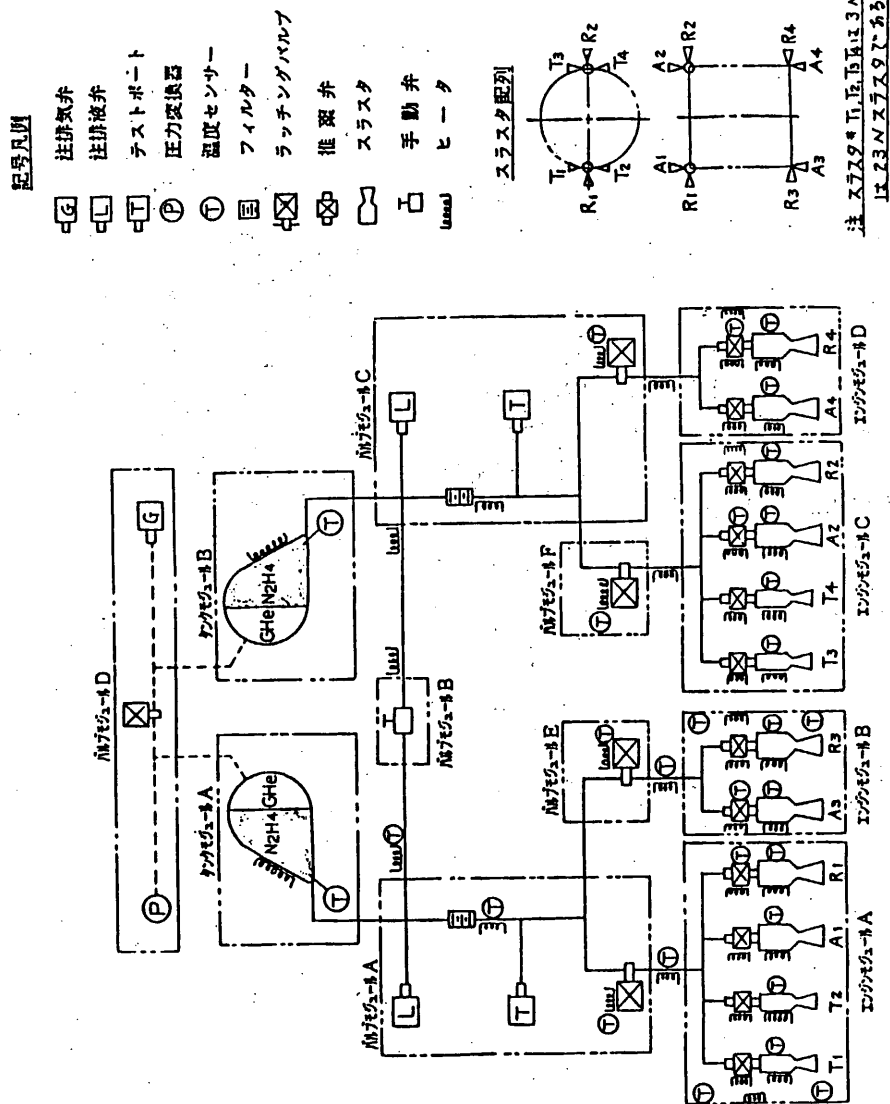
3. 性能

ブローダウン方式であるため、性能は押圧の減少と共に変化する。表. 1 にブローダウン初期と末期の性能を示す。ブローダウン末期とは搭載燃料を全て消費し終る時点の値である。

但し、本表で用いた衛星の重量特性は次の通りである。

衛星の空体重量 (ルナ-オービタ 除く)		139.39	kg
燃料搭載量		42	kg
慣性モーメント (I_z)	WET	41.8	kg. m ²
	DRY	32.4	kg. m ²

図1 RCSシステム系統図



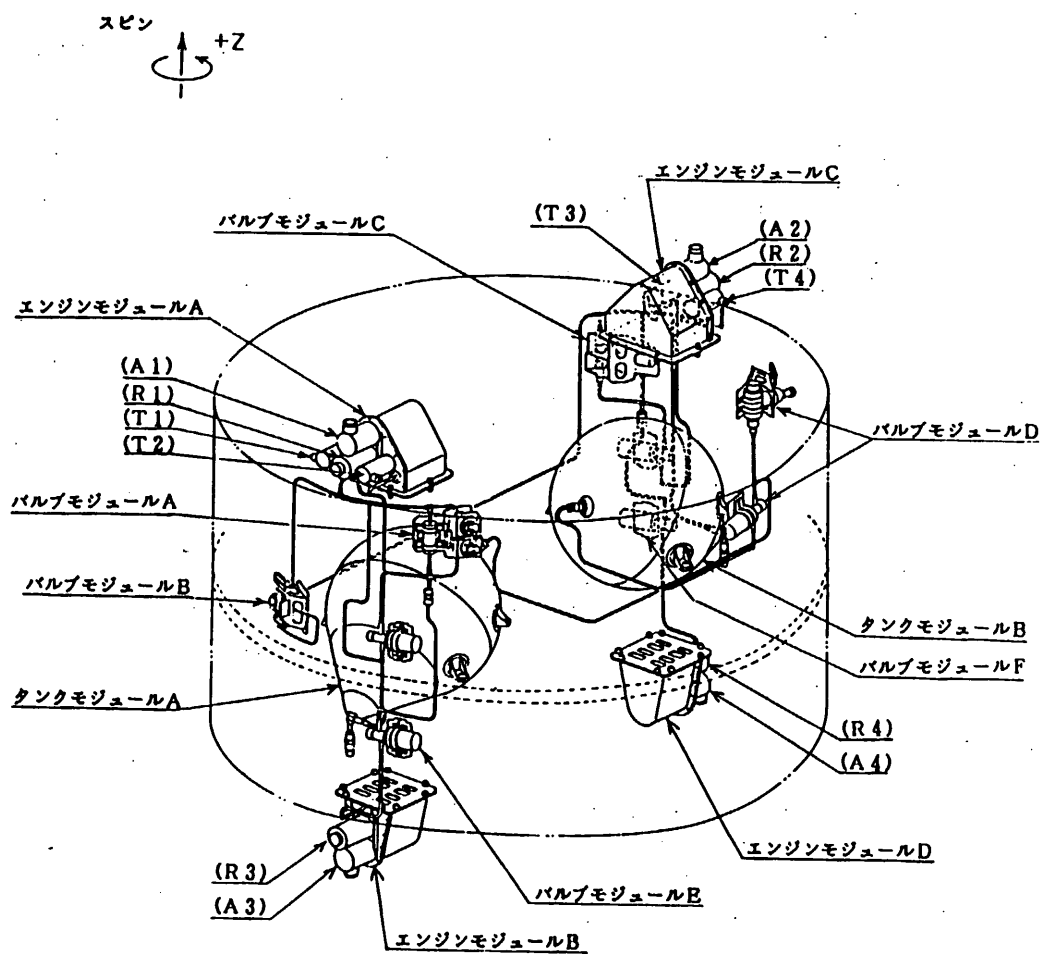


図2 RCS全体配置図

表. 1 MUSES-A RCS 計画性能表

項 目		記 号 ・ 単 位	ブローダウン 初期	ブローダウン 末期	記 事
1. 推 力	タンジェンシャル スラスタ	f N	3.00	1.23	
	アキシャル ラジアル スラスタ		23.0	9.7	
2. 全 推 力		I_t N.S	88,370		$W_P = 41.94\text{kg}$ $I_{SP} = 215 \text{ s}$
3. 燃料重量		W_P kg	42.0		Heガス含む
4. 加速力		F N	46.0	19.4	
5. プレセッション トルク	アキシャルスラスタ	T_{θ} N.m	28.1 (14.0)	11.8 (5.9)	$r = 0.61\text{m}$, 2基作動 ()は1基作動
	ラジアルスラスタ		21.0 (10.5)	8.9 (4.5)	$r = 0.456\text{m}$, 2基作動 ()は1基作動
6. スピントルク		T_s N.m	3.84	1.57	$r = 0.64 \text{ m}$
7. 加速度		\dot{V} cm/s ²	23.8	12.8	衛星重量 (L0有) 初期 193.39 kg 末期 151.39 kg
8. プレセッション 角速度	アキシャルスラスタ	$\dot{\theta}$ ° /S	18.39 (9.19)	9.96 (4.98)	5項と同じ $N = 20 \text{ rpm}$ I_z 初期 41.8 kgm ² 末期 32.4 kgm ²
	ラジアルスラスタ		13.74 (6.87)	7.51 (3.76)	
9. スピン加速度		N (rpm)/S	0.877	0.463	同 上
10. 最小 パルス幅	タンジェンシャル スラスタ	Δt_m msec	100		
	アキシャル ラジアル スラスタ		50		
11. パルス当り 最小 プレセッション角	アキシャルスラスタ	$\Delta \theta$ °	0.92 (0.46)	0.50 (0.25)	5項と同じ
	ラジアルスラスタ		0.69 (0.34)	0.38 (0.19)	
12. パルス当り最小スピン 変化		ΔN rpm	0.090	0.054	
13. RCS重量		W_{RCS} kg	WET 64.25	DRY 22.25	
14. タンク圧力		P_T kg/cm ²	20.0	6.3	

5. 2. 3 ニューテーション・ダンパ (ND)

雄田研, 二宮研, NEC

1. 概要

ニューテーションダンパ (ND) は、MUSES-Aの姿勢を精度良く安定させるために、受動制動方式によるニューテーションダンピング機能を有する。NDに封入された作動流体の運動によってエネルギーを消散することにより、外乱トルク、制御トルク等により誘発される衛星のニューテーション運動を減衰させる。

MUSES-Aでは、スピン軸に垂直な面内に円環型ニューテーションダンパを配置し、更にダンパの中心をスピン軸からオフセットさせ、有効な減衰特性を得ている。

2. 構成

ニューテーションダンパは、円環部、封入部、取り付けフィッティング部及び作動流体より構成される。

1)円環部

使用材料	アルミ合金
円環径	φ360mm
円環内径	φ20mm
円環肉厚	1mm

2)封入部

使用材料	アルミ合金
封入法	真空封入

3)取付フィッティング

使用材料	エポキシ積層板
------	---------

4)作動流体

使用流体	シリコンオイル
比重	0.85 (25°C)
動粘性係数	5.0 c s t (25°C)

3. 性能

1) 物理的性能

減衰時定数	2分 (20rpm, 20°C)
中心角	$2\theta = 90^\circ$ (充填率25%)
リーク量	1.0 atm·cc/年 以下

2) 機械的性能

外形・寸法	図1
重量	410gram

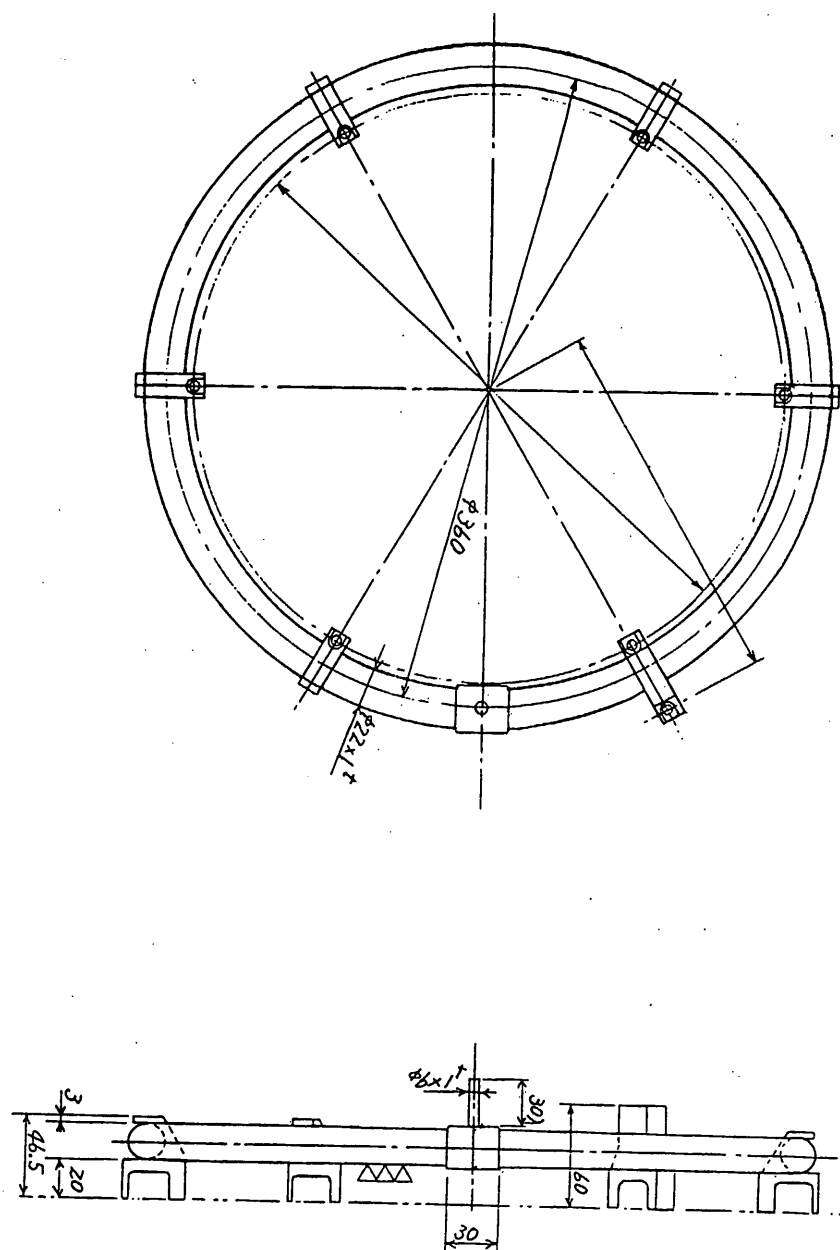


図1 ニューテションダンバ外觀図

5. 3 姿勢検出装置

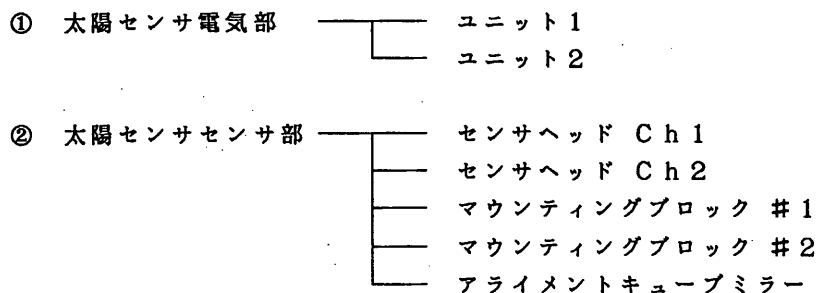
5. 3. 1 太陽センサ (S A S)

二宮、広川、NEC

1. 概要

本装置は衛星スピン軸と太陽のなす角を測定するスピン型高精度太陽センサである。170°の広範囲な視野を確保するために2個のセンサヘッドをマウンティングブロックに実装している。角度出力信号としてコースデジタル信号とファインアナログ信号とがあるが、これらのデータは地上での姿勢決定、及びオンボードでの姿勢決定のための一情報として用いられる。また、太陽に正対したときに発生するサンパルスは、姿勢決定のほか、スラスト噴射のタイミングの基準、スピン周期の測定などにも用いられる。

2. 構成



3. 主要性能

主要性能を以下に示す。

① 視野角

+85° ~ -85° (探査機赤道面に対し)

Ch1 +85° ~ -43°

Ch2 +43° ~ -85°

② 測定精度 Ch1、Ch2の各々の保有する視野±64°に対し

±40°以内 0.1°

±40° ~ ±64° --- 0.25°

③ 分解能

コースビット 1°
ファインビット 0.008° (AOCEのAD精度)

④ 出力信号

デジタル出力角度	7 Bit	パラレル信号	×2 Ch
サンパルス	1 Bit		×2 Ch
アナログSIN	0~5 V		×2 Ch
アナログCOS	0~5 V		×2 Ch

⑤ アライメント

センサヘッドの光軸に対して0.5分の精度のアライメントミラーを保有する。

⑥ 電源電圧

29 V ± 10 %

⑦ 消費電力

0.81 W (0.41 W / Ch)

⑧ 温度条件 (性能維持温度、保存温度)

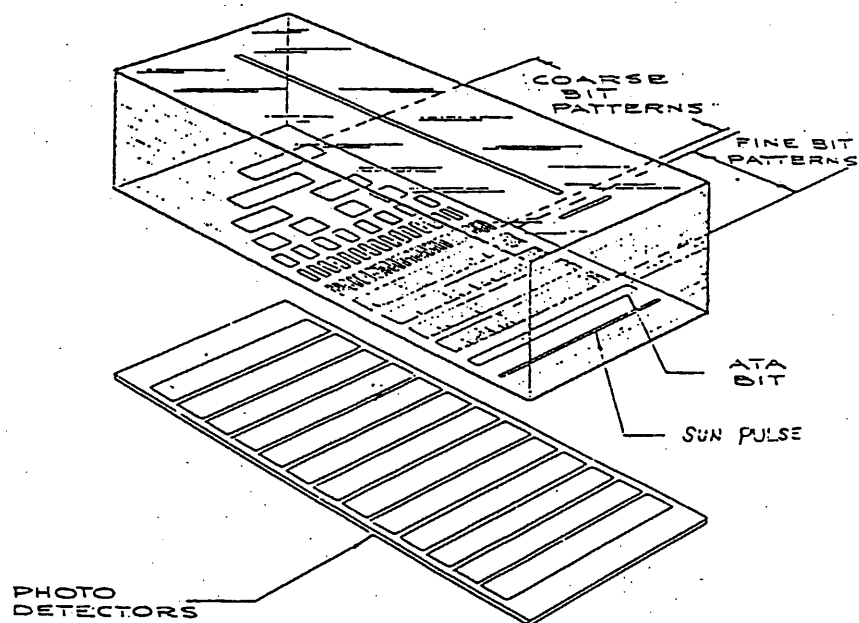
電気部	-30℃ ~ +60℃
センサ部	-50℃ ~ +80℃

⑨ 外形寸法

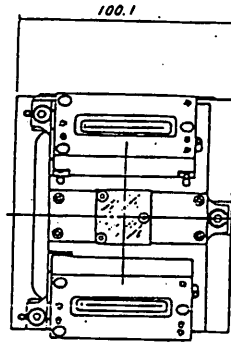
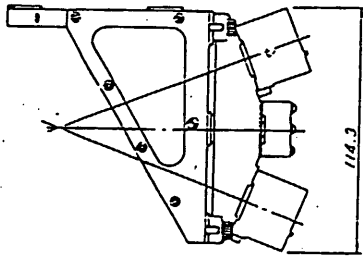
電気部	103 × 59 × 93 mm
センサ部	100 × 141 × 114 mm

⑩ 重量

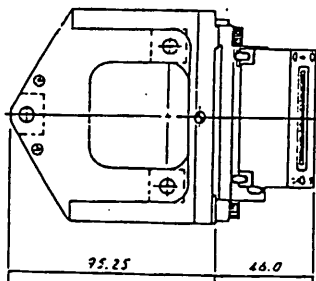
電気部	602 g
センサ部	600 g

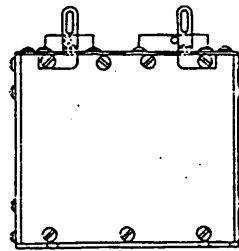
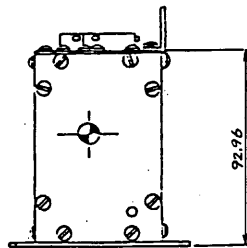
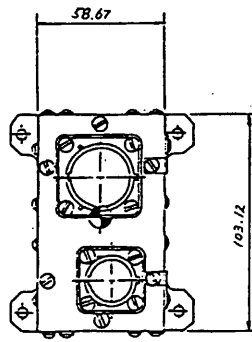


太陽センサのセンサヘッド構成



太陽センサ センタ部





太陽セリ 電気部

5.3.2 スタースカナ (SSC)

二宮、広川、東芝

1. 概要

スタースカナ (Star Scanner、以下”SSC” と言う) は、衛星のスピンによって天空をスキャンし、衛星座標系に対する星の方向を測定するスターセンサの一種である。SSCは検出器としてスリット状の受光部を持つフォトダイオードを採用し、高性能化を図っている。

2. 機能

SSCの機能ブロック図を図1に示す。

(1) バッフル

バッフルはSSCの前面に取り付けられ、SSCの視野外から入射する太陽光や地球、衛星構体からの妨害光を減衰させる。軽量化のため、材料としてCFRPを採用している。

(2) 光学系

星光をフォトダイオードの受光面に集光させるレンズであり、SSCの視野内、使用温度範囲に於て広い波長域にわたって高い集光特性を得ている。また、最前面のレンズには対放射線ガラスを使用している。

(3) 受光部

検出器として4本のスリット状の受光面 (以下”セル” と言う) を持つフォトダイオードを搭載しており、2本を1組として冗長系を構成している。

また、キャリブレーション用のLEDをフォトダイオードの近傍に配置している。

(4) 電子回路部

プリアンプ、信号処理部、インタフェース部、キヤル回路より構成される
プリアンプ部は、フォトダイオードより出力される微少な信号を信号処理に
必要なレベルまで増幅する。

信号処理部はフィルタ回路、ディスクリ回路、ピークホールド回路等から
なり、星の検出タイミング信号、および星の明るさに比例する振幅信号を
A O C E に出力する。 信号処理部は2系統有り、通常は2つのセルの
出力を各々処理するが、これらを加算して処理することも可能である。

インタフェース部はA O C E からのコマンド受け、テレメトリステータス
出力、電源フィルタ等である。

3. 電氣的機械的諸元

(1) 電氣的諸元

S S C の電氣的性能を、表 1 に示す。

また、コマンド項目およびテレメータ項目を表 2 ～ 4 に示す。

(2) 機械的諸元

S S C の外観を図 2 に示す。

表1 S S C 電氣的・光学的性能

項 目	記
検出器	シリコンフォトダイオード V字形×2 (冗長)
光学系	屈折光学系 $f = 60 \text{ mm}$ 、 $F 1.2$
波長域	$0.5 \sim 1.1 \mu\text{m}$
透過率	0.85
FOV	$10^\circ \times 10^\circ$
感度	2.0 等星以上 (20 rpm)
角度精度	Elevation : 10 arc min Azimuth : 10 arc min
動作温度範囲	$-20^\circ \sim +30^\circ$
消費電力	0.37 W

表2 ディスクリードコマンド項目（A O C Eで処理）

コード		コマンド名称	内 容	関連テレメトリ
X	Y			
8	8	S S C O N	S S Cの電源O N	F 32n+1・W14 B 7
8	9	S S C O F F	S S Cの電源O F F	F 32n+1・W14 B 7
8	A	S S C C A L	キャリブレーションスタート (サイクリックコマンド)*	F 32n+1・W14 B 8
A	2	B C E X E	B Cを実行	—

*：内蔵するLEDの点滅により、フォトダイオードに疑似光パルスを入射する。

疑似パルスはスピンドルレート20rpmに対応し、約95msecごとに発生する。

再度「S S C C A L」を実行することにより、通常の計測モードに復帰する。

表3 ブロックコマンド項目（AOCE経由）

Bit	項 目	内 容						
0	回路系切り換え	B0	B1	回路系 1 出力		回路系 2 出力		
		0	0	セル A		セル B		
1		0	1	セル A + セル B		なし		
		1	0	なし		セル A + セル B		
		1	1	セル A		セル B		
2	ゲイン切り換え	B2	B3	ゲ イ ン				
0		0	1.0 Low					
3		0	1	1.5 Medium Low				
		1	0	2.2 Medium High				
		1	1	3.3 High				
4	フォトダイオード冗長系切り換え	0	フォトダイオード 1 選択					
		1	フォトダイオード 2 選択					
5	フィルタ時定数切り換え	No	B5	B6	B7	対応スピンレート (rpm)		
0		0	0	0	30	30.0 ~ 28.5		
1		0	0	1	27	28.5 ~ 24.5		
6		2	0	1	0	24	24.5 ~ 21.5	
		3	0	1	1	20	21.5 ~ 18.5	
		4	1	0	0	17	18.5 ~ 15.5	
7		5	1	0	1	14	15.5 ~ 13.0	
		6	1	1	0	12	13.0 ~ 11.0	
		7	1	1	1	10	11.0 ~ 10.0	

通常は33(HEX)

- ・回路系 : 00 : 回路系1出力=セルA、回路系2出力=セルB
- ・ゲイン : 11 : High
- ・フォトダイオード : 0 : フォトダイオード1
- ・フィルタ時定数 : 011 : 20rpm

表4 ステータス項目 (F32N+1)

ワード	Bit	項 目	内 容					
1 4	1 5	ア キ	ア キ					
	6	S S C C A L / M E S	0	通常計測モード				
			1	キャリブレーションモード				
	7	S S C O N / O F F	0	O F F				
1			O N					
1 5	0	信号処理回路系切り換え	B0	B1	回路系1 出力		回路系2 出力	
			0	0	セル A		セル B	
			0	1	セル A + セル B		なし	
			1	0	なし		セル A + セル B	
			1	1	セル A		セル B	
	2	ゲイン切り換え	B2	B3	ゲ イ ン			
			0	0	1 . 0 Low			
			0	1	1 . 5 Medium Low			
			1	0	2 . 2 Medium High			
			1	1	3 . 3 High			
	4	フォトダイオード 冗長系切り換え	0	フォトダイオード1 選択				
			1	フォトダイオード2 選択				
	5	フィルタ時定数切り換え	No	B5	B6	B7	対応スピンレート (rpm)	
			0	0	0	0	3 0	3 0 . 0 ~ 2 8 . 5
			1	0	0	1	2 7	2 8 . 5 ~ 2 4 . 5
			2	0	1	0	2 4	2 4 . 5 ~ 2 1 . 5
	6		3	0	1	1	2 0	2 1 . 5 ~ 1 8 . 5
			4	1	0	0	1 7	1 8 . 5 ~ 1 5 . 5
	7		5	1	0	1	1 4	1 5 . 5 ~ 1 3 . 0
			6	1	1	0	1 2	1 3 . 0 ~ 1 1 . 0
		7	1	1	1	1 0	1 1 . 0 ~ 1 0 . 0	

表 5 データ項目

項 目	A / D	内 容
S T H 1	A	星強度信号 (セル A) 0 ~ 5 V
S T P 1	D	星検出タイミング信号 (セル A)
S T H 2	A	星強度信号 (セル B) 0 ~ 5 V
S T P 2	D	星検出タイミング信号 (セル B)
ステータス信号	D	表 4 参照

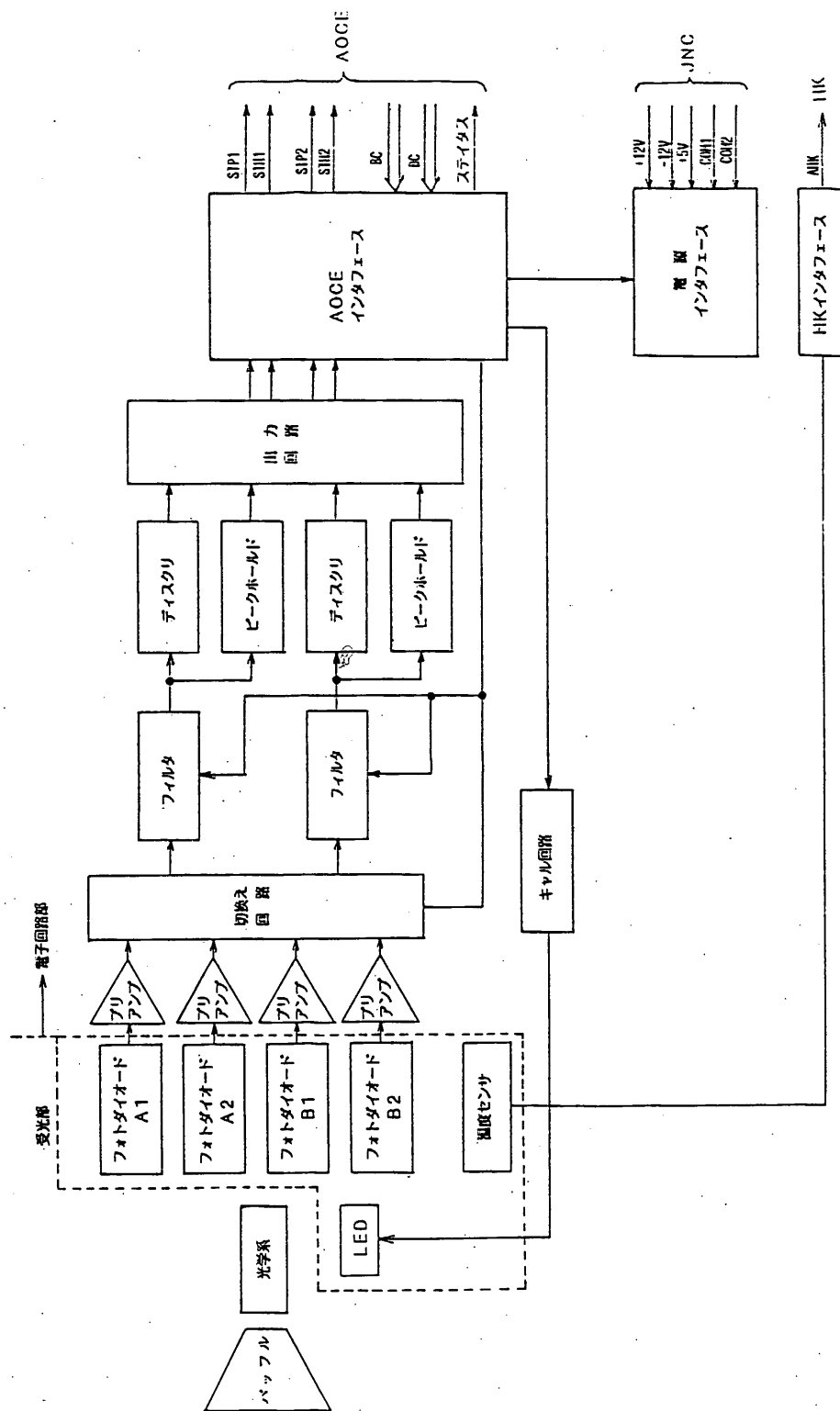
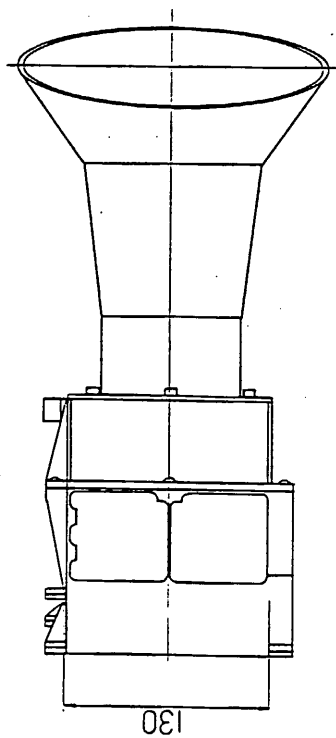
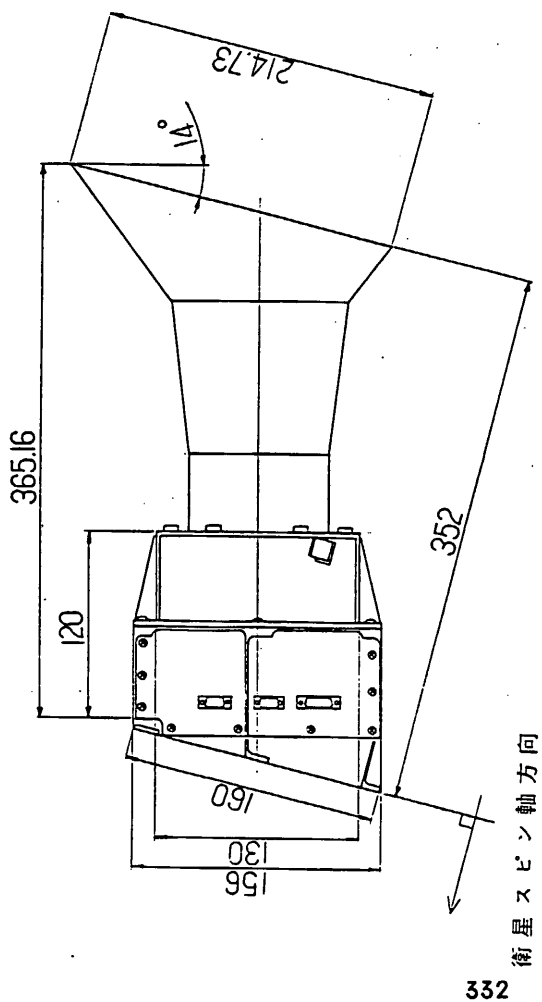
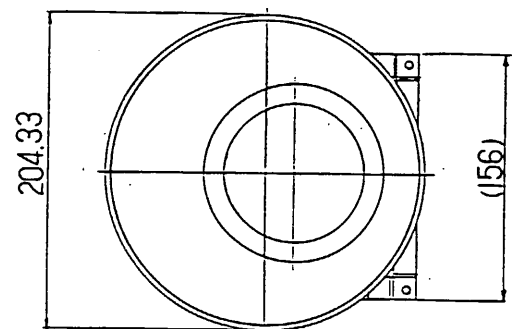


図1 ステータスキャナ機能ブロック図



重量: 2.37 Kg

図2 スタースキャナ外觀

5.3.3 地球センサ (SHCI)

二宮、広川、NEC

1. 概要

SHCI (Steerable Horizon Crossing Indicator) は姿勢決定のために用いられる地球センサである。センサの視野は直径約 1° のペンシルビームであり、衛星のスピンにより天空をスキャンする。このビームが地球縁をよぎるとき、リーディングエッジパルス、トレイリングエッジパルスの2つのパルスを発生する(図1)。2つのパルスの間隔から地球のどの部分をスキャンしているかがわかり、また、パルス位相をサンパルス、スターパルスと比較することによって地球方向のアジマス角を知ることができる。更に、視野方向を変化させることで地球のラスタースキャンが可能で、地球方向検出精度を向上させることができる。

検出素子としてボロメータを用いており、波長 $15\mu\sim 17\mu$ の領域の赤外線を検出する。

2. 機能

本装置は以下の機能を持つ。

- (1) 視野が地球縁をクロスしたタイミングを示す地球検出パルスを出力する。地球と同様に、太陽も検出可能である。
- (2) スレッシュホールド設定機能により、衛星-地球間距離の変化にともなう地球信号強度の大きな変化に対応した、適切な検出を行うことができる。
- (3) 内部のフィルタ時定数を変えることにより、 $20\pm 5\text{rpm}$ あるいは $120\pm 15\text{rpm}$ に対応する。
- (4) 視野方向をSteer軸回りにステッピング(3° 刻み)する。また、この回転角をエンコードにより読み取り、出力する。Steer軸をスピン軸と 10° の角度をなすよう衛星に取り付けることにより(図2)、スピン平面に対する視野の仰角を $\pm 10^{\circ}$ の範囲で変化させることができる。
- (5) ボロメータ温度計測用の温度センサを持つ。

3. 性能

視野 : 直径 1° ペンシルビーム
検出対象 : 太陽, 地球
(衛星-地球間距離 $250\text{km}\sim 250\text{Re}$)
地球パルスランダム誤差 : 0.036°
最終的地球方向精度 : 0.1° (地球形状等補正後)

消費電力：29V 3.13W以下

外形：図3（センサヘッド）

図4（エレクトロニクス）

重量：センサヘッド : 0.70kg

センサエレクトロニクス : 1.33kg

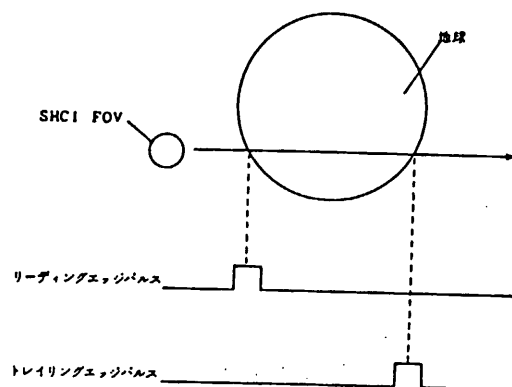


図1 SHCI地球パルス出力

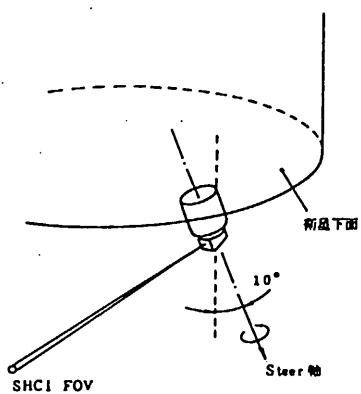


図2 SHCI 視野

5. 3. 4 加速度計 (ACM)

二宮、上杉、広川
日本航空電子、NEC

1. 概要

加速度計 (ACM) は、衛星の RCS による軌道制御量 (ΔV) の計測の目的で使用するもの (ACM-B 及び ACM-C) 及び M-3B と KM-M による ΔV の計測 (M-3B, KM-M の縦加速度計測も兼ねる) の目的で使用するもの (ACM-D) がある。

いずれの加速度計も検出した加速度に比例したアナログ電圧及び内蔵された温度センサのアナログ電流が信号として出力され、上位システムの AOCE に接続されるものである。

2. 使用台数

MUSES-A に搭載される台数は以下のとおりである。

ACM-B	-----	1 台
ACM-C	-----	1 台
ACM-D	-----	1 台

3. ACM の主要構成

ACM の主要構成を下図に示す。

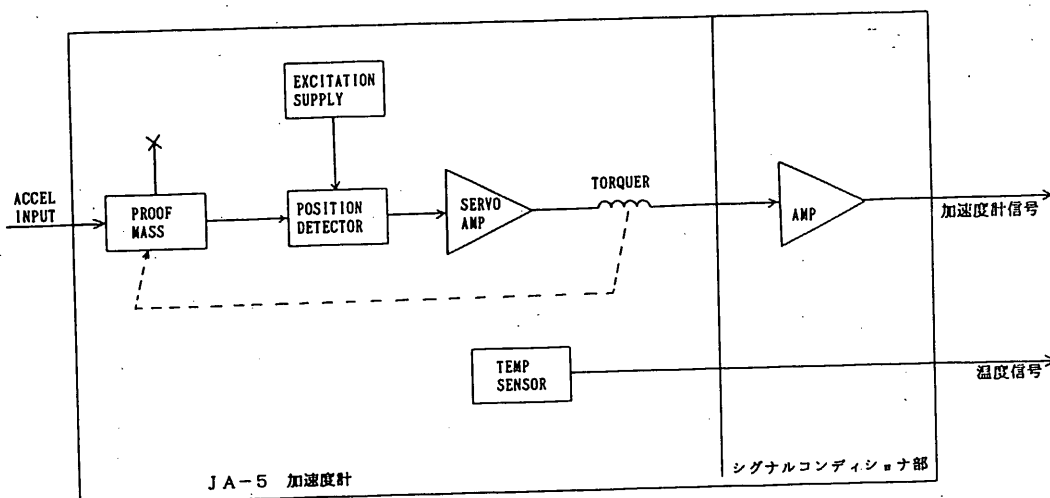


図-1 ACM 主要構成図

ACM 用加速度計は、JA-5 加速度計を基盤にバイアス調整及び高感度化のためのシグナルコンディショナ部を付加し一体化したものである。

4 主要性能

	ACM-Bの場合	ACM-Cの場合	ACM-Dの場合
1 計測範囲	$\pm 40 \text{ mG}$	$\pm 40 \text{ mG}$	$\pm 20 \text{ G}$
2 感 度	125.84 V/G	127.51 V/G	0.255 V/G
3 バイアス (at 25°C)	$-59.40 \mu \text{G}$	$-58.15 \mu \text{G}$	0.280 mG
4 バイアス温度係数	$1.8 \mu \text{G/}^\circ \text{C}$	$-1.1 \mu \text{G/}^\circ \text{C}$	$-32.8 \mu \text{G/}^\circ \text{C}$
5 バイアス安定度	$\pm 100 \mu \text{G/年}$	$\pm 100 \mu \text{G/年}$	$\pm 100 \mu \text{G/年}$
6 感度直線性	$+ 0.02\%$ 以下	$+ 0.06\%$ 以下	$\pm 0.1\%$
7 アライメント	-0.04deg	-0.05deg	0.01deg
8 周波数特性 ($\pm 3 \text{db}$ 以内)	$0 \sim 200 \text{ Hz}$	$0 \sim 200 \text{ Hz}$	$0 \sim 20 \text{ Hz}$
9 重 量	88.7 gr	89.2 gr	89.3 gr
10 寸 法	図-2による	同左	同左
11 温度センサ	$-1 \mu \text{A/}^\circ \text{K}$	同左	同左
12 使用電源	$\pm 12.5 \text{ V d c}$	同左	同左
13 消費電流	$+ 18.3 \text{ mA}$ $- 23.9 \text{ mA}$	$+ 18.6 \text{ mA}$ $- 24.7 \text{ mA}$	$+ 30 \text{ mA}$ $- 40 \text{ mA}$ (at -12G)
14 使用温度範囲	$-30 \sim +60^\circ \text{C}$	同左	同左
15 保存温度範囲	$-50 \sim +60^\circ \text{C}$	同左	同左

5 概 観

ACMの概観を下図に示す。但しACM-BC及びDは全て同一である。

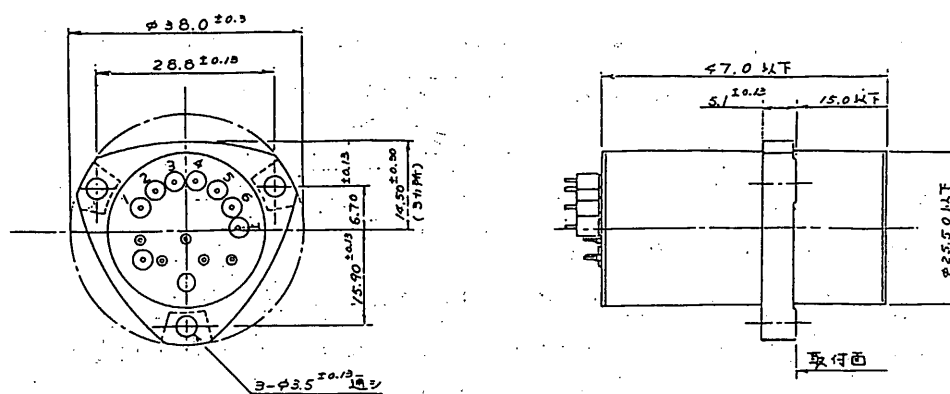


図-2 ACMの外観