

MUSES-A 中間報告書

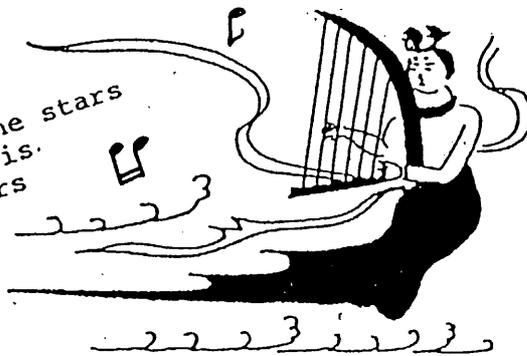
昭和63年9月



雲中供養菩薩 平等院鳳凰堂(南2号)

FLY MU
TO
THE MOON

Fly Mu to the moon
And let Mu play among the stars
Let Mu see what spring is.
Like on Jupiter and Mars
.....



北魏 樂天像 壁画(敦煌 285窟)

宇宙科学研究所
SESデータセンター

MUSES-A 中間報告書

目次

序	1
総論		
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		
1. 1 ルナー・オービター (LO)		
1.1.1 システム	17
1.1.2 通信系	24
1.1.3 アンテナ	33
1.1.4 トランスポンダ	35
1.1.5 データ処理装置	40
1.1.6 太陽電池	45
1.1.7 電源制御装置	53
1.1.8 タイマ・計測装置	56
1.1.9 キック・モータ (KM-L)	60
1. 2 光学航法装置 (ONS)	68
1. 3 フォルト・トレラント型オンボードコンピュータ (OBC)	75
1. 4 ダスト・カウンター (MDC)		
1.4.1 測定原理と地上実験	88
1.4.2 MDCの形状	96
第2章 通信系		
2. 1 通信システム概要		
2.1.1 通信システム構成	99
2.1.2 運用条件	107
2.1.3 回線計算	109

2. 2 アンテナ	
2.2.1 中利得アンテナ (MGA)120
2.2.2 低利得アンテナ (LGA)123
2. 3 通信機器	
2.3.1 Sバンド受信機 (SBR)126
2.3.2 Sバンド送信機 (TMS)130
2.3.3 Xバンド送信機 (TMX)134
2.3.4 Sバンド・ハイブリッド (SHYB)138
2.2.5 Sバンド・アンテナ切換器 (SSW)141
2.2.6 Sバンド・ダイプレクサ (SDIP)144
2. 3 コマンド・データ処理系	
2.3.1 概要147
2.3.2 コマンド・デコーダ (CMD)191
2.3.3 データ処理装置 (DPU)195
 第3章 環境計測装置	
3. 1 ハウス・キーピング (HK)203
3. 2 機体計測装置 (INS-SA)212
 第4章 タイマ・点火系	
4. 1 衛星タイマ (EPT-SA)221
4. 2 イグナイタ電源 (IG-PS)240
 第5章 軌道・姿勢制御系	
5. 1 概要	
5.1.1 姿勢制御法242
5.1.2 姿勢データ処理250
2ミス, 5.1.3 軌道制御法 ←254
5.1.4 軌道決定ソフトウェア256

5. 2	軌道・姿勢制御装置	
5.2.1	姿勢・軌道制御装置 (AOC)	
5.2.1.1	AOCE259
5.2.1.2	AOCP270
5.2.2	リアクション・コントロール (RCS)273
5.2.3	ニューテーション・ダンパ (ND)290
5. 3	姿勢検出装置	
5.3.1	太陽センサ (SAS)293
5.3.2	スターキャナ (SSC)298
5.3.3	地球センサ (SHCI)307
5.3.4	加速度計 (ACM)311
第6章	電源系	
6. 1	概要314
6. 2	太陽電池 (SCP)316
6. 3	蓄電池 (BAT)323
6. 4	電力制御器 (PCU)326
6. 5	コンバータ (CNV)333
6. 6	電流センサ (CUS)337
6. 7	シャント (SHNT)339
6. 8	電力解析342
第7章	構造・熱設計	
7. 1	構造	
7.1.1	概要353
7.1.2	外観及び諸元353
7.1.3	設計条件362
7.1.4	構造体364
7.1.5	構造解析376
7.1.6	構造試験385

7. 2 熱設計	
7.2.1 概要394
7.2.2 熱設計条件395
7.2.3 熱設計395
7.2.4 熱解析401
7.2.5 熱モデル試験404
7.2.6 ヒータ制御装置 (HCE)410
第8章 計装	
8. 1 電気計装 (WHN)419
8. 2 機械計装423
第9章 軌道設計	
9. 1 打ち上げ軌道425
64.全3 9. 2 月スウィングバイ軌道426
第10章 管制システムと地上データ	
10. 1 地上局システム431
10. 2 軌道運用ソフトウェア440
10. 3 姿勢運用ソフトウェア442
10. 4 パケットテレメトリ処理 (地上系)445
10. 5 MDC-Q Lシステム446
第11章 環境試験	
11. 1 機械的環境試験449
11. 2 温度試験451
付録 関係者名簿	

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-3SII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、ダストカウンタなど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むわけである。

しかし、これによって学問を進展させるのが研究所本来の任務であることをわきまえ、円滑な情報の流れと互譲の精神と柔軟性に富んだ運用とによって、斬新でしかも強靱な衛星に仕上げたい。この中間報告書がその一助として有効に活用されることを期待してやまない。

総論

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、昭和 64 年度の打ち上げを目標に昭和 60 年度より開発を行っている。

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す。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 10^{-15}gr ~ 10^{-9}gr 程度の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。

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進められた。

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ることになった。

MUSES-Aは当初2液式のキックモータを使用し、打上げ時に一度パーキング軌道に入れることで、その後の軌道制御に自由度を持たせるということを考えていたが、パーキング軌道中のニューテーション発生や打上げ時の運用性などの点から、結局固体キックモータで直接トランスファー軌道に投入することになった。

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。MUSES-Aにはサーマルループ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、プラットホ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、一枚のプラットホ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5900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。アンテナはスピニング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、スタースカナ、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パのアクチュエータ、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40kgのヒドラジンを搭載する。

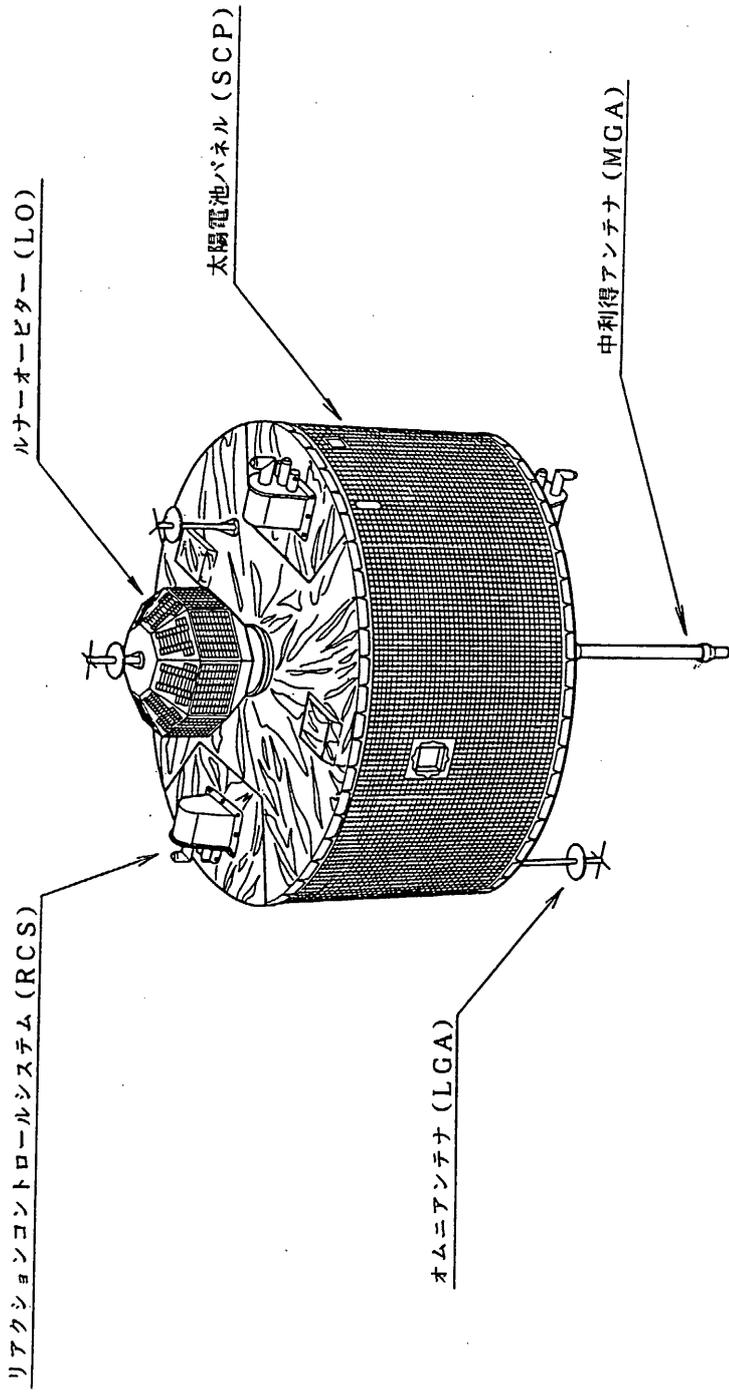


図1 MUSES-A衛星外觀図

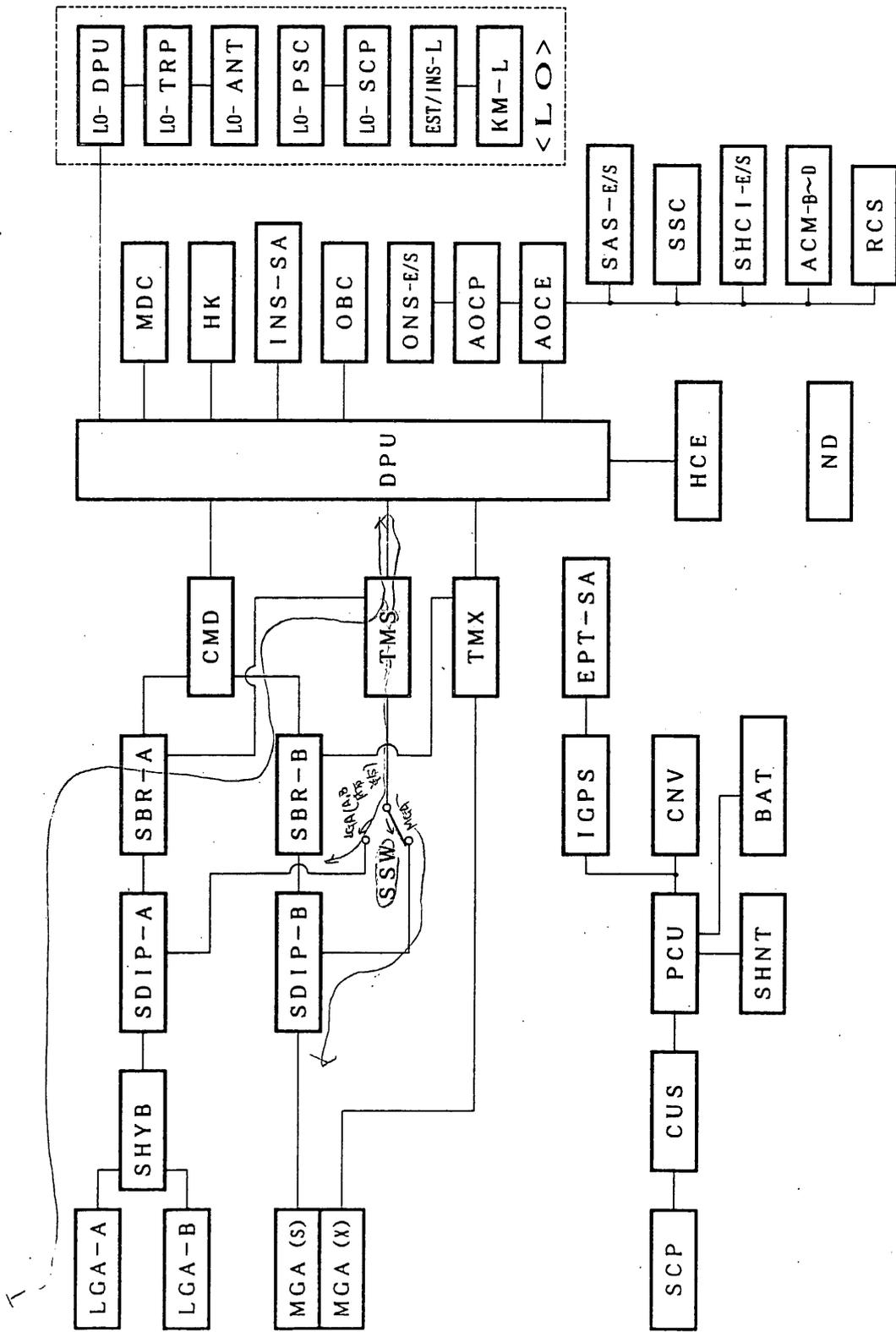


図 2 MUSES-Aシステム系統図

表 1 MUSES-A主要諸元 (1/7)

項 目	諸 元
<p>1. システム全般 ミッション</p> <p>打上げ</p> <p>軌道</p> <p>姿勢</p> <p>外観、構造</p> <p>目標重量</p>	<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</p> <p>• 1990年1~2月(昭和64年度) • M-3S II型5号機</p> <p>• 白道面 • ダブル・ルナー・スイングバイ</p> <p>• スピン安定型 • スピン速度 : 20 rpm • スピン軸 : 黄道面垂直 • 姿勢決定精度 : ±0.5° 以下 • 姿勢制御精度 : ±1.0° 以下</p> <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0.85m (本体のみ アンテナ、スラスタを除く)</p> <p>• 本体 DRY 144kg以下 WET 184kg以下 • ルナーオービター 11kg以下</p>
<p>2. 電源系 太陽電池パネル (SCP)</p> <p>蓄電池 (BAT)</p>	<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 2×2cm 約5900枚 4)発生電力 110W以上(スピン軸白道面垂直 1年後)</p> <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 0.4 A(1/20C)ノミナル •トリクル充電電流 0.16A(1/50C)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 TBD ℃ •ヒータ1 OFF温度 TBD ℃ •ヒータ2 ON温度 TBD ℃ •ヒータ2 OFF温度 TBD ℃ 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 他のサテライト局の支援も検討中 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 マスト±20°内 -5dBi 以上 5)偏波 直線偏波 6)V SWR 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 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°位相差プランチライントタイプ 3)分配損失 3.5dB以下 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 2.1GHz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 アンテナ切換器 (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 0.4rad レンジング 0.6rad
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 7ヶブロック(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 1.2rad レンジング 0.5rad 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 77777777(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 rad レンズング 0.9 rad 5)スプリアス -10dBm以下
4. コマンド、データ処理系 コマンドデコーダ (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)コマンド <ul style="list-style-type: none"> •リアルタイムコマンド <ul style="list-style-type: none"> DC(Discrete Command) 224項目max BC(Block Command) •プログラムコマンド <ul style="list-style-type: none"> 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コマンド (40GE/OG) 2)テレメータ <ul style="list-style-type: none"> •データ構成 <ul style="list-style-type: none"> 8 bits/word 128 words/frame 256 frames/major frame •ビットレート <ul style="list-style-type: none"> HI 8196 bps *MED 2048 bps *LOW 256 bps *コンボリューションをかけたとき シンボルレートは2倍の値になる。 •フォーマット <ul style="list-style-type: none"> 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メモリダンプモード 7-パラメータダンプモード 8-MDCモード AOCで処理 3)データメモリ CMOS、1Mbit
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

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° 精データ TBD
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 0.1° 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 $14 \sim 16 \mu\text{m}$ 5)スピンレート許容範囲 $15 \sim 135 \text{ rpm}$
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 $-1 \sim +20 \text{ G}$
リアクション コントロール装置 (RCS)	1)スラスタ 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 $30.65 \% \times 2$ 3)燃料 ヒドラジン 40 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(TBD℃): F64n+20, W9 •タンクB 自動(TBD℃): F64n+21, W9 •配管 自動(TBD℃): F64n+22, W9 •ラッチングバルブ 自動(TBD℃): F64n+26, W9 •推葉弁 自動(TBD℃): F64n+32, W9 •スラストベッド コマンド •エンジンモジュール コマンド <p>2)センサヒータ</p> <ul style="list-style-type: none"> •SHCI コマンド •ONS コマンド <p>3)KM-Lヒータ 自動(TBD℃): 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。 *BATヒータはPCUで制御。</p>
8. ミッション系 ソフトウェアディビジョン (ONS)	<p>1)ミッション •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> <p>2)視野 10.0°×7.3°</p> <p>3)検出器 2次元CCD</p> <p>4)精度 V方向 3.2 arc min H方向 0.9 arc min</p> <p>5)感度 月 -12.7magの撮像 星 2mag以上の検出</p>
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ーオービター HKデータの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 ROM 256 kbyte RAM 64 kbyte</p> <p>4)出力信号 CCSDSフォーマット 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 $10^{-15} \sim 10^{-5}$ g 1~45 km/s</p> <p>3)検出器 Impact-Ionization Detector</p> <p>4)検出頻度 1~2 event/day</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(シャフ)
	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バンドホム二アンテナ	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	〃	
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 AOCP	NEC 〃
	リアクションコントロールシステム	RCS	MHI
	チューネーションダンパ	ND	NEC
	計 装 ・ 熱 ・ 構 造 系	電気計装	WHN
ヒータ制御装置		HCE	〃
サーマルフランクット		BLK	〃
構体本体			MELCO
機械計装等			NEC
ミ ッ シ ヨ ン 系	オプティカルナビゲーションセンサ	ONS-O ONS-E	〃
	オンボードコンピュータ	OBC	日立
	ダストカウンタ	MDC	ISAS/TUM
ル ナ オ ビ タ 	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

機 器	重 量(KG)	備 考
電源系	24.47	
SCP(トランス) (トランス等)	6.92 3.30	
BAT	8.80	
PCU	1.60	
SHNT-A	0.60	
SHNT-B	0.60	
CNV	2.40	
CUS	0.25	
通信系	9.47	
NGA	1.55	
LGA-A	0.20	
LGA-B	0.20	
SHYB	0.05	
SSW	0.08	
SDIP-A	0.32	
SDIP-B	0.32	
SBR-A	2.10	
SBR-B	2.10	
TMS	1.35	
TMX	1.20	BPFを含む
マウント・データ系	9.05	
CND	1.45	
DPU	6.00	支柱構造含む
HK	1.60	
打上運用系	4.09	
EPI-SA	2.00	
IGPS	0.40	
INS-SA	1.40	
INS-SA-S	0.29	
姿勢検出系	6.25	
SAS-S	0.60	
SAS-E	0.61	
SSC	2.20	フット、台含む
SHCI-S	0.77	
SHCI-E	1.77	
ACM-B	0.10	
ACM-C	0.10	
ACM-D	0.10	
姿勢制御系	76.82	
AOCE	9.20	支柱構造含む
AOCP	3.50	
RCS	23.72	
RCS-F	40.00	
ND	0.40	

機 器	重 量(KG)	備 考
ミッセン系	8.05	
ONS-O	1.75	取付ブロック含む
ONS-H	0.65	〃
ONS-E	2.30	
OBC	2.60	
WDC	0.75	
電気計装	7.16	
WHN	7.16	
熱制御系	4.42	
HCE	1.12	
ターブルファンケット	2.40	
ターブルブレード	0.70	
ターブルブレード	----	機体本体に含む
ラジエーター	0.20	
構造系	32.09	
機体本体	12.69	
上部ハネ	0.90	
センターハネ	0.78	
BAT取付ハネ	0.94	
下部ハネ	0.40	
ファン材料	0.95	
ハネボルト	0.35	
エンジンベース台	6.08	
ボルト、連結金具	3.20	
ハネスウェイト	5.00	
取付ブロック	0.80	ANT, SHCI, ACM
本体計 (DRY)	141.87	
(WET)	181.87	

機 器	重 量(KG)	備 考
ローター(LO)	13.05	
LO-SCP	0.72	
LO-PSC	0.90	
LO-TRP	0.82	
LO-DPU	0.72	
EST/INS-L	0.90	
LO-ANT	0.14	
LO-WHN	0.30	
機体・計装	2.28	
熱計装	0.20	
分離機構	0.77	
KM-L	4.30	
冷却機構	1.00	

打上時 (DRY)	154.92	
合計 (WET)	194.92	

注) 値は昭和63年2月15日のデータによる

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

林研、上杉研、NEC

1. 全般

ルナーオービター (LO) は、重量約 13Kg、対辺寸法 40cm 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、数週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も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。

表 2 に LO のテレメータ項目を示す。

4. タイマ系

KM-Lは点火と燃焼後の水冷却の2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。

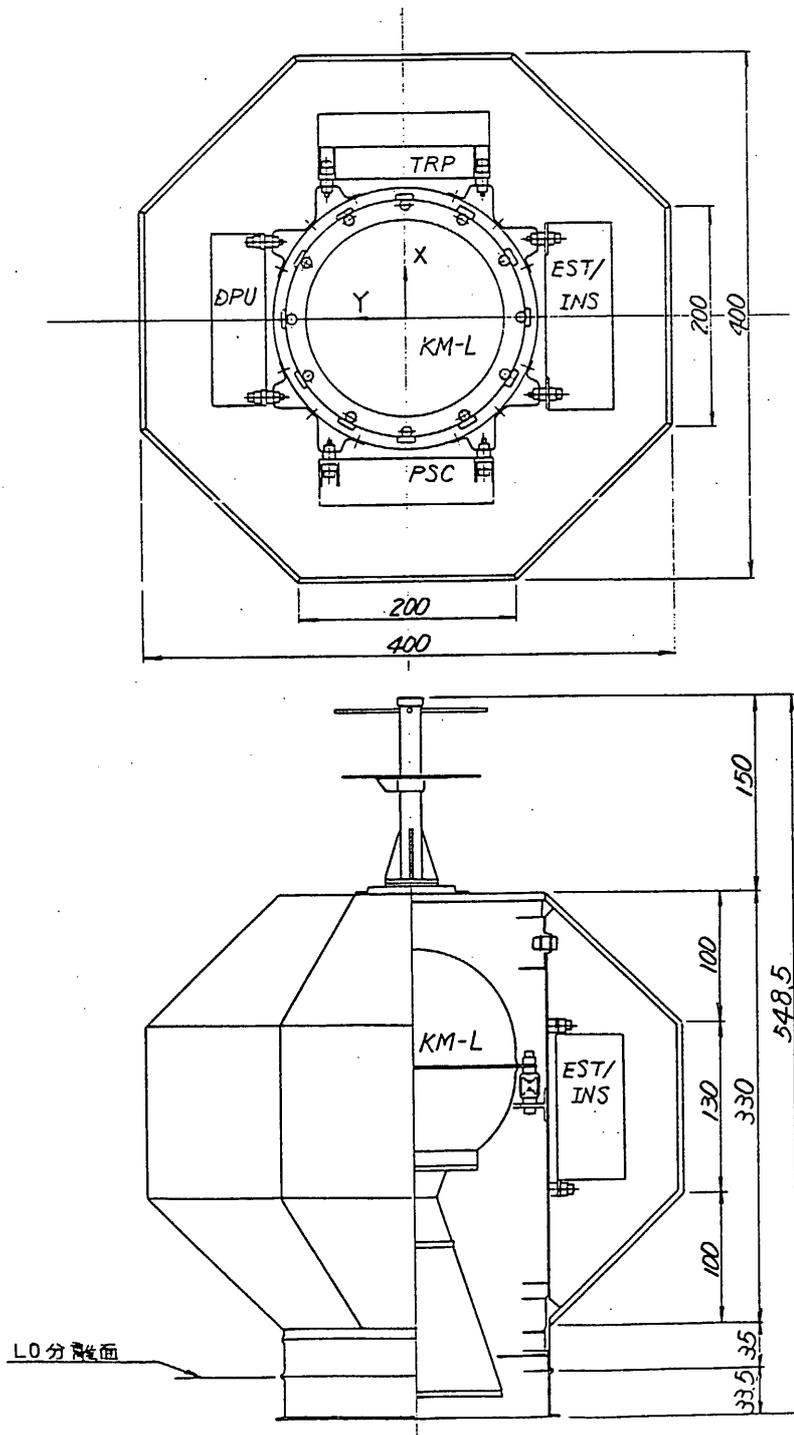


図 1 ルナーオービター外観・機器配置

表 1 ルナーオービター 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	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。 <ul style="list-style-type: none"> • 軌道投入時期 第1回スイングバイ時 • 月の周回軌道 約20000 kmの円軌道
3) 姿勢	スピン安定でMUSES-A本体からの分離姿勢を維持。 <ul style="list-style-type: none"> • スピンレート 60~120 rpm
4) 太陽電池	<ul style="list-style-type: none"> • ボディマウント方式 • セル InP, 50μmカバーガラス • 枚数 2\times1cm 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 600μF タイマリレー駆動用 2160μF
6) タイマ	<ul style="list-style-type: none"> • KM-L点火信号出力 • KM-L冷却機構作動
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 \rightarrow NRZ-S \rightarrow 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 (ガンリンク) 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 バンドワイドキャリア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 (全方向のTBD%)

表 1 ルナーオービター 主要諸元 (2/2)

項 目	諸 元
11) KM-L	<ul style="list-style-type: none"> • ΔV 850 m/s • 推力 TBD • 比推力 TBD
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
13) 冷却機構	<ul style="list-style-type: none"> • KM-L 燃焼終了後、水の噴出による冷却を行う。

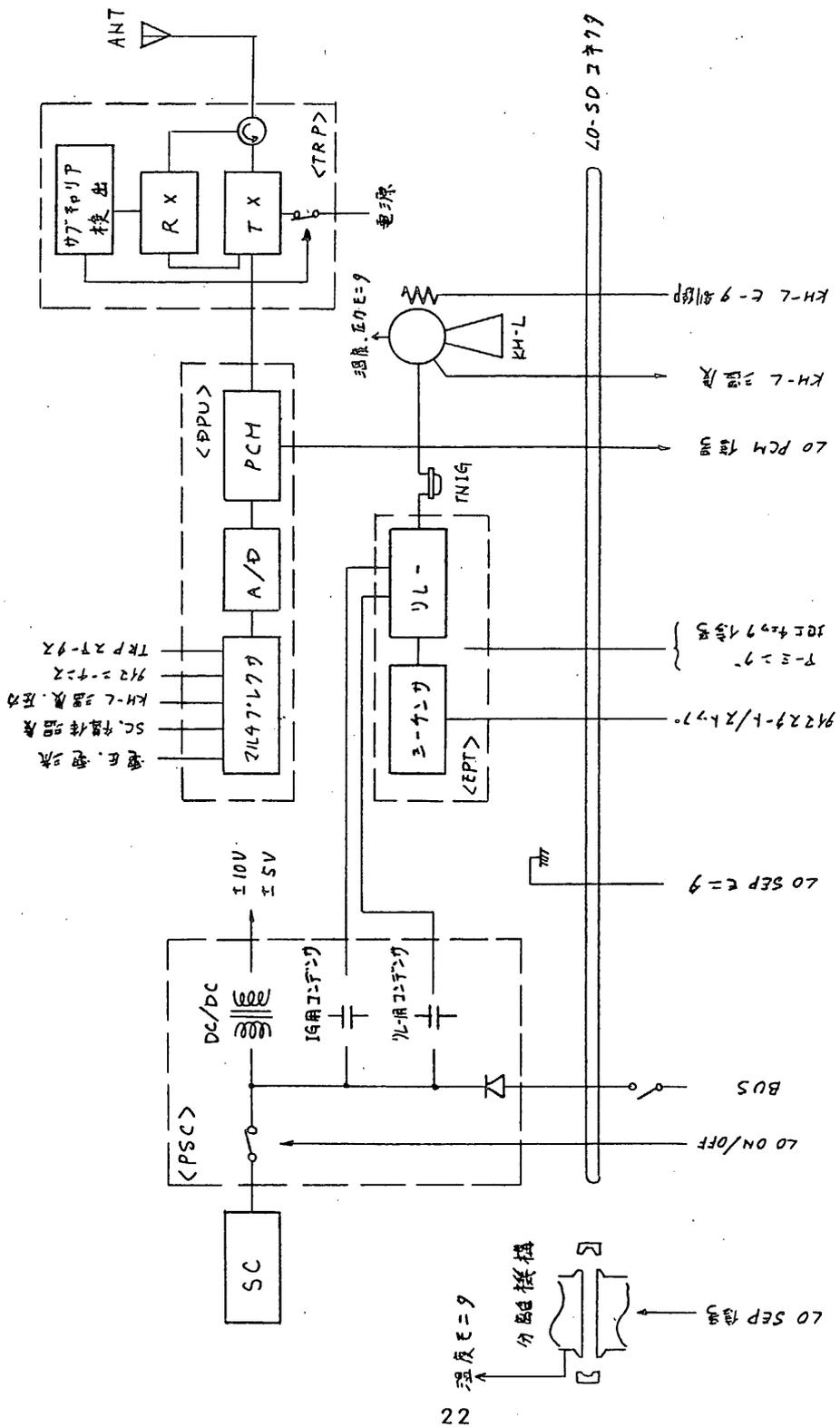


図 2 ルナーオービター系統図

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	' 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	SQ1	ON/OFF
B 3	SQ2	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

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=公称500KHz)とする。

ルナオービター (LO)

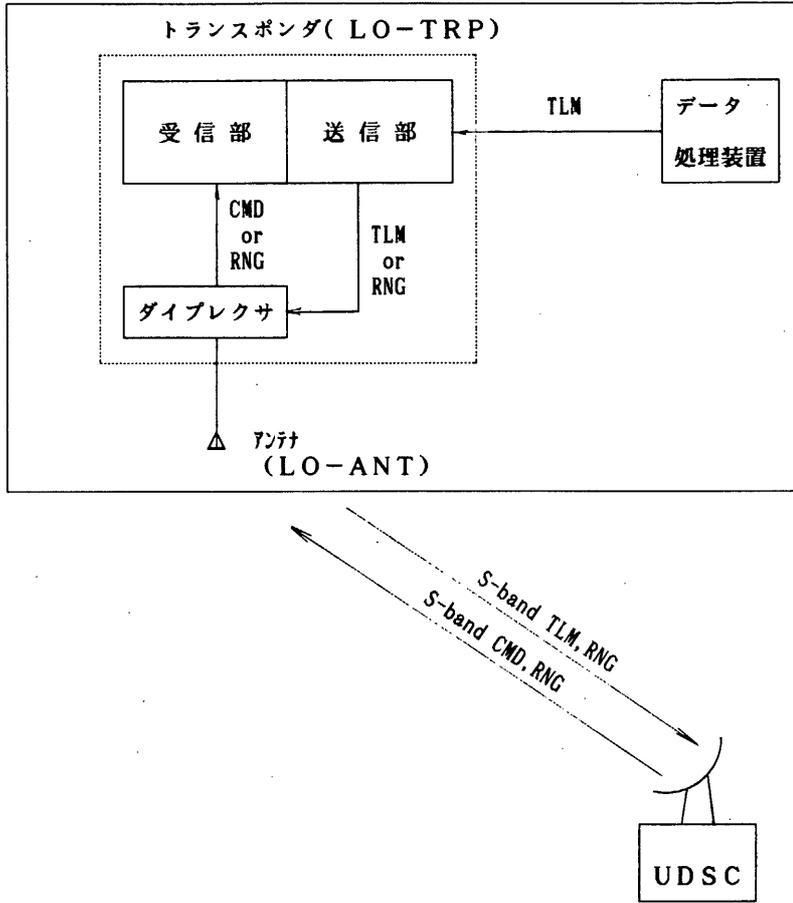


図1-1 ルナオービター通信システム構成図

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 ㊦)変調方式 コマンド : Tone-PM レンジング: Tone-PM ㊧)変調指数 コマンド : 0.6rad レンジング: 0.6rad ㊨)トーン周波数 コマンド : 8KHz レンジング: 公称500KHz 8)受信帯域幅 コマンド : 38KHz 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 テレメトリ: 64bps/2048Hz レンジング: 公称500KHz (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20000 km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 ± 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 LO 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 _i	-10.00	LGA
EIRP	dBm	5.20	
TRANSMIT. POINT. LOSS	dB	0.00	
POLALIZATION LOSS	dB	0.00	
SPACE LOSS	dB	-211.33	2.2GHzband, 400000km
ABSORB. & RAIN LOSS	dB	-.60	
RECEIV. POINT. LOSS	dB	-.10	
RECEIV. ANT. GAIN	dB _i	62.30	64m
RECEIV. FEEDER LOSS	dB	-----	INCLUDED IN ANT GAIN
RECEIV. SIGNAL POWER	dBm	-144.53	
NOISE POWER DENSITY	dBm/Hz	-180.15	Ts=70K
G/T	dB/K	43.85	
C/N0	dB·Hz	35.62	

MODEM PARAMETER		PCM 64bps	CARRIER
MOD. INDEX	rad	.90~1.20	----
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	3.32	3.30

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	dBi	61.30	64m
EIRP	dBm	133.30	
TRANSMIT. POINT. LOSS	dB	-1.10	
POLARIZATION LOSS	dB	0.00	
SPACE LOSS	dB	-210.93	2.1GHzband, 400000km
ABSORB. & RAIN LOSS	dB	-0.60	
RECEIV. POINT. LOSS	dB	0.00	
RECEIV. ANT. GAIN	dBi	-10.00	LGA
RECEIV. FEEDER LOSS	dB	-0.80	
RECEIV. SIGNAL POWER	dBm	-89.13	
NOISE POWER DENSITY	dBm/Hz	-163.96	Ta=300K, NF=10dB
G/T	dB/K	-45.44	
C/N0	dB·Hz	74.84	

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	36.02	30.00
REQUIRED S/N	dB	12.00	13.50
REQUIRED C/N0	dB·Hz	53.99	45.17
MARGIN	dB	20.85	29.67

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, LO:50mW+-1dB
TRANSMIT. FEEDER LOSS	dB	-1.00	-.80	
TRANSMIT. ANT. GAIN	dB _i	61.30	-10.00	GS:64m, LO:LGA
EIRP	dBm	133.30	5.20	
TRANSMIT. POINT. LOSS	dB	-.10	0.00	
POLALIZATION LOSS	dB	0.00	0.00	
SPACE LOSS	dB	-210.93	-211.33	2.1&2.2GHzband, 40000km
ABSORB. & RAIN LOSS	dB	-.60	-.60	
RECEIV. POINT. LOSS	dB	0.00	-.10	
RECEIV. ANT. GAIN	dB _i	-10.00	62.30	
RECEIV. FEEDER LOSS	dB	-.80	----	
RECEIV. SIGNAL POWER	dBm	-89.13	-144.53	
NOISE POWER DENSITY	dBm/Hz	-163.96	-180.15	LO:Ta=300K, NF=10dB
G/T	dB/K	-45.44	43.85	
C/N0	dB·Hz	74.84	35.62	

MODEM PARAMETER		RARR		REMARKS
		UP LINK	DOWN LINK	
MOD. INDEX	rad	.60	.40~.60	RARR COMP: .364rad
MOD. LOSS	dB	4.96	9.02	
BAND WIDTH	dB·Hz	63.01	0.00	TRP BW=2MHz
REQUIRED S/N	dB	----	9.00	
REQUIRED C/N0	dB·Hz	----	18.02	
MARGIN	dB	----	17.59	

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 ² -10log(4πR ²) (dB・m ²) (40万km)	-183.0	-144.1
(4500km)		
各種損失 (dB)	-0.7	0
アンテナインテイングベクトル (dBW/m ²)	-80.3	-59.8
アンテナ利得 (dBi)	-10	+6
10log(λ ² /4π) (dB・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)	-119.1	-81.7
(dBm)	-89.1	-51.7
TRP 受信ダイナミックレンジ仕様値(案) (dBm)	-95	-50

井上(浩)、NEC

1.1.3 アンテナ

市川(満)、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 | 0.135Kg±0.015Kg |

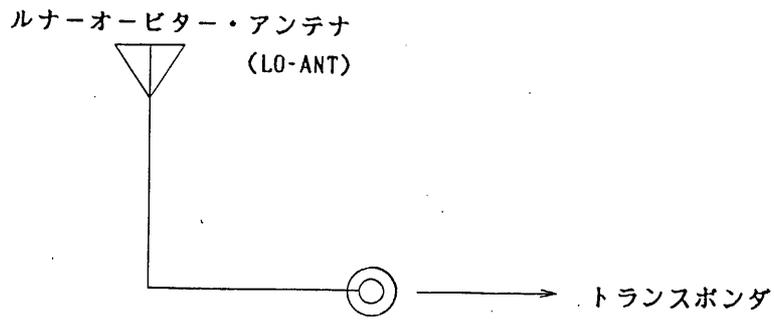


図1 ルナーオービター・アンテナ(LO-ANT)機能系統図

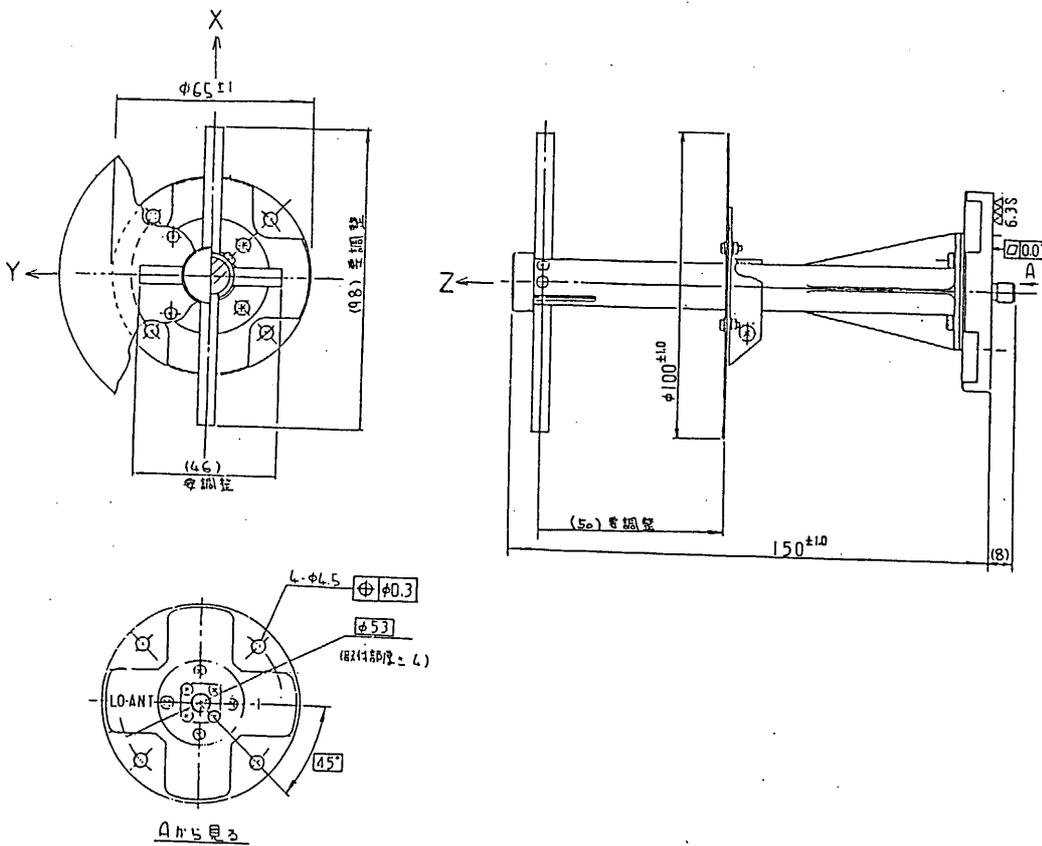


図2 ルナーオービター・アンテナ(LO-ANT)外観図

1.1.4 トランスポンダ

(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SAWフィルタ、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・軽量化されていることを特徴とする。

(2) 機能・動作

本装置は図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

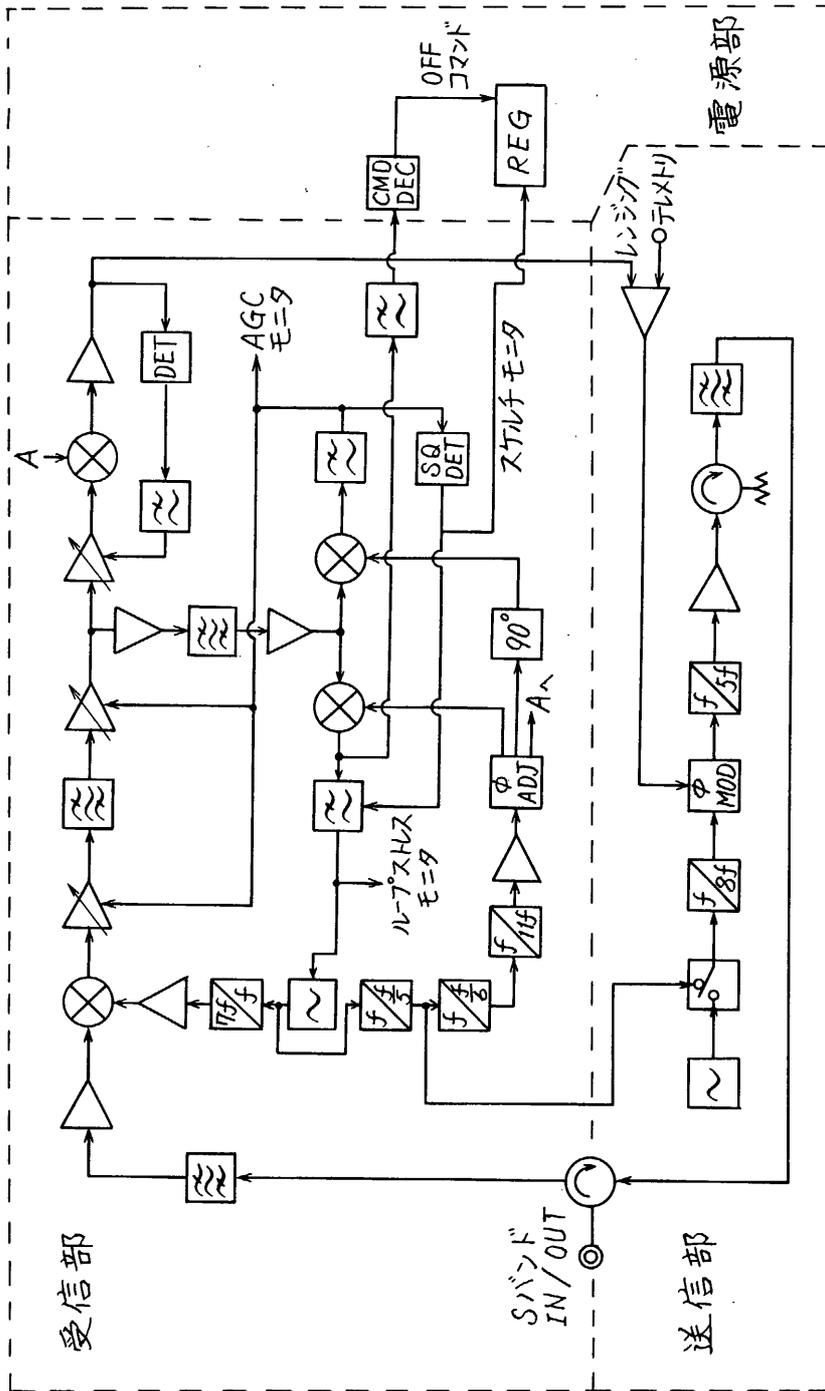


図1 Sバンドトランスポンダブロック図

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さらに30kHz帯域幅のBPFで帯域制限された後、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なわれる。なお、局部発信信号及び検波器の基準信号は280MHzのSAWVCOの原振を通信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通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換され、さらに5通倍・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及びRNG/TLMの切換え回路で構成されている。送信ON/OFF及びRNG/TLMの切換えのロジックは以下の通りである。

送信ON } ••アップリンクキャリア送信(スケルチOFF)時に [ON] コマンド発生
 RNG } [RNG]

送信OFF ••アップリンクキャリアに変調されたコマンドサブキャリアを検出してOFFコマンド発生

TLM ••••アップリンクキャリアOFF(スケルチON)時にTLMコマンド発生

(3) 性能

(i) 電氣的性能

(a) 送信系

(1) 送信搬送周波数 : MHz(暫定)

(2) 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
- 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

(h) 送信電力 : 50mw [+1dB 以内
 -2dB

(二) 変調方式	:	位相変調						
(ホ) 変調指数	:	<table border="0"> <tr> <td>┌ テレメトリ 1.1rad</td> <td>┌ +0.1rad</td> </tr> <tr> <td></td> <td>└ -0.2rad</td> </tr> <tr> <td>└ レンジング 0.5rad</td> <td>±0.1rad</td> </tr> </table>	┌ テレメトリ 1.1rad	┌ +0.1rad		└ -0.2rad	└ レンジング 0.5rad	±0.1rad
┌ テレメトリ 1.1rad	┌ +0.1rad							
	└ -0.2rad							
└ レンジング 0.5rad	±0.1rad							
(ハ) 変調周波数	:	<table border="0"> <tr> <td>┌ レンジング 516KHz</td> <td></td> </tr> <tr> <td>└ テレメトリ</td> <td>┌ サブキャリア 2048Hz</td> </tr> <tr> <td></td> <td>└ ビットレート 64bps</td> </tr> </table>	┌ レンジング 516KHz		└ テレメトリ	┌ サブキャリア 2048Hz		└ ビットレート 64bps
┌ レンジング 516KHz								
└ テレメトリ	┌ サブキャリア 2048Hz							
	└ ビットレート 64bps							
(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(暫定)						
(ロ) 入力レベル範囲	:	-95 ~ -50dBm						
(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	:	<table border="0"> <tr> <td>┌ コマンド 0.6rad</td> <td></td> </tr> <tr> <td>└ レンジング 0.6rad</td> <td></td> </tr> </table>	┌ コマンド 0.6rad		└ レンジング 0.6rad			
┌ コマンド 0.6rad								
└ レンジング 0.6rad								
(ハ) 雑音指数	:	10dB以下						
(ト) スケルチレベル	:	-99dBm ± 4dB						
(チ) VCO周波数温度安定度	:	TBD						
(リ) コマンド変調方式	:	Tone-PM (送信OFFコマンド)						
(ヌ) コマンドトーン周波数	:	8KHz						
(ル) レンジング変調方式	:	トーン-PM						
(レ) レンジング周波数	:	516KHz						
(c) 総合性能								
(イ) 送受信周波数比	:	240/221						
(ロ) レンジング遅延時間変動	:	300nsecp-p以下						
(ハ) 消費電力	:	4.4w(ノミナル)						
(ii) 機械的性能								
(a) 重量	:	0.82kg(ノミナル)						
(b) 外観・寸法	:	図2に示す。						

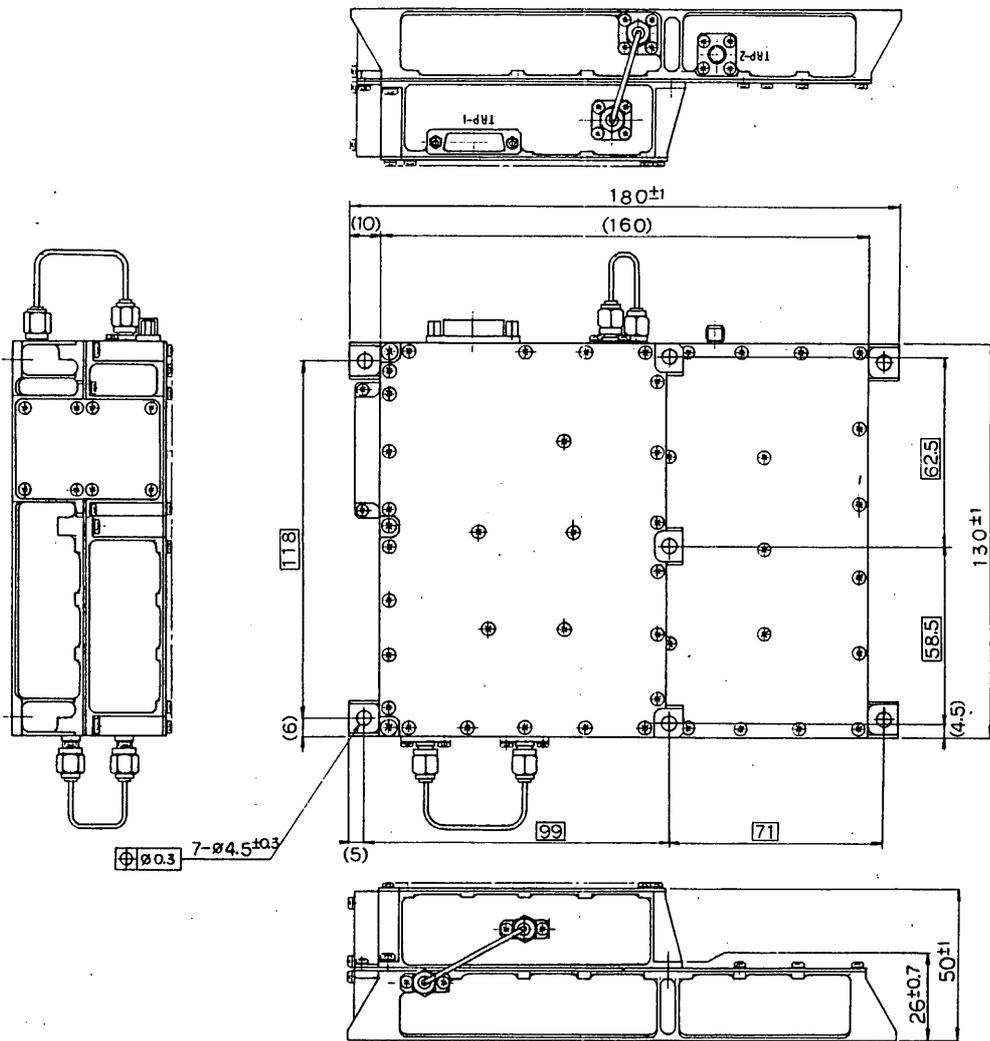


図2 Sバンドトランスポンダ外観・寸法

井上(浩)、NEC

1.1.5 データ処理装置

1. 概要

本装置はMUSES-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。

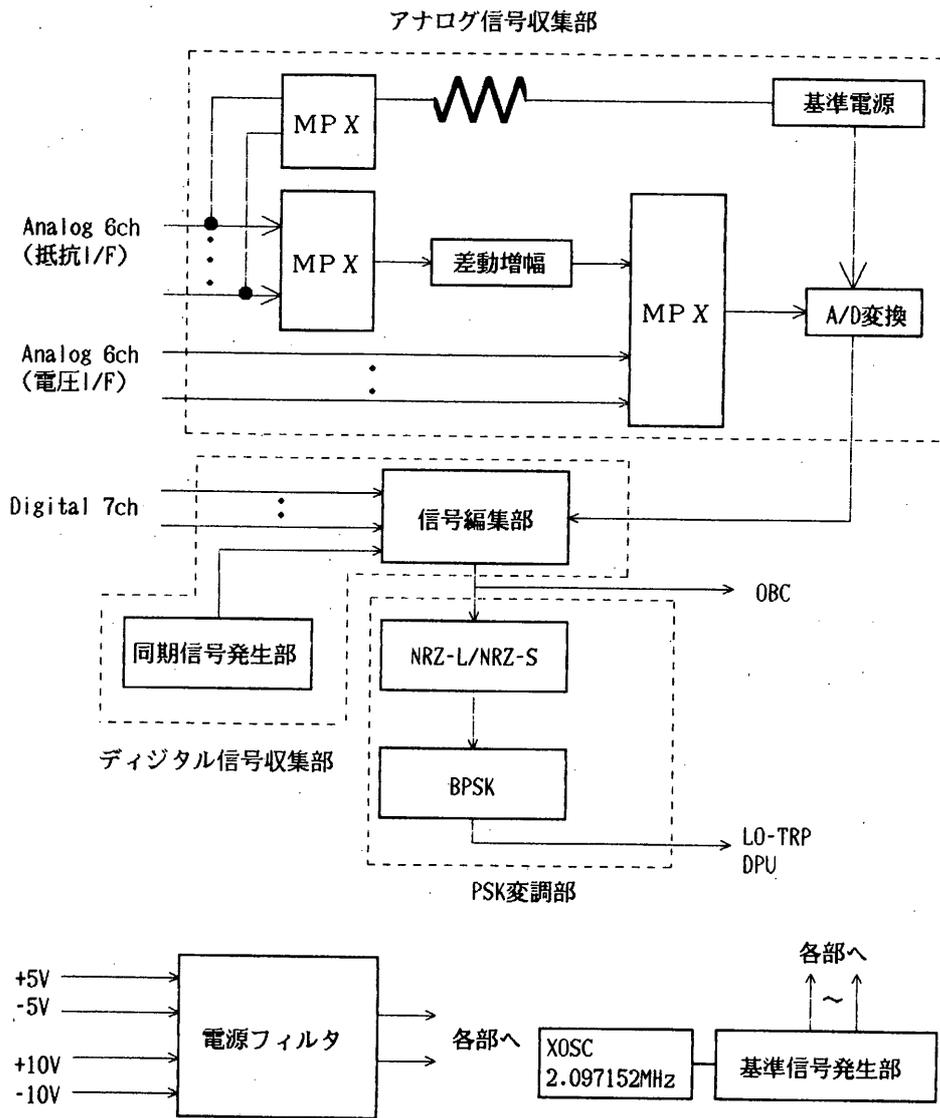


図-1 LO-DPU概略機能ブロック

(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L0-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
L0-TRP	BPSK(サブキャリア周波数2,048Hz)
DPU	BPSK(")
OBC	NRZ-L

表-2(a) L0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, L0-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ワードの単純な繰り返し
2. フレームカウンタに相当するデータはない

表-2(b) L0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L0-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L0-DPUの主要諸元、図-2にL0-DPUの外観図を示す。

表-3 MUSES-A L0-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	600mw以下
6) 外形寸法	167(W)×130(D)×42.5(H) (mm)
7) 重量	0.72±0.1 (kg)

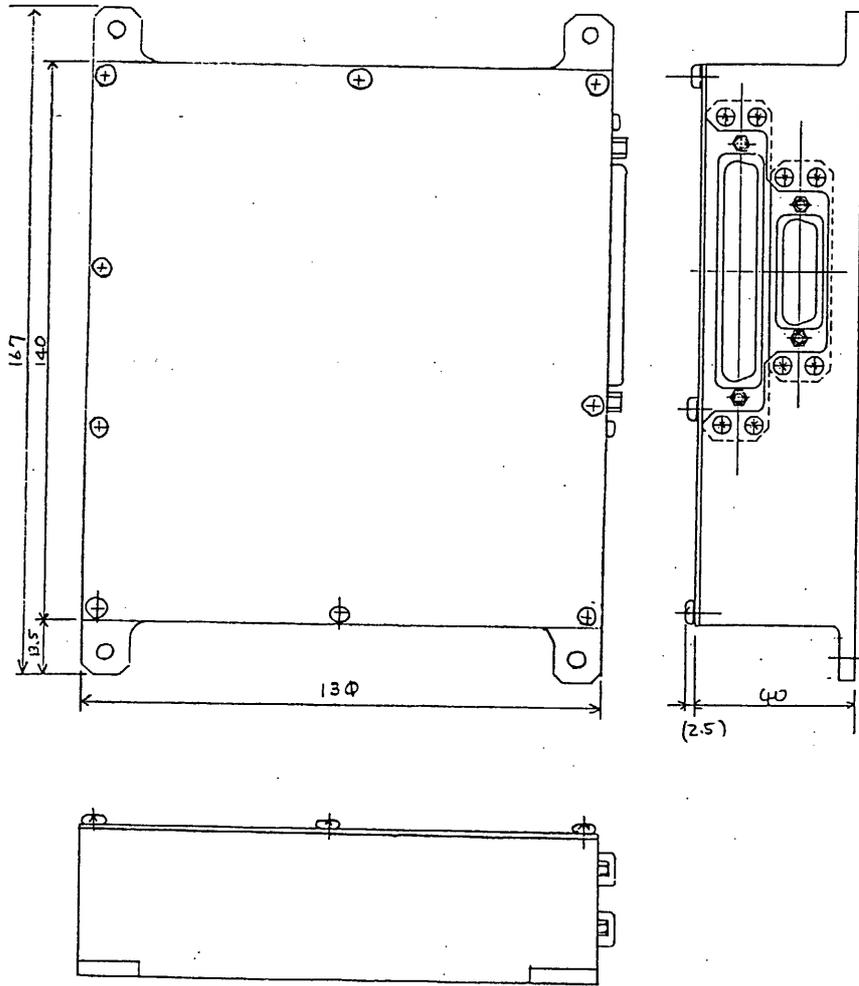


图-2 LO-DPU外觀圖

井上(浩)、NEC

1.1.6 太陽電池

河端、NEC、NTT、日本鉱業(株)

1.1.2 太陽電池(LO-SCP)

(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28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1nP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1.1.2-1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、パネル平面の面積が小さいため1cm×2cm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、ルナー・オービターの軌道では特に放射線シールド効果を必要としないが、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 μ m 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1.1.2-2)
- 高効率(16%以上)である。(図1.1.2-4 参照)
- 構造、製造プロセスが簡単で量産に適している。(図1.1.2-3 参照)
- 高温での特性変化が小さい。(表1.1.2-1 参照)

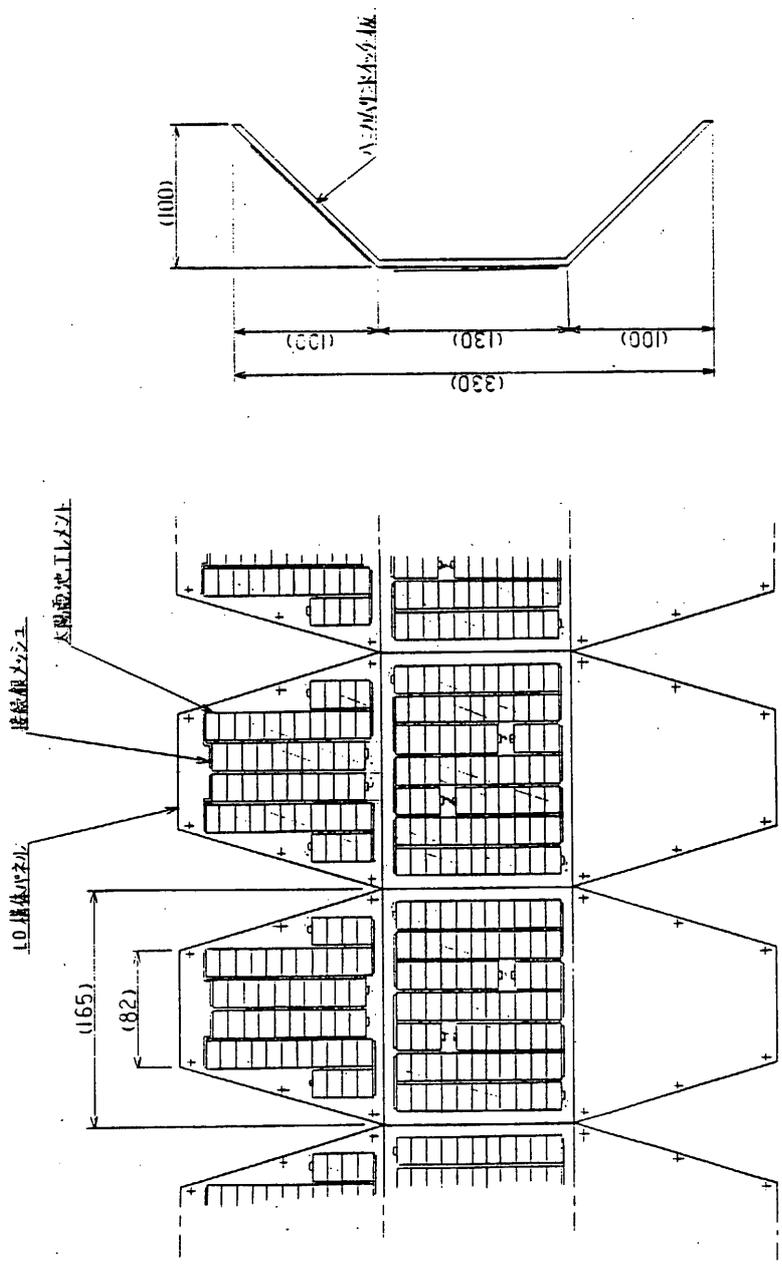
ロ) 構造 : ルナー・オービター太陽電池セルは、図1.1.2-3 に示す硫黄(S)拡散によるn-p接合セルである。セルの寸法は1cm×2cmで、電極反射防止膜等の材質は図1.1.2-3 に示す通りである。

ハ) 主要電気性能 : AM 0, (135mW/cm²) の光照射下での出力特性の一例を図1.1.2-4 に示す。

各出力パラメータは次の通りである。

開放電圧 $V_{oc} = 0.83$ V
最大出力 $P_m = 48$ mW
最大出力電流 $I_m = 67$ mA
変換効率 $\eta = 18\%$

短絡電流 $I_{sc} = 70$ mA/cm²
最大出力電圧 $V_m = 0.73$ V
曲線因子 $FF = 83\%$



展開図

パネル縦断面図

図1.1.2.1 ルナー・オービター太陽電池パネル外観図

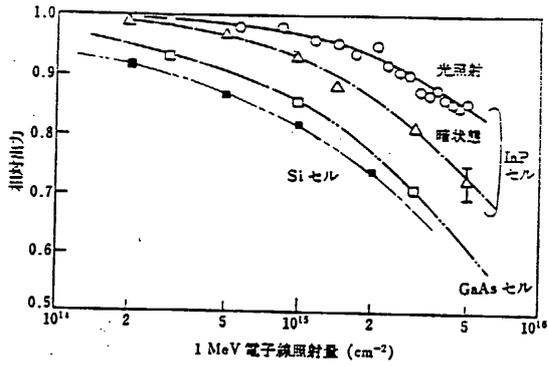


図1.1.2-2 Si, GaAs, InP太陽電池の1 MeV電子線照射効果 (光照射, 暗状態での照射効果の比較)

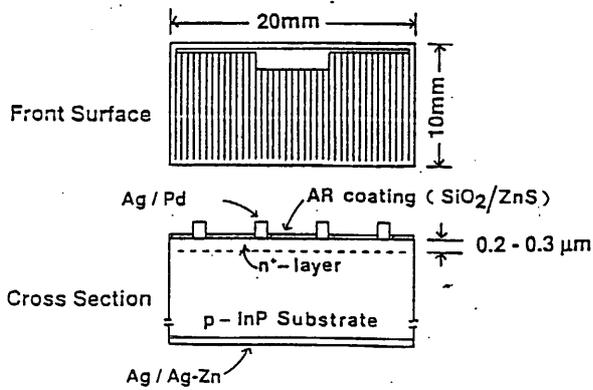


図1.1.2-3 InP太陽電池の構造

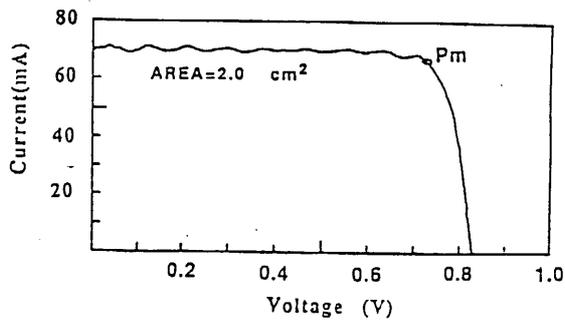


図1.1.2-4 InP太陽電池の出力特性の一例

InP セルの出力パラメータの温度特性は表1.1.2-1 の通りである。

表1.1.2-1 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 *
$\Delta P_m / \Delta T$ (mW/cm ² /deg)	-0.035	-0.045	-0.135
$\Delta Voc / \Delta T$ (V/deg)	-0.0021		
$\Delta Isc / \Delta T$ (mA/deg)	0.038		

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 ± 5 nm

○ 屈折率

1.525 Na-D(589.3 nm)に対する屈折率

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1.1.2-5 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1.1.2-6 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・オービターの太陽電池の重量を表1.1.2-2 に示す。

単位 g

品名	重量	数量	小計
Inpセル	0.37	1000	370.0
カバーガラス	0.03	1000	30.0
ワッキングダイオード	0.22	40	8.8
インターコネクタ			24.0
接着剤			65.0
ハンダ			40.0
機工部品			72.2
その他（ワッパ等）			121.4
合計			731.4

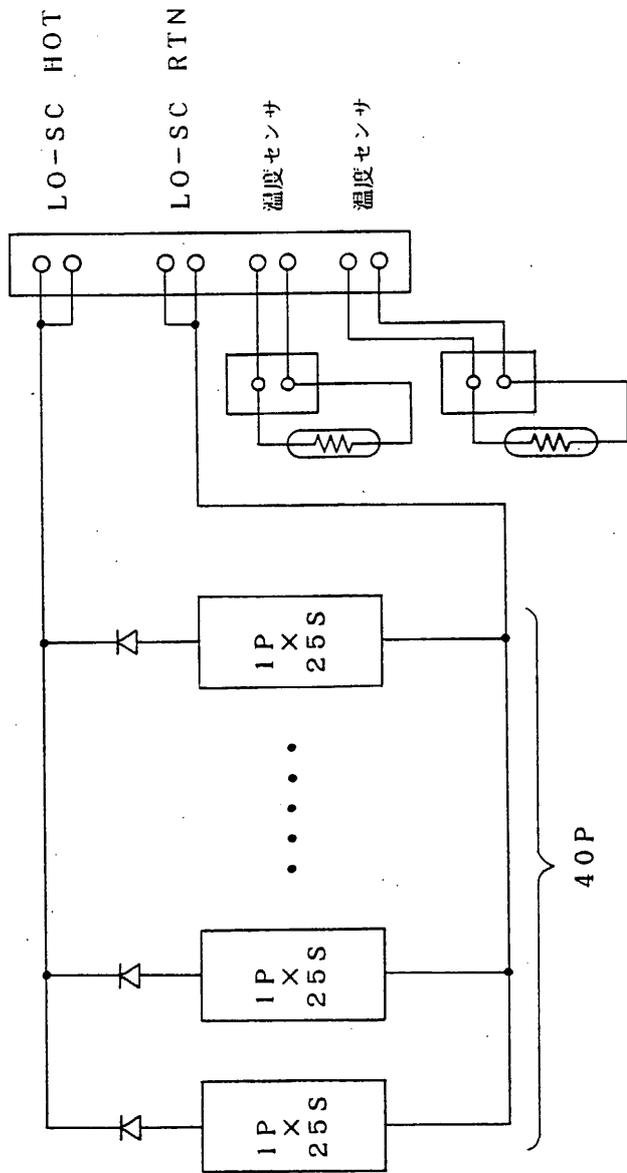


図1.1.2-5 ルナー・オービター太陽電池ブロック図

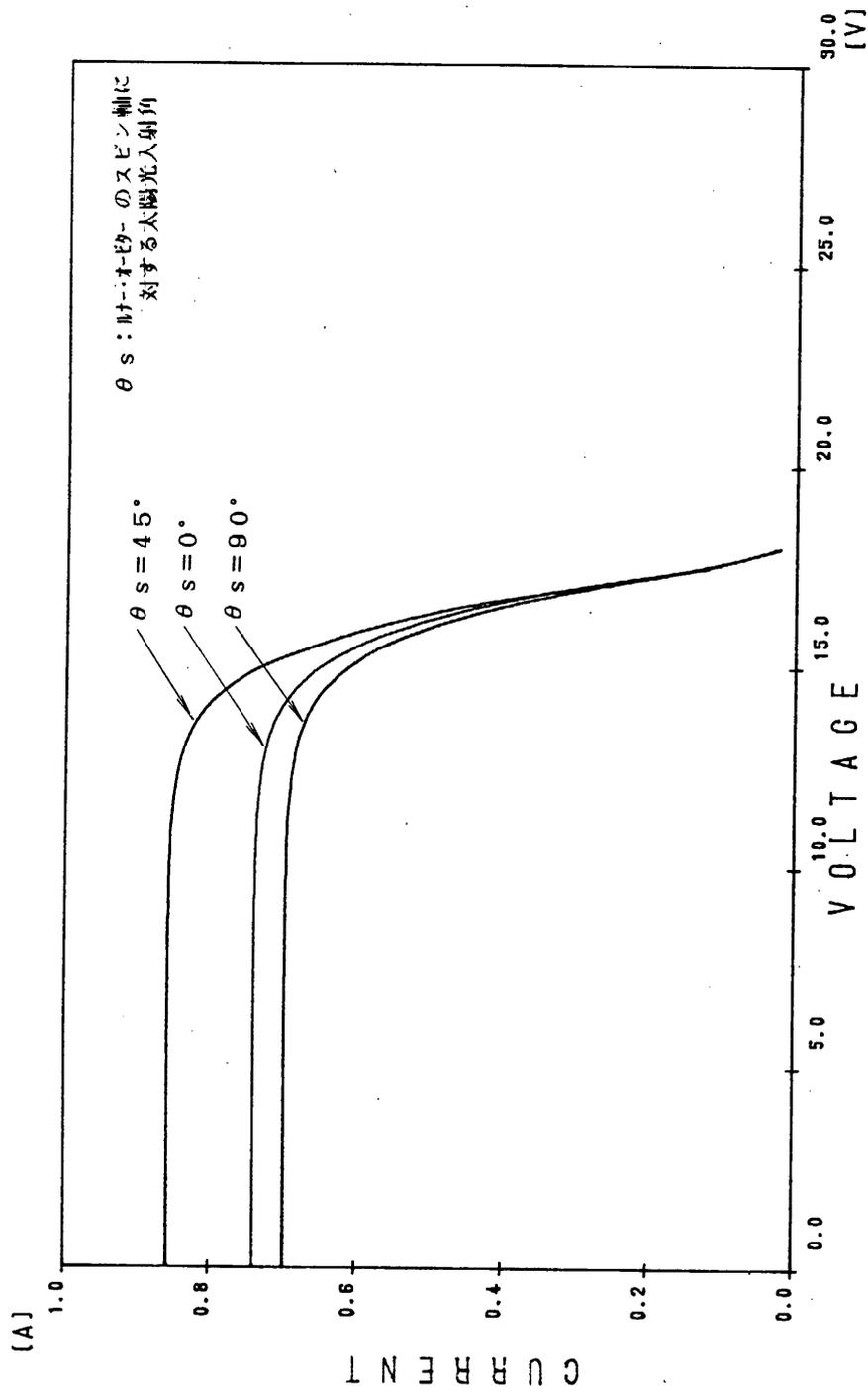


図1.1.2-6 ルナー・オービター太陽電池V-I特性

1.1.7 電源制御装置

(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) 電気的性能

(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-1 1.5A → 3V±60mV
- (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。

(3) 機械的性能

- (a) 寸法 133×180×35H

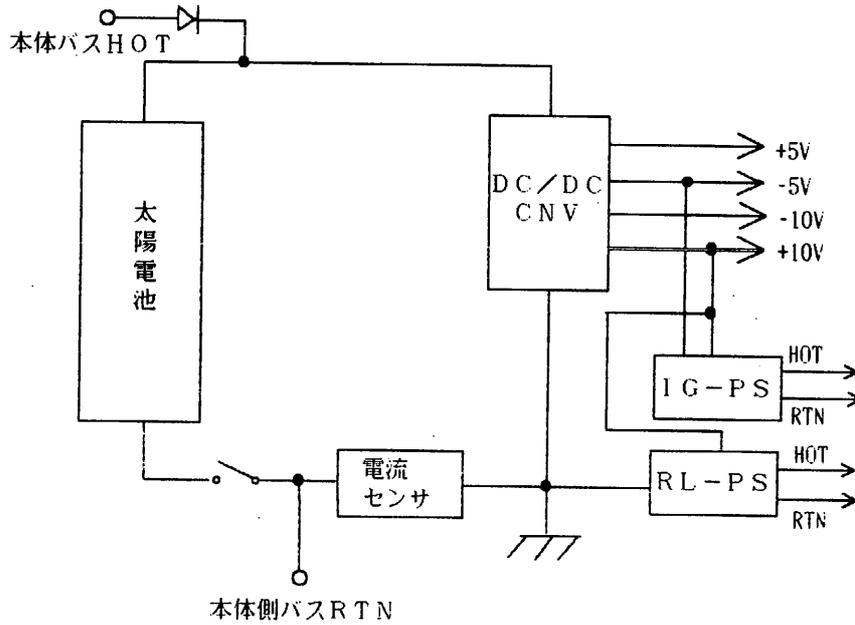


図1.1.3-1 L0-PSC機能ブロック図

- (b) 重量 0.9Kg
- (c) 外観図 図1.1.3-2参照

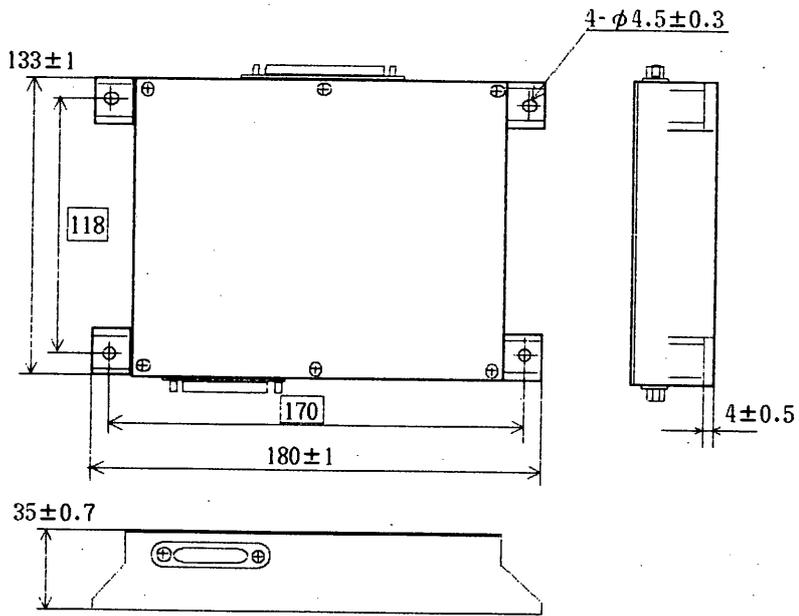


図1.1.3-2 LO-PSC 外觀図

高橋(慶)、NEC

1.1.8 タイマ・計測装置

宇宙科学研究所 秋葉研究室
小野田研究室
松下通信工業(株)

1. 概要

MUSES-Aより分離され月周回軌道に投入されるルナー・オービタに搭載される機器で、タイマ部および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、キックモータ冷却信号出力を実行する部分で、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、安全性等を考慮し、EPT-SA側(MUSES-Aに搭載)でアーミングをかけている。更に、ルナー・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等でアーミングがかけられている。また、IG-PS(点火電源)、RL-PS(点火リレー駆動電源)はコンデンサで構成され、EST-Lに供給される。なお、タイマ部についての詳細はEPT-SAの項を参照されたい。

計測部(INS-L)はキックモータ(KM-L)の環境状態をモニタするもので、温度、圧力を計測する。

本筐体は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、計量化の対策を実施している。

2. 性能

2.1 電気的性能

2.1.1 EST-L

- | | |
|-------------------|----------------------------------|
| (1) シーケンス | : 2項目 |
| (2) 最大設定可能時間 | : Y+2000sec |
| (3) 最小設定時間間隔 | : 1 sec |
| (4) 出力信号幅(ロジック側) | : 1sec |
| (5) 出力信号幅(RL-PS側) | : 34~54msec
(C=2160uF, Ro=1Ω) |
| (6) スタート方式 | : コマンド (from MUSES-A) |
| (7) ストップ方式 | : ルナー・オービタ OFF |
| (8) 再起動 | : ルナー・オービタ OFF後、ONで再起動 |

- (9) テレメータモニタ : 6bit
- ・POWER
 - ・START
 - ・SQ1
 - ・SQ2
 - ・SAFETY
 - ・TBD
- (10) 電源コントロール : ルナー・オービタ ON/OFF

2.1.2 INS-L(PKML)

- (1) 測定範囲 : 0~70kg
- (2) 測定精度 : $\pm 3\%$ F.S(常温)
- (3) 周波数特性 : DC~200Hz ($\pm 3\text{dB}$ 以内)
- (4) 出力電圧 : 0~+3V
- (5) 校正電圧精度 : $+2.5\text{V} \pm 0.05\text{V}$ (常温)
- (6) 出力電圧温度ドリフト : $\pm 0.5\text{V}$ (-10~+50°C)
- (7) 出力電圧経時ドリフト : $\pm 0.05\text{V}$ (100Hランニング)
- (8) 検出器感度 : 1.5mV/V $\pm 10\%$
- (9) 検出器内部抵抗 : $350\Omega \pm 3.5\Omega$
- (10) 検出器固有振動数 : 83kHz
- (11) テレメータモニタ : アナログデータ

2.1.3 INS-L(TKML)

- (1) 測定範囲 : 0~1000°C (1点)
- (2) 測定精度 : $\pm 3\%$ F.S
- (3) 周波数特性 : DC~200Hz ($\pm 0.5\text{dB}$)
- (4) 出力インピーダンス : 100 Ω 以下
- (5) 出力電圧温度ドリフト : $\pm 0.5\text{V}$ (-10~+50°C)
- (6) 出力電圧経時ドリフト : $\pm 0.05\text{V}$ (100Hランニング)
- (7) 検出器感度 : 41.269mV/1000°C
- (8) テレメータモニタ : アナログデータ

2.1.4 消費電力

- (1) EST-L +5V : 50mA以下
- (2) INS-L +10V : 40mA
- 10V : 20mA

2.2 機械的性能

(1) 外形寸法

- 本体 : $142\pm 2\times 136\pm 2\times 50\pm 1$ (mm)
- 圧力検出器 : $21\times 21\times 41$ (mm)
- 温度検出器 : 3.0×2.5 (mm)

(2) 重量

- 本体 : $0.9\text{kg}\pm 0.1\text{kg}$
- 圧力検出器 : 0.12kg以下
- 温度検出器 : 0.016kg/m

(3) ケース表面処理

- 本体 : 黒色塗装

(4) 外観図

- 本体 : 図2.2参照

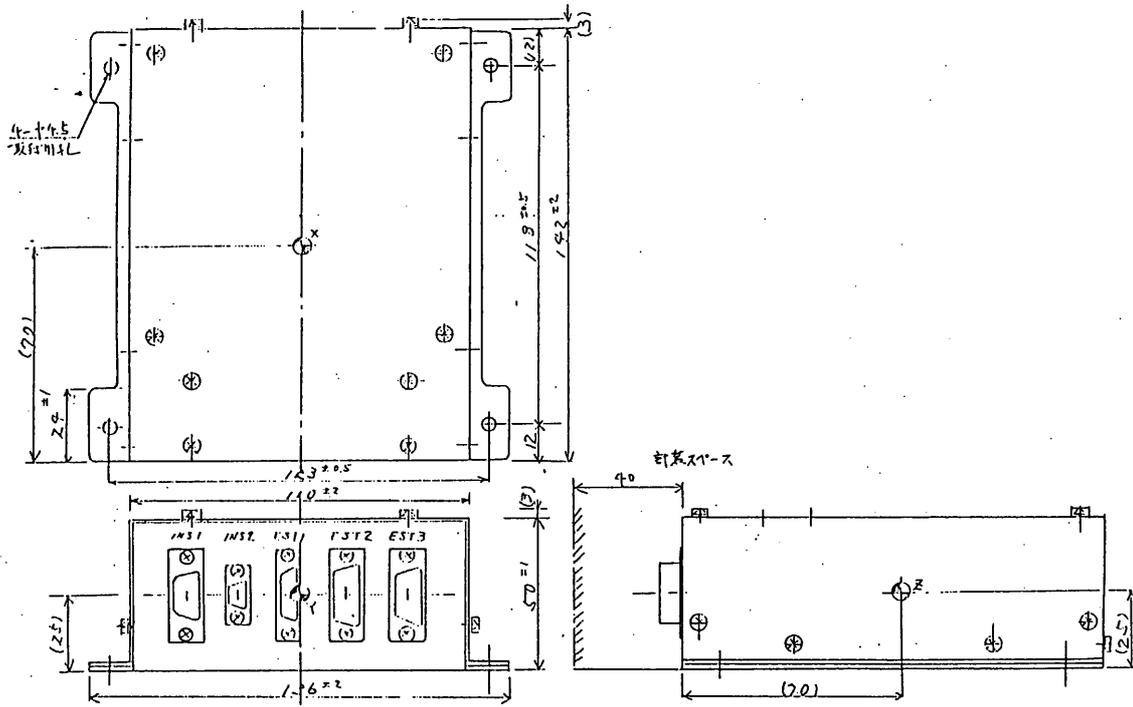


図 2.2 EST/INS-L 外観図

1.1.9 キック・モータ (KM-L)

1. 概要

このモータはルナーオービタ内部に収納されており、ルナーオービタが MUSE S 本体から切り離された後に点火され、ルナーオービタを月周回軌道に突入させるのに必要な速度を与えることを目的としている。

直径150mmの球形をしたモータで、推進薬は、高AI燃焼効率、低バインダー含有率の高比推力12%HTPB推進薬 (BP-111J) である。63年3月26日に能代ロケット実験場において、窒素ガスを作動流体とする超音速-超音速エジェクタによる高空性能試験装置 (GN₂-SSE HATS) を用いて、第一回燃焼試験を実施した。なお、モータの燃焼後に取付フランジを通して熱がルナーオービタの電子機器に伝導するいわゆるソークバックに対する対策として燃焼後に冷却水をモータ内部に噴射することを計画しており、同試験においてもその効果を確認した。

2. 構成

KM-Lの構成は表-1の通りである。

3. モータ性能諸元

燃焼試験を冷却液噴射システム確認も含めて2回実施することによって、モータ性能を確認する予定であり、本書には計画値を記載する。

表-2に示す。

表-1 KM-L構成表

品名	数量	備考
1 モータケース	1	Ti-6Al-4V, 耐圧保証 65kgf/cm ²
2 推進薬	1	BP-111J
3 インシュレーション	1	EPDM
4 ノズル	1	スロート径 10mm, 開口比78.1
5 イグナイター	1	主装薬 iP-2, 起装薬 NAB-1G
6 点火系ワイヤーハーネス	1式	
7 冷却液噴射装置	1式	
8 ヒータ	1式	
9 温度センサー	1式	別項参照
10 圧力センサー	1式	別項参照

表-2 KM-L性能諸元(計画値)

項目	性能諸元	備考
全長 (mm)	333	概要を図-1に示す
代表直径 (mm)	152	
モータ重量 (kgf)	4.3	構成表の NO.1 5 の合計である
推進薬重量 (kgf)	3.05	
構造効率	0.710	
最大内圧(kgf/cm ² A)	53.6	内圧カーブを図-2に示す
最大推力 (kgf)	88.4	推力カーブを図-3に示す
比推力 (sec)	290	
全燃焼時間 (sec)	15.6	ノミナル燃速値

4. 点火系ワイヤーハーネス

KM-Lの点火系は、モータ点火系及び冷却水噴射用火工品弁作動の、2項目である。その回路図は、図-4の通りである。

5. 水噴射冷却装置

本装置については詳細には決定されていない段階なので、その系統図を示すにとどめる。なお、本装置に割り当てられている重量は、1kgでありその範囲でソークバック対策として効果的でかつ軽量にする努力をする。

6. KM-L 燃焼中の姿勢安定

KM-L 燃焼中の姿勢安定は、スピン方式であるが、当初の計画では20r.p.mと低スピンであった。燃焼中のスピン安定の目安として従来使用してきた下式に従うと極めて姿勢が悪化することが判明した。

$$\theta = 2 \varepsilon F l / I_y (1 - 1/\gamma) \omega^2$$

ここで ε : 推力ミスアライメント係数 0.002

F : 推力

l : 重心位置 (ノズル後端より)

I_x : ロール軸まわり慣性モーメント

I_y : ピッチ軸まわり慣性モーメント

γ : 慣性モーメント比 ($=I_y/I_x$)

ω : スピン角速度

そこで上式が、 $\gamma < 1$ においても成立することを確認するとともに、3次元6自由度の運動解析を実施して必要なスピン角速度を決定することにした。

典型的な計算例を図-6に示す。

この結果、スピンアップ・ダウンに必要なRCS燃料も許容できるということで、スピン角速度は、120r.p.mと決定された。

なお、推進性能及びL.Oの姿勢に対する影響は下記の通りである。

*インジェクション速度ベクトル誤差	0.28 degree
*インジェクション速度ロス	3.3 %
*燃焼中最大首振り角(半角)	20 degree
*燃焼終了時角運動量ベクトル誤差	1.5 degree
*燃焼終了時ニューテーション半角	9 degree

従ってKM-Lの速度増分 ΔV は、3.3%ロスを飛行計画の上で見込む必要がある。

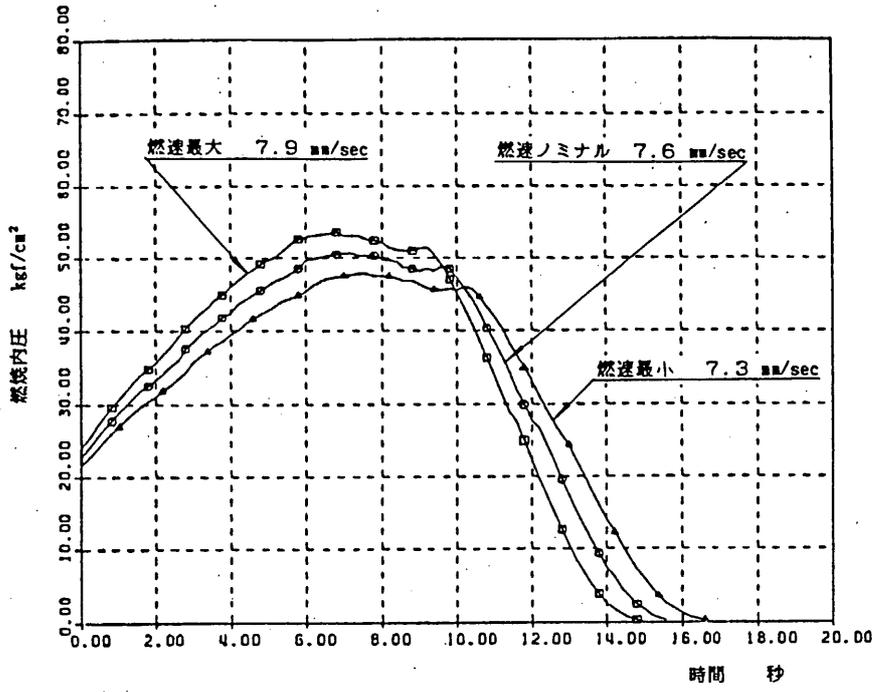


図-2 KM-L モータ 予測燃焼内圧

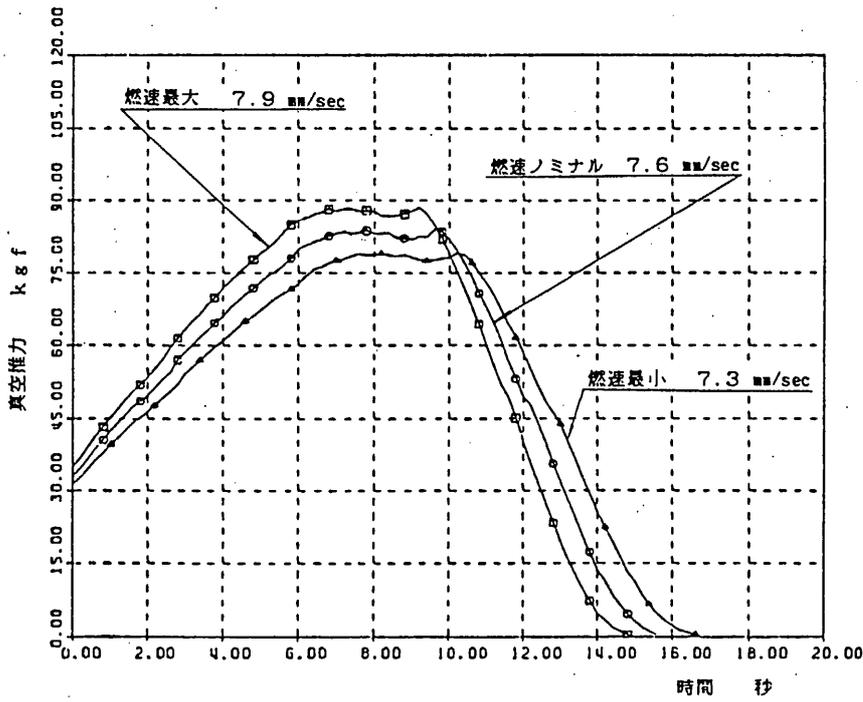


図-3 KM-L モータ 予測真空推力

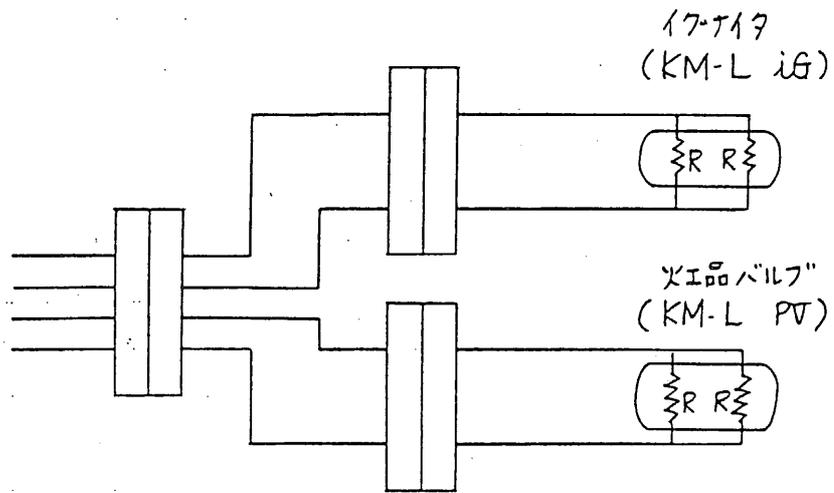


図 - 4 KM-L 点火系ハーネス端末側回路

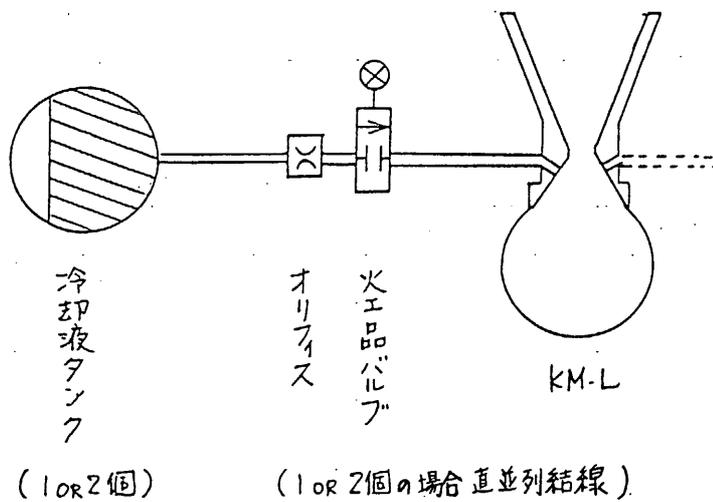


図 - 5 冷却液噴射装置の系統図

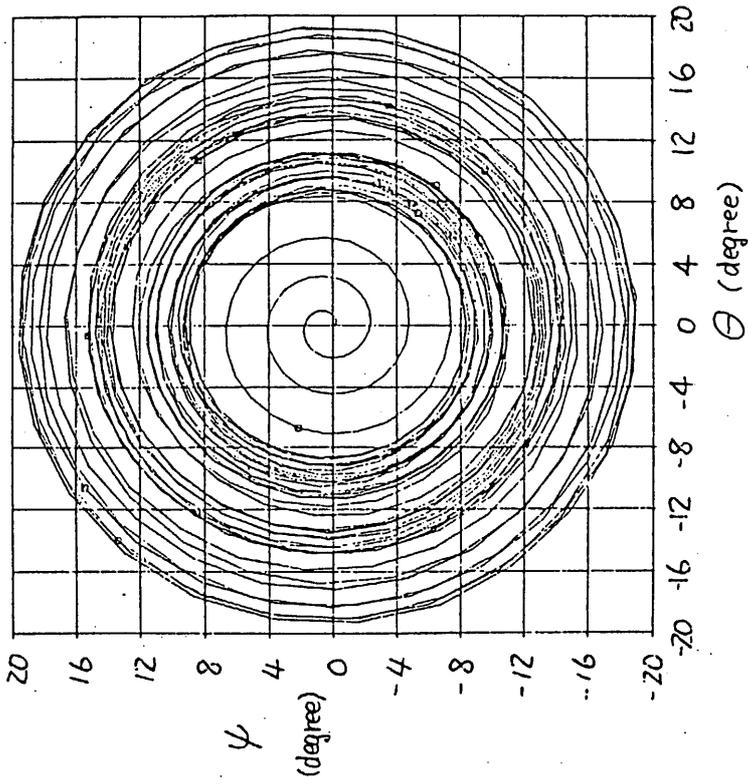


図-6 KM-L 燃焼中の首振り運動

秋葉研、高野(雅)研、日産自動車(株)

1. 2 光学航法装置 (ONS)

二宮研、NEC

1. 概要

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の実験装置として MUSEE-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。

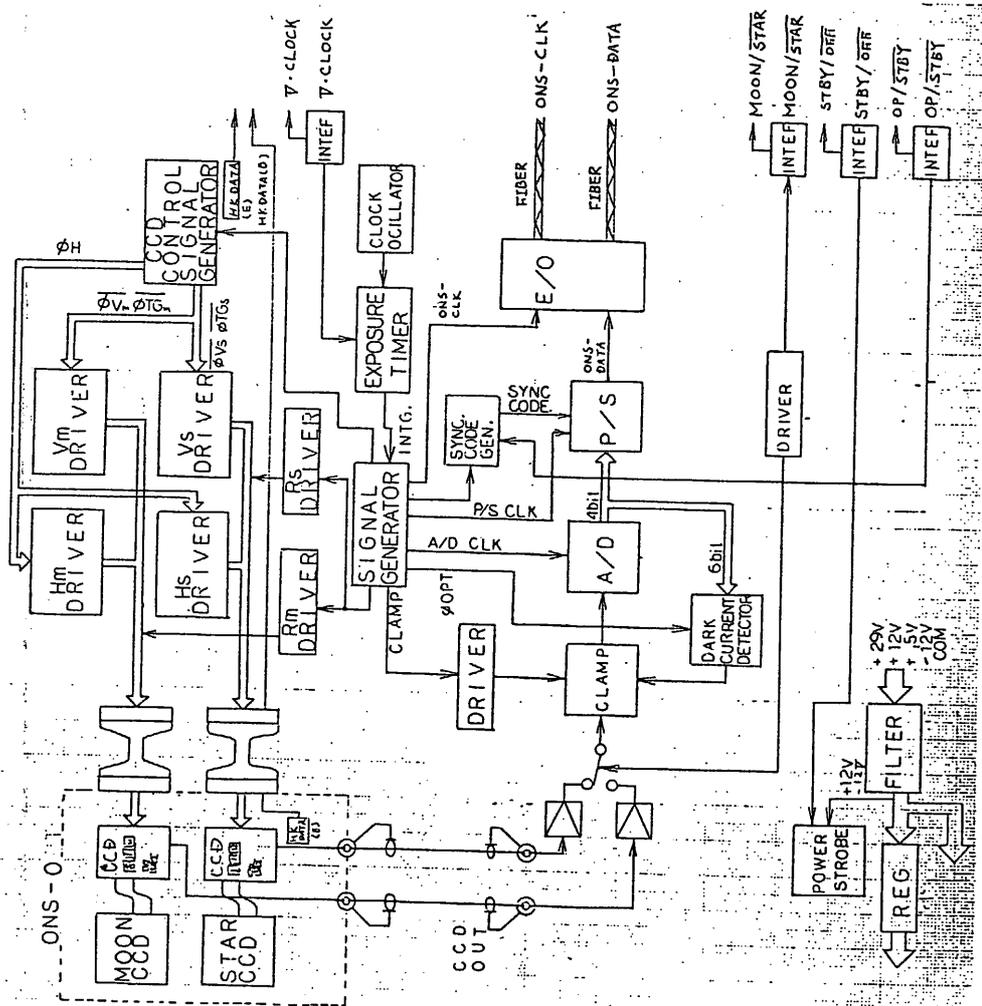
ONS は太陽光の影響をなくすための「フード部」(ONS-H)、CCD (CHARGE-COUPLED DEVICES) 及びレンズ等から構成される「光学部」(ONS-O) 及び、CCD からの画像データをデジタルのシリアル信号に変換し姿勢制御系へ伝送する「電気回路部」(ONS-E) の 3 つから形成される。

MUSEE-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 A O C P へ伝送される。

2. 機能動作

O N S の系統図を図 1 に示す。
O N S は T D I 方式を採用しているため、ス
ビンレートに対応した V ・ C L O C K を A O
C P から入力し、このクロックに同期させて
C C D を駆動し、画像データを取得している。
C C D 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 C
C D より出力されたビデオ信号は、A O C P
からの月／星切り替え信号である M O O N /
S T A R 信号により選択される。
この C C D 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 C C D
出力信号は、ピクセル単位で 4 b i t 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 (O N S
- D A T A) として A O C P へ出力される。
また O N S - D A T A 読み込みタイミング信
号として同期クロック (O N S - C L K)
を出力しそれぞれ独立の光ファイバにより A
O C P へ伝送する。
O N S はさらにパワーストップ機能を有し、
A O C P 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とし、消費電力の
低減化を図っている。

图-1. ONS 系统图



3. 性能

ONS	
視野角	V 方向 ; 7.3°
	H 方向 ; 10.1°
感度	月 (- 12.7 mag) の撮像 星 (2 mag 以上) の 検出
性能維持温度	- 20 °C ~ + 45 °C
消費電力	
	OP 7.0 W
	STBY 6.6 W
	OFF 0.1 W
重量	4.7 kg
ONS - O	
重量	1.75 kg
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	0.65 kg
形状 (外観)	図 - 2 に示す。
太陽光妨害角	60 度以上 (ノミナル)
減衰率	10 ⁻⁸ 以下 (ノミナル)

O N S - E	
重量	2.3 kg
形状 (外 観)	図 - 3 に 示 す。
O N S - D A T A	
階 調 度	1 6 階 調 (4 b i t / ビ ッ ト)
暗 電 流 階 調 度	6 4 階 調 (6 b i t / ビ ッ ト)
撮 像 可 能 ス ピ ン	
レ ー ト 範 囲	1 0 . 0 ~ 2 0 . 5
	r p m
O N S - D A T A	
ビ ッ ト レ ー ト	1 4 . 9 6 0 5 9 7
(O N S → A O C P)	M B P S

図 - 2. ONS-0 及び ONS-H 外観図

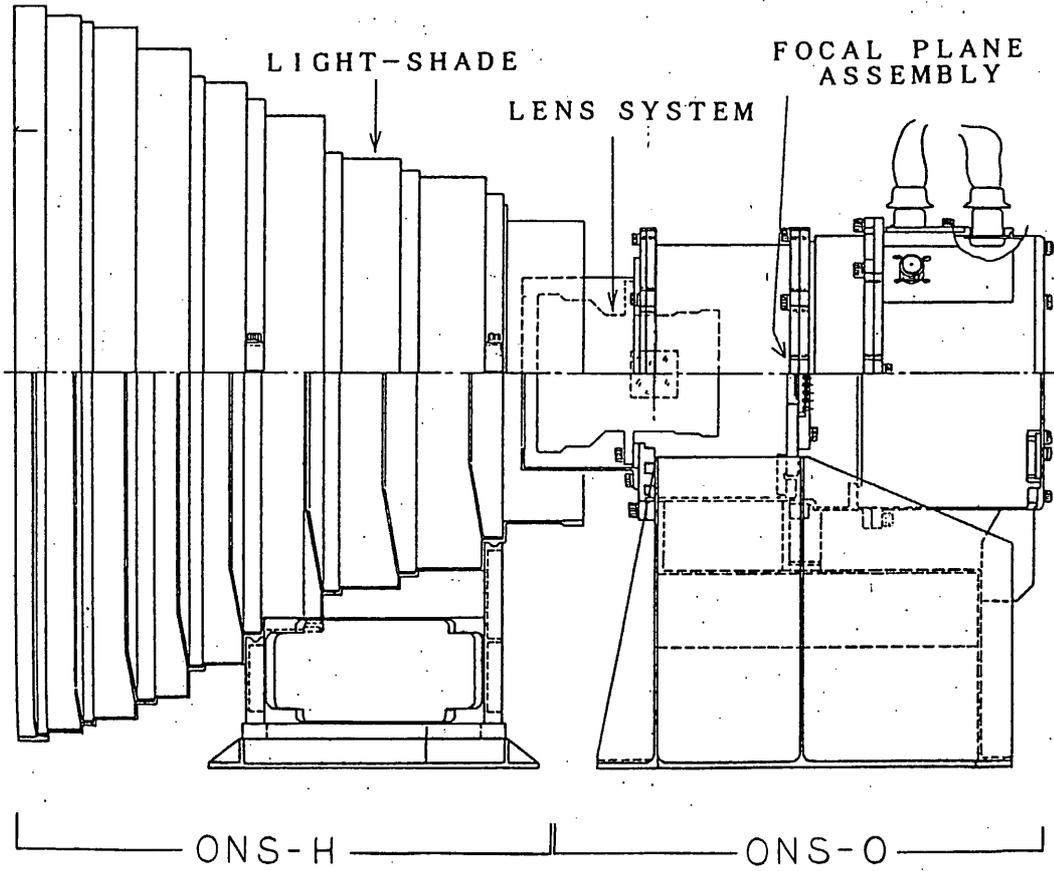
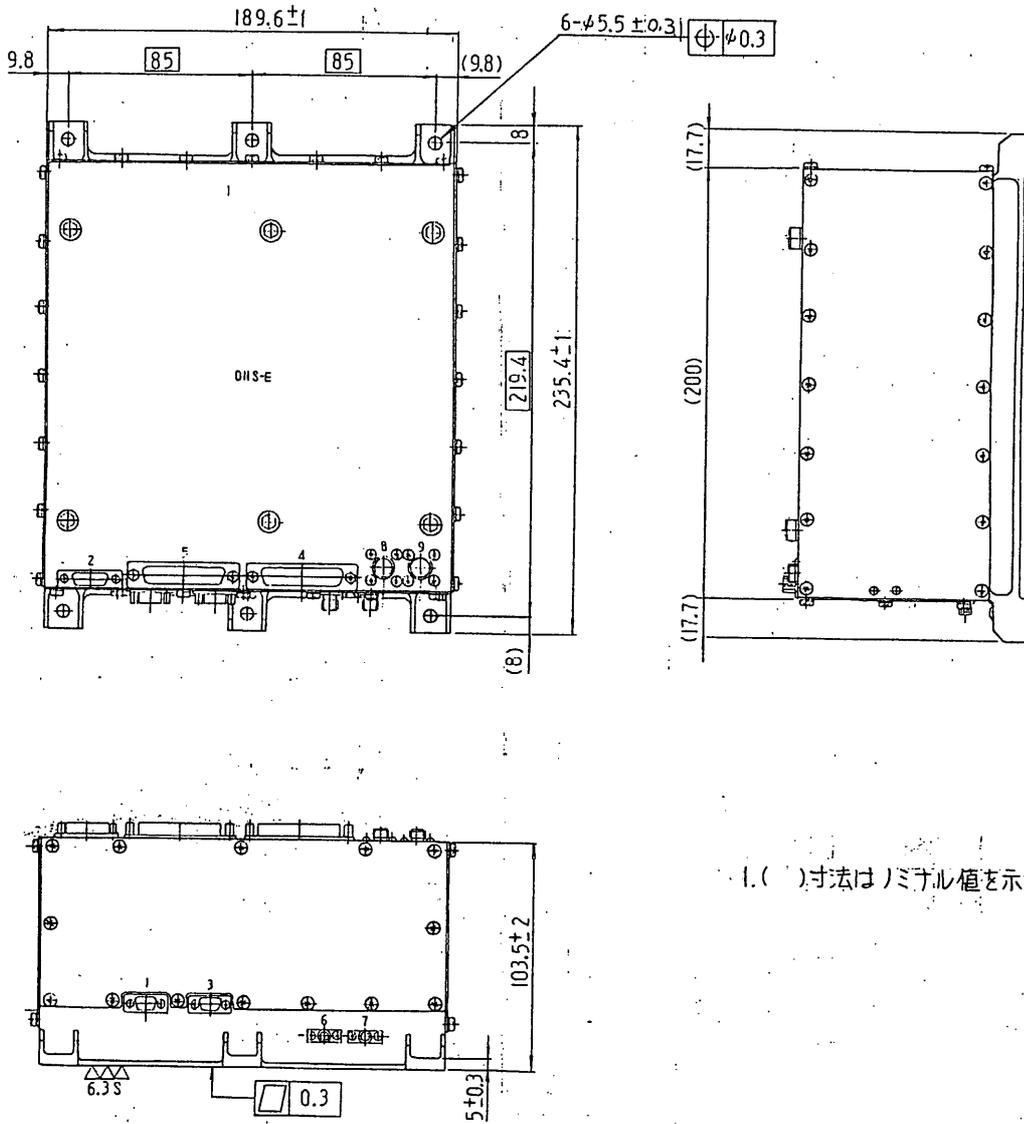


図-3. ONS-E 外観図



1.()寸法はノミナル値を示す。

1. 3 フォルト・トレラント型 オンボードコンピュータ (OBC)

宇宙研 西村(敏)研、二宮研
高野(忠)研
(株)日立製作所

(1) 概要

フォルト・トレラント型オンボードコンピュータ(以下OBC)はMUSE S-Aのサブシステムの1つであり、その目的は

- ① パケットテレメトリデータ処理
- ② 搭載型フォルト・トレラントコンピュータの評価

である。

ここでパケットテレメトリとは、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、処理を行う方式である。本方式は融通性や拡張性が高く、NASA, ESAを中心としたCCSDS(Consultative Committee for Space Data Systems)においても将来の標準的なテレメトリ方式として勧告されている。また、将来の科学衛星においては、クロスサポートの必要性がますます増大するものと思われ、その際の通信、処理機器の融通性をパケットテレメトリは高めることができる。

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に出力する。

フォルト・トレラントコンピュータとは、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ったコンピュータのことである。上記のように、MUSE S-Aでは、人工衛星にフォルト・トレラントコンピュータを搭載し、その有効性を評価し実証しようとしている。

(2) 構成

(a) 全体構成

図1.3-1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。

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マイクロに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処理結果の整合をはかると共に、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、3組のCELL間のデータ整合をはかるため、融通性のあるデータ処理が行える。

(b) CELLの構成

図1.3-2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タよりなる。

BPUは6.8000マイクロプロセッサ、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、ソフトエラー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、ソフトの実行状態を監視し異常時にはリセットを行うWDT(Watch Dog Timer)を付加している。

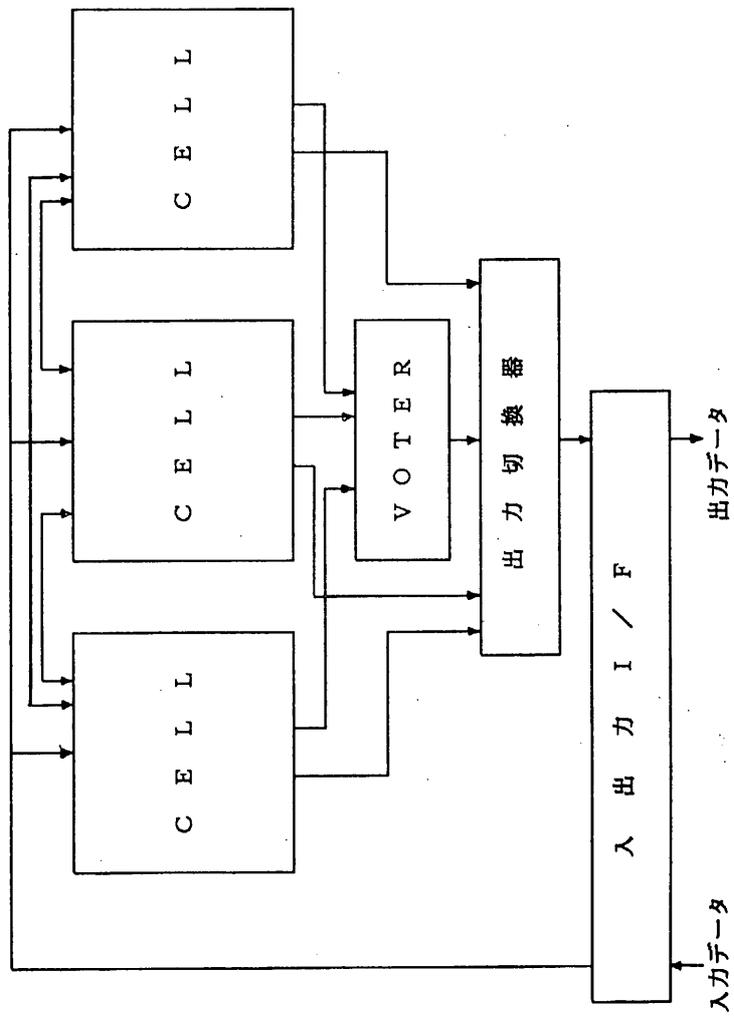


図1.3-1 O B C 構成

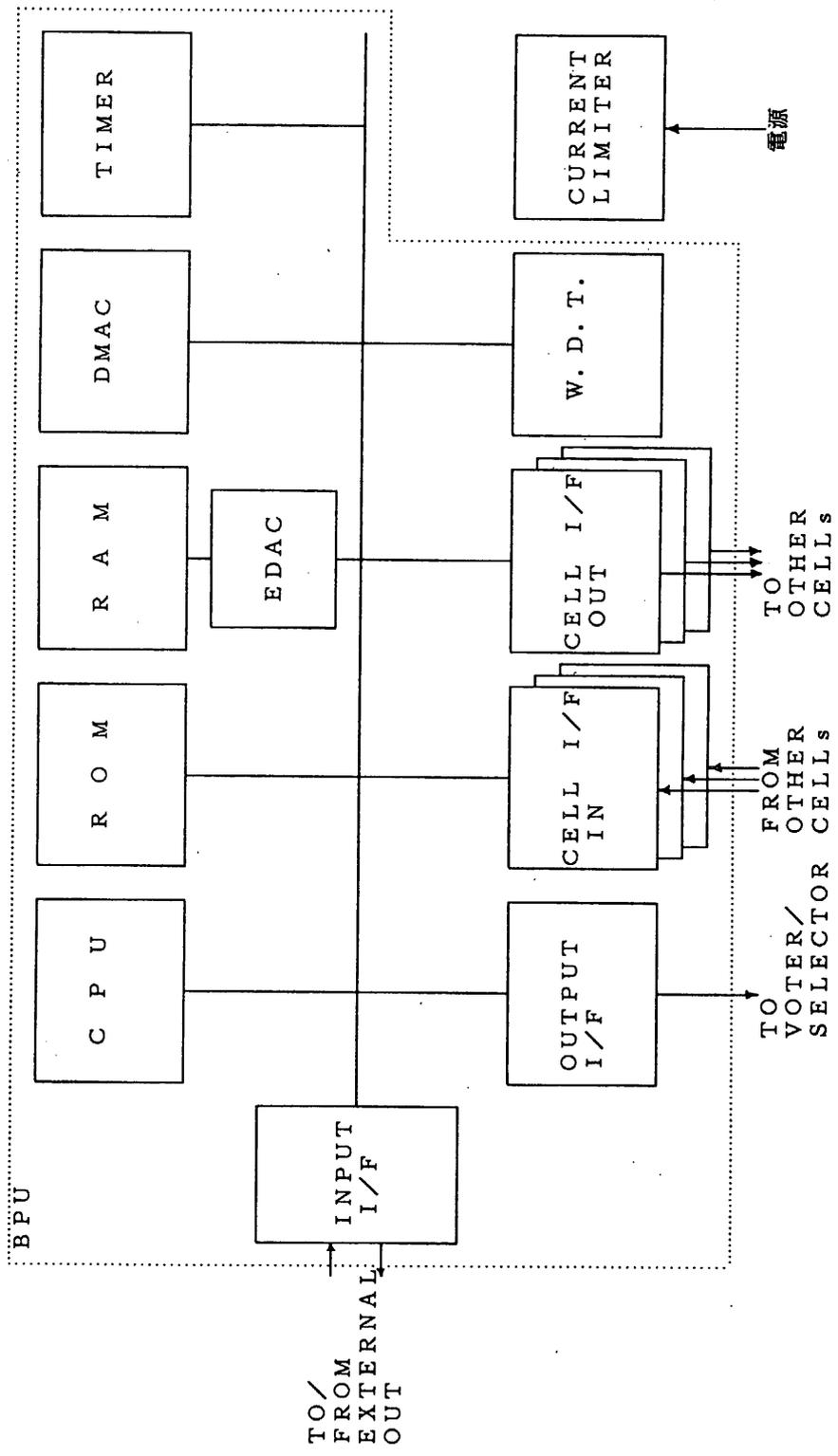


圖1.3-2 CELL 構成

(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1.3-3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 インターリーブとリードソロモン符号

リードソロモン符号(255, 223)は、223byteのデータに対して32byteのリードソロモン符号を付加する方式であり255byte中の16byteの誤りを訂正する能力を有する。またパケットテレメトリをこのデータと符号を1ブロックとした計5ブロックより構成し、これをインターリーブ深さ5で行うことによりバースト誤りに対する訂正能力を強化する。本方法により最大80バイトのバースト誤りを訂正することができる。インターリーブはバイト単位で行う。

② 畳み込み符号

拘束長7、符号化率1/2のJPL方式、GSFC方式の2方式とする。デフォルトはJPL方式としてブロックコマンドのConv. codeモードにより切り換えられるものとする。

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。

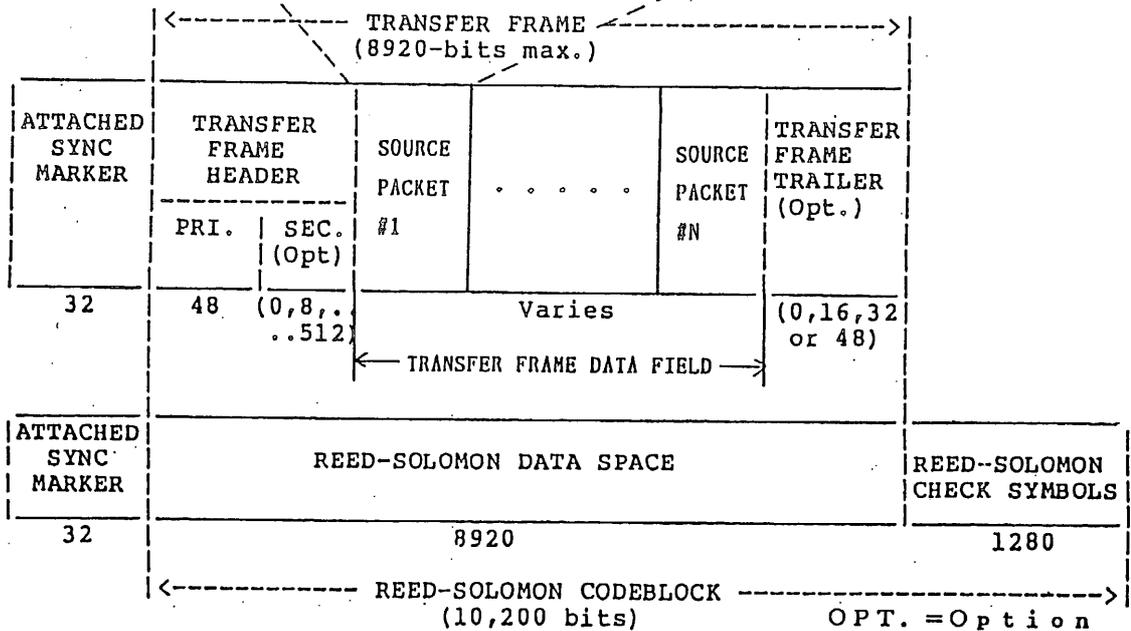
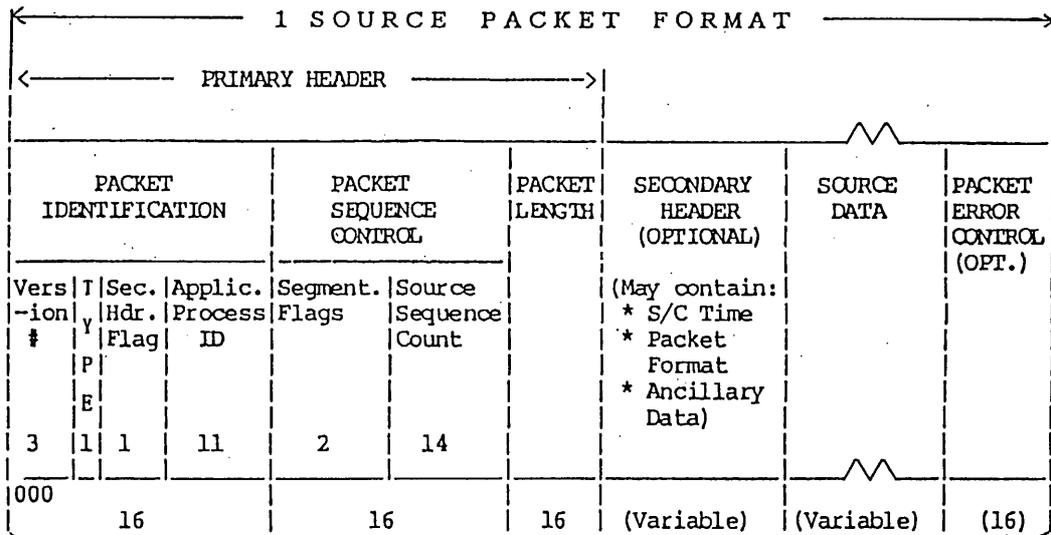


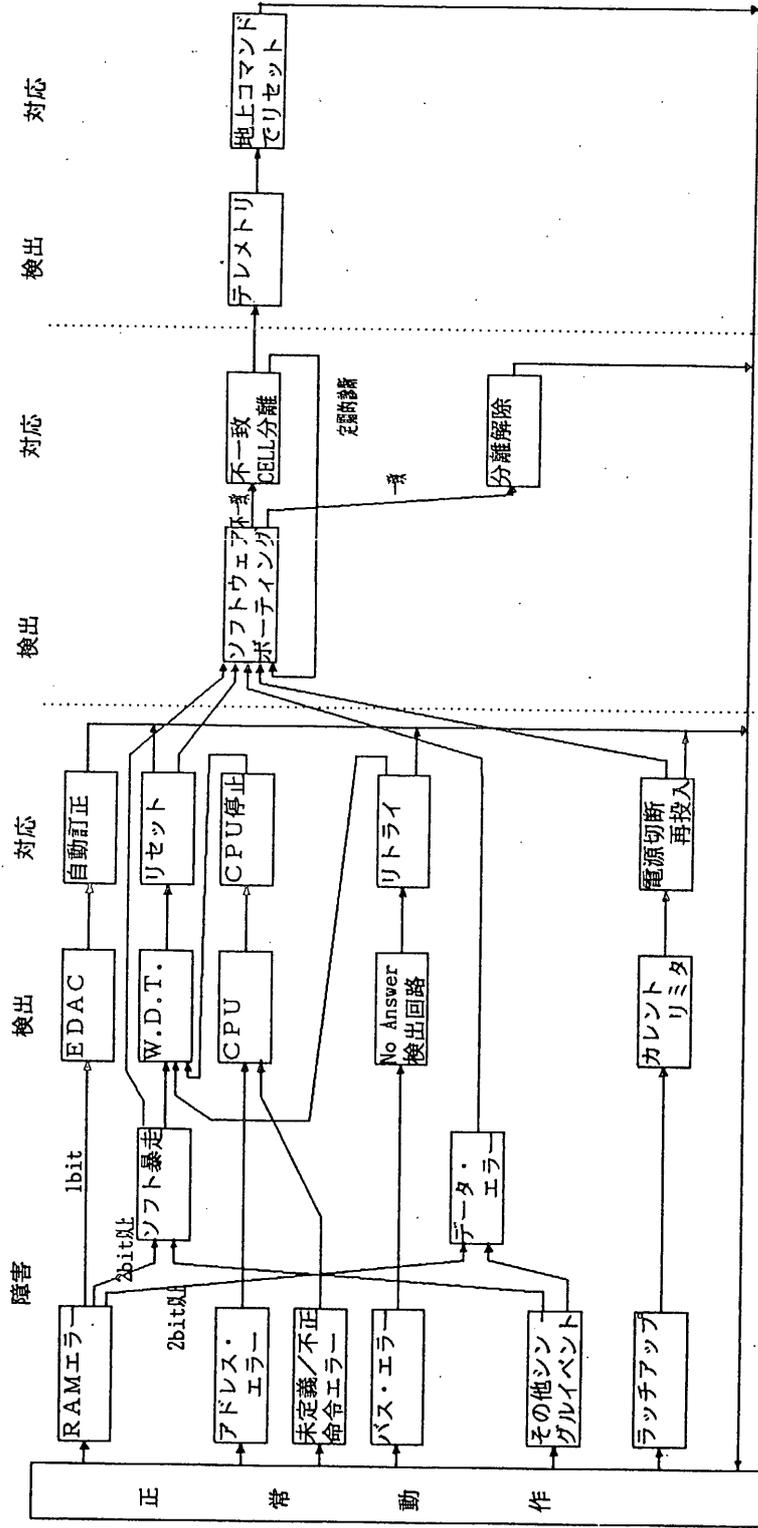
図 1.3-3 ソースパケットフォーマット及び
トランスファーフレーム/リードソロモンコードブロック

(4) フォ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。
それ以外の状況では、CELLは自分が正しいと判断し、他のCELLを異常とみなす。
- 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にコマンドを出したりアクセスしたりせず、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。異常CELLは孤立して勝手に動くことになる。
- 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1.3-4 OBC障害回復機能に示す。障害検出内容はテレメトリにて地上に送信される。



CELL 障害回復 OBC 障害回復 地上系による障害回復

図1.3-4 OBC 障害回復機能

(5) テレメトリ

OBCに関するテレメトリ出力としては、OBCステータス、ブロックコマンドにより設定された状態、各CELLのステータス及び各CELLからのデータがある。これを表1.3-1にまとめる。

表1.3-1 テレメトリ (1/2)

項 目	bit数	内 容
OBC ON/OFF	1	OBC全体電源投入/切断
CELL-A ON/OFF	1	CELL-X ON/OFF : CELL-X ON/OFFコマンド受領
CELL-B ON/OFF	1	
CELL-C ON/OFF	1	
CELL-A RES	1	CELL-X RES : CELL-Xにリセット信号発生を示す。
CELL-B RES	1	
CELL-C RES	1	
CELL-A STOP	1	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	1	
CELL-C STOP	1	
I/F STOP	1	インタフェースのラッチアップ発生を示す。
BPU-A MODE	3	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	3	
BPU-C MODE	3	
BPU-A 1BIT ERR	1	BPU-X 1BIT ERR : BPU-XのRAMで1bitの誤り発生を示す。
BPU-A 2BIT ERR	1	
BPU-B 1BIT ERR	1	BPU-X 2BIT ERR : BPU-XのRAMで2bitの誤り発生を示す。
BPU-B 2BIT ERR	1	
BPU-C 1BIT ERR	1	
BPU-C 2BIT ERR	1	
BPU-A FAULT	1	BPU-X FAULT : BPU-Xの障害発生を示す。
BPU-B FAULT	1	
BPU-C FAULT	1	

表1.3-1 テレメトリ (2 / 2)

項 目	bit数	内 容
OUT MODE	3	パケット出力モードを示す。
SELECTOR MODE	3	出力機器の選択を示す。
A DISAGR	1	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	1	
C DISAGR	1	
A/B DISCON	1	X/Y DISCON : CELL-XがCELL-Yを分離したことを示す。
A/C DISCON	1	
B/A DISCON	1	
B/C DISCON	1	
C/A DISCON	1	
C/B DISCON	1	
BPU-A DATA	8	BPU-X DATA : ・BPU-Xのタスクのデータ出力 ・分離したCELLの理由コードを出力
BPU-B DATA	8	
BPU-C DATA	8	

(6) コマンド

OBCに関するディスクリートコマンドは10項目あり、またブロックコマンドについては全部で8bitが2項目ある。これを表1.3-2、表1.3-3にまとめる。

表1.3-2 ディスクリートコマンド

項目	bit数	内容
OBC ON	1	OBCの電源投入、システム起動
OBC OFF	1	OBCの電源切断
CELL-A ON	1	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	1	
CELL-B ON	1	
CELL-B OFF	1	
CELL-C ON	1	
CELL-C OFF	1	
OBC RESET	1	OBCシステム全体リセット、起動
I/F RESET	1	インタフェースリセット

表1.3-3 ブロックコマンド

項目	bit数	内容
OBC動作モード	8	各CELLに実行させるタスクを指定する。
Conv. Code Mode	1	畳み込み符号のJPL方式とGSFC方式を切り換える。
CELL リセット	3	指定CELLをリセットする。
出力モード	4	パケット出力モード並びに出力機器の指定を行なう。

(7) 性能

(a) 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 (256Kbits)
- ・入出力信号 : 図1.3-5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

(b) 機械的性能

- ・消費電力 : 4 W 以下
- ・重量 : 2.6 kg 以下
- ・外形寸法 : 図1.3-6に示す。
- ・性能維持温度範囲 : -10℃ ~ +50℃
- ・機能維持温度範囲 : -10℃ ~ +50℃
- ・保存温度範囲 : -30℃ ~ +60℃

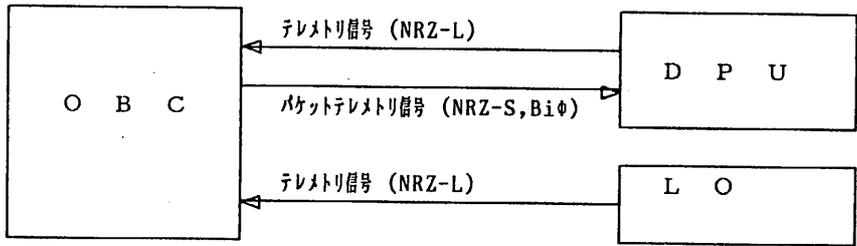


図1.3-5 入出力信号関連図

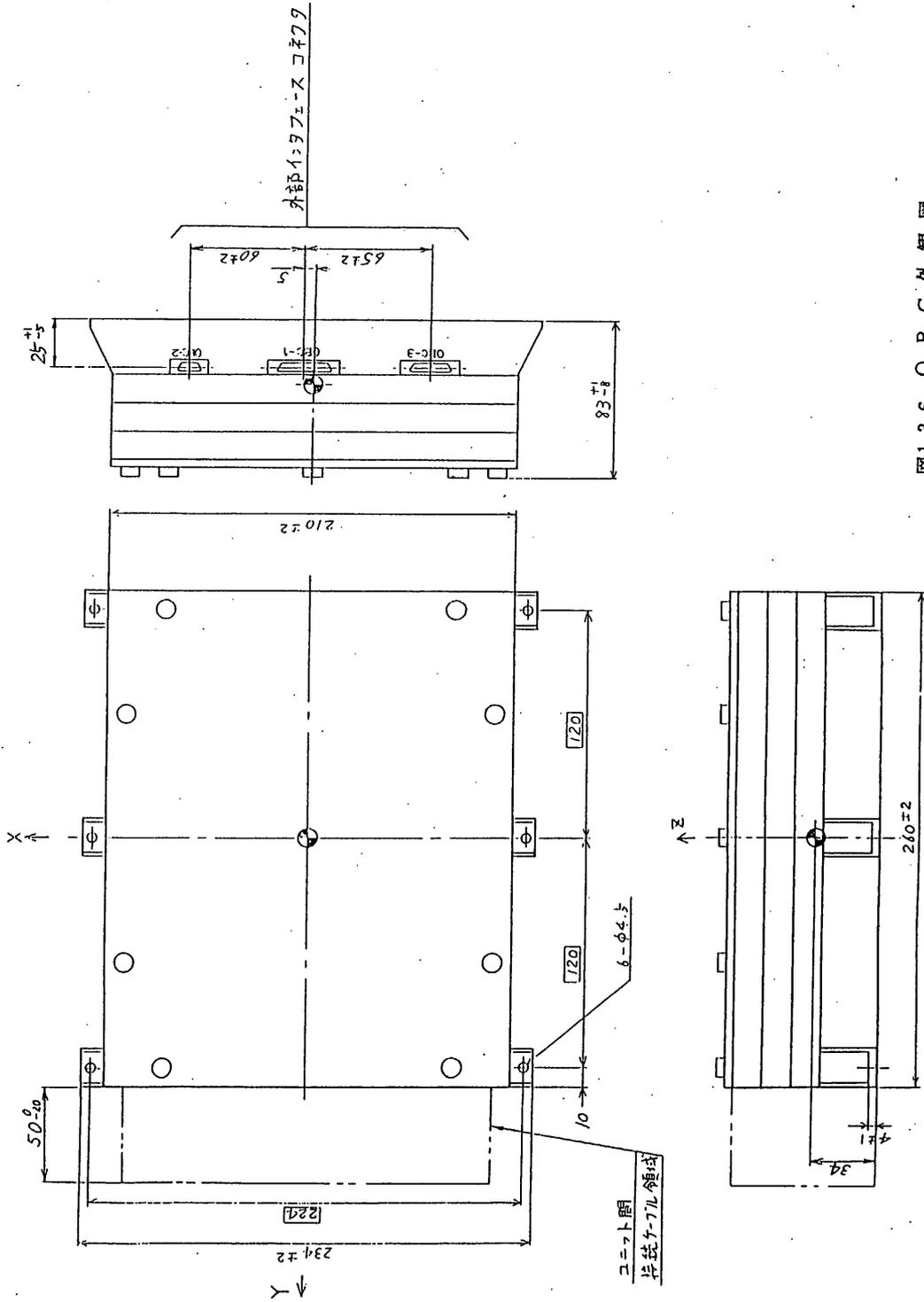


図1.3-6 O B C 外観図

1. 4 ダスト・カウンター (MDC)

1.4.1 測定原理と地上実験

ミュンヘン工科大、
山越 (宇宙線研)、藤原 (京大)

MEASURED CHARGE GENERATION BY SMALL MASS
IMPACT AT VELOCITIES BETWEEN 1 AND 45 KM/S

H. Iglseder, E. Igenbergs

Lehrstuhl für Raumfahrttechnik, TU München
D-8000 München 2, Richard-Wagner-Str. 18, FRG.

ABSTRACT

The electrical charge that is generated by the impact of a small mass at velocities between 1 and 45 km/s was investigated using the Electrostatic Dust Accelerator of the Max-Planck-Institut in Heidelberg (MPI) and the Plasma Accelerator of the Lehrstuhl für Raumfahrttechnik (LRT) of the Technische Universität München (TUM). Glass beads were accelerated, and the targets were of different materials i.e., (Au, W, Fe, Al). The mass/velocity range of the accelerated small masses was:

$$\begin{aligned} \text{MPI} &: 10^{-15} \text{g} < m < 10^{-10} \text{g} / 1 \text{ km/s} < v < 45 \text{ km/s} \\ \text{TUM/LRT} &: 10^{-10} \text{g} < m < 10^{-8} \text{g} / 2 \text{ km/s} < v < 20 \text{ km/s}. \end{aligned}$$

The total yield of the impact charge Q_{total}^{\pm} of both polarities can be described by the empirical formula:

$$Q_{\text{total}}^{\pm} = C_{\rho} m^{\alpha} v^{\beta} \quad [\text{Coulomb}],$$

C_{ρ} being a function of the density ratio of target/projectile, α is approximately unity and β between 2.92 and 3.77. The charge detector is described and the results that were obtained in test series at both facilities are discussed in relation to the empirical formula.

1. INTRODUCTION

The generation of electrical charges by a hypervelocity impact (impact ionisation) was experimentally observed by Friichtenicht and Slattery, 1963. Subsequently this effect was successfully used in detectors for micrometeoroid detection on board of spacecraft (Auer and Sitte, 1988; Dietzel et al., 1973; McDonnell, 1978; Grün 1976, 1981).

A schematic drawing of the detector that has been used for these experiments, is shown in Figure 1.

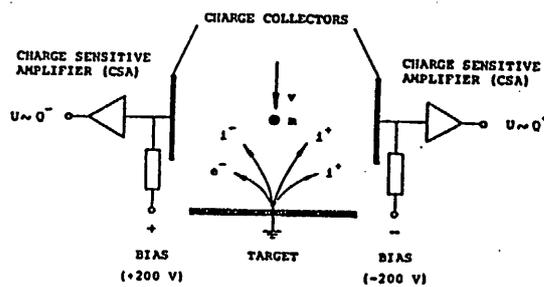


Fig.1. Schematics of an impact-ionisation detector.

An impact charge detector is a combination of a target (semiinfinite or foil) with a set of charge collectors. The hypervelocity impact on the target generates a plasma and the negatively charged components of the plasma (electrons, negative ions) are then accelerated towards the positively biased collector, the positive ions are accelerated towards the negatively biased collector.

Prior to the experiments that are described here, the simulation of the hypervelocity impact was performed in electrostatic accelerators (Pechtig, 1978). The mass/velocity range, that can be simulated in this type of accelerator is $m = 10^{-15}$ g to 10^{-10} g and $v = 1 \dots 70$ km/s.

It was found (Frlichtenicht, 1963), that the total charge Q_{total}^+ of both the negative and the positive charges that are generated by the impact of a mass m at the velocity v can be described by the empirical formula:

$$Q_{total}^+ = C_{\rho} \cdot m^{\alpha} \cdot v^{\beta}$$

The parameter C_{ρ} is a function of the density ratio of the materials of the impacting particle and the target.

The exponent α was found to be very close to unity and the exponent β is a function of the material combination of the particle and the target.

In Table 1, values of the exponent β are listed together with the impact velocity range from different publications. The impact velocities as well as the mass range from 10^{-15} g to 10^{-10} g indicates that those values have been obtained by experiments at electrostatic accelerators.

The investigations that are described in this paper were performed to extend the mass/velocity range beyond the regime that can be covered by electrostatic accelerators.

Authors	Exponent β	Velocity range v [km/s]
(Frlichtenicht 1963)	3.0	$2 < v < 15$
(Auer, Sitte 1968)	2.6 ± 0.6	$2 < v < 10$
(Grün et al. 1976)	2.6 - 3.6	$1 < v < 70$
(Dietzel et al. 1973)	3.5 ± 0.2	$2 < v < 40$
(McDonnell 1978)	2.3 - 3.5	$1 < v < 10$

Table 1. Exponents β , velocity range and combination of materials. The exponent $\alpha = 1.0$, particle mass measurement between 10^{-15} and 10^{-10} g. Iron particles on different target materials.

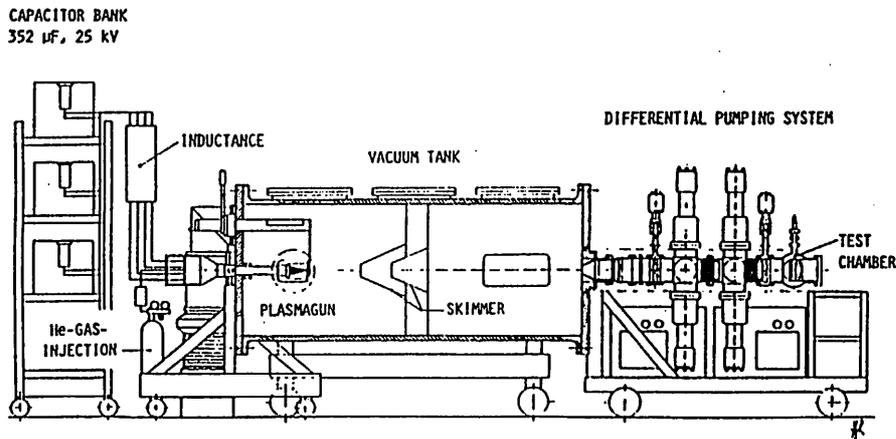


Fig.2. The plasmadynamic accelerator with compressor coil.

2. DESCRIPTION OF THE EXPERIMENTS

It was the intention to establish a clear correlation between (1) the experiments in the range between 10^{-10} and 10^{-9} g, and at velocities between 2 and 20 km/s that could be performed at the plasma accelerator of the Lehrstuhl für Raumfahrttechnik of the Technische Universität München, and (2) the previously mentioned results, that were obtained in electrostatic accelerators.

The same impact charge detector was therefore used in both ranges. The calibration experiments were performed with masses between 10^{-10} and 10^{-11} g at the electrostatic dust accelerator of the Max-Planck-Institut für Kernphysik in Heidelberg (Fechtig et al., 1978).

The plasma accelerator in München is shown schematically in Fig. 2 (Igenbergs et al., 1973, 1986). In this accelerator, the particles are exposed to a plasma flow and drag-accelerated. This plasma flow had to be eliminated, before it could reach the impact charge detector, in order to obtain clean quantitative results.

Skimmers and baffles were installed and a submicron foil in front of the test section was used. The differential pumping system and the test section of the plasma accelerator are shown in Fig. 3. A vacuum of $2 \cdot 10^{-6}$ mbar and a residual charge in the order of 10^{-8} C could be maintained during the experiments.

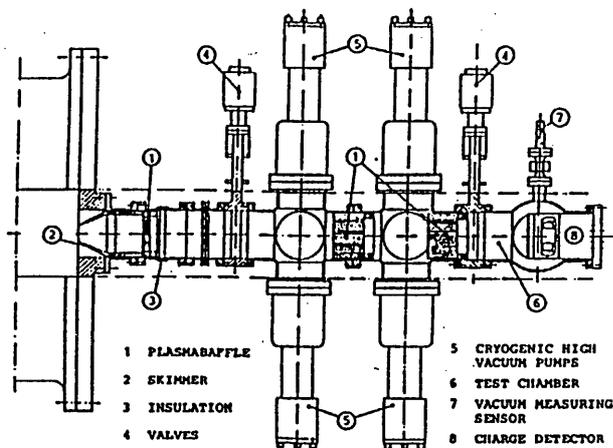


Fig.3. Differential pumping system with test section.

An operational characteristic of the plasma accelerator is that the hot plasma flow ($T \sim 10^4$ K, $v \sim 50 - 100$ km/s) does ablate the accelerated particles. The mass and the velocity of the particles must therefore be determined prior to the experiment in the impact charge detector.

DETERMINATION OF THE PARTICLE PARAMETERS AT THE PLASMADYNAMIC-PARTICLE-ACCELERATOR

Mass

The submicron penetration foil in front of the detector, with a thickness of less than $0.1 \mu\text{m}$ will show a penetration hole. If the ratio of the projectile diameter to the foil thickness lies within the range of 100 to 1000, then it can be assumed that the penetration hole diameter equals the diameter of the particle within 10%, and that the particle is not destroyed by the interaction with the foil. The mass of the particle is then determined from this experimentally measured diameter together with the known density of the particle.

A penetration hole of a particle with a diameter of $36 \mu\text{m}$ and a velocity of 13.0 km/s is shown in Fig. 4a, and Fig. 4b shows the impact of the same particle in a gold target. The diameter of the crater is $130 \mu\text{m}$. This type of experiment proved that the submicron foil can be used.

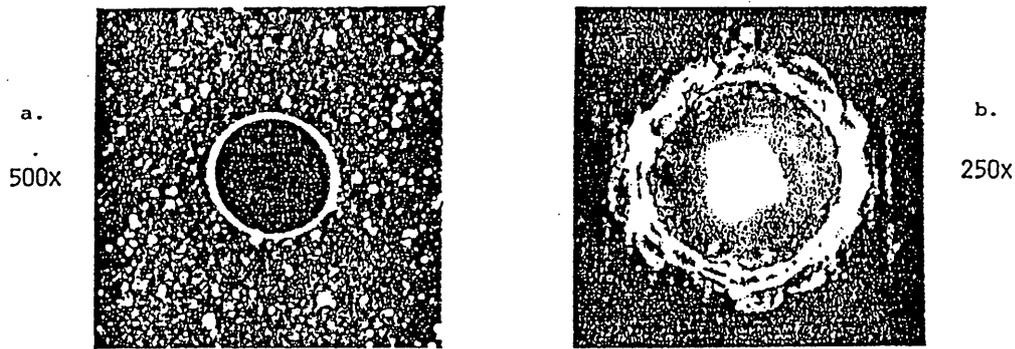


Fig.4a. Penetration hole in a $0.08 \mu\text{m}$ submicron film;
 $d_{\text{projectile}} = 36 \mu\text{m}$; $v_{\text{projectile}} = 13.0 \text{ km/s}$.
 4b. Impact crater on gold target; $D_{\text{crater}} = 130 \mu\text{m}$.

Velocity

The velocity of the particle is obtained through time-of-flight measurement. The launch time is known to an accuracy of $\pm 20 \mu\text{s}$. The distance to the target is 3350 mm . At a velocity of 10 km/s this gives a time of flight of $335 \mu\text{s}$. The accuracy of the velocity data is therefore better than 5% at velocities in the order of 10 km/s .

Charge

Charge sensitive amplifiers were especially developed and calibrated for the particle mass charge between 10^{-10} g up to 10^{-8} g and a particle speed range from 2 km/s up to 20 km/s . Impact charges from 10^{-10} C up to 10^{-8} C were registered. The impact detector is shown in Fig. 5. Typically registered signals of both polarities are shown in Fig. 6.

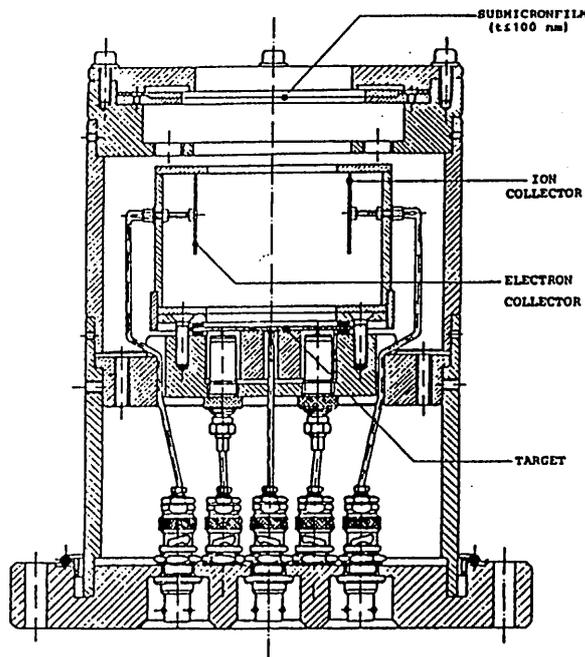


Fig.5. Cross section of the impact-ionisation detector.

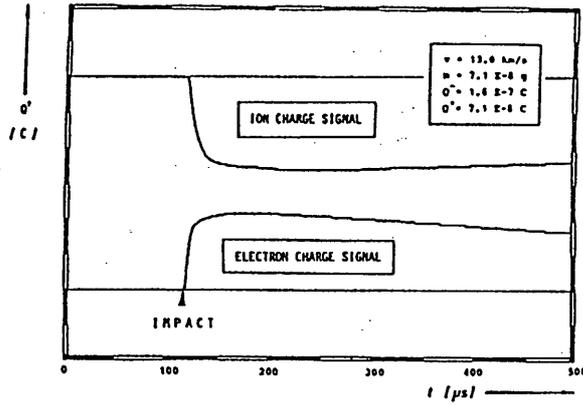


Fig.6. Impact charge signals measured at the plasmadynamic particle-accelerator.

3. DISCUSSION OF THE RESULTS

Fig. 7 shows the mass/velocity range covered by the electrostatic accelerator in Heidelberg and the plasma accelerator in München. Only glass beads were used for the experiments; 200 impacts with a mass between 10^{-10} g and 10^{-12} g and 140 impacts with a mass between 10^{-10} g and 10^{-8} g were analyzed. The charge yield varied from 10^{-15} C to 10^{-5} C. Generally the charge yield decreased with the target density.

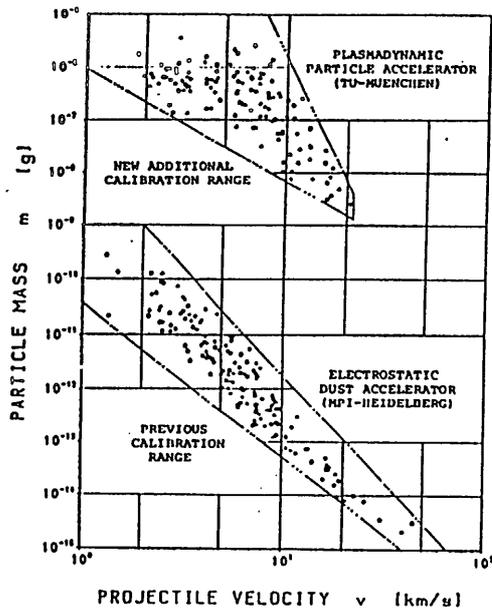


Fig.7. Mass-velocity characteristics of the glass particles used in these experiments.

One of the 'expected' results of the experiments in the higher mass range was that the mass exponent was very close to unity as in the previous experiments in the lower mass range.

The results in the higher mass range vary from $\alpha = 0.96$ to $\alpha = 1.09$: the assumption of a value of $\alpha = 1.0$ seems to be as good as in the lower mass range.

The measured values for the charge in units of Coulomb are therefore presented here divided by the mass as function of the velocity of the impacting particle and the parameter Q_0 .

The electron yield is shown in Fig. 8a, and the ion yield in Fig. 8b, both for glass beads impacting on a gold target. The corresponding values for β are 3.54 and 3.47 respectively.

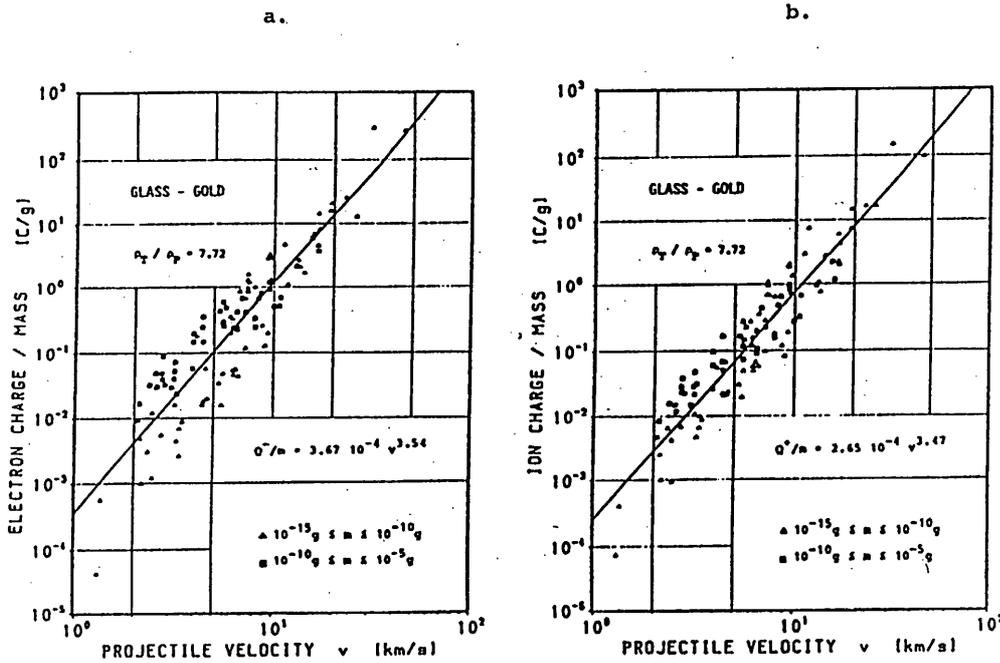


Fig.8. Charge to mass ratio Q/m plotted against particle velocity for glass particles impacting a gold target.
 a. (left) Negative charge yield.
 b. (right) Positive charge yield.

The experimental data in Fig. 8b deviate from the linear fit as shown in the histogram of Fig. 9. The distribution is approximately gaussian on a logarithmic scale with a standard deviation Δ . For glass → gold experiments the Δ_{ION} is 2.3 and Δ_{el} = 2.2.

It should be noted that no significant contribution of the negative ions to the total yield of the positive collector could be found. As the ions need more time to reach the collector than the electrons, negative ions would have produced a second increase of the negative charge signal. This was not observed.

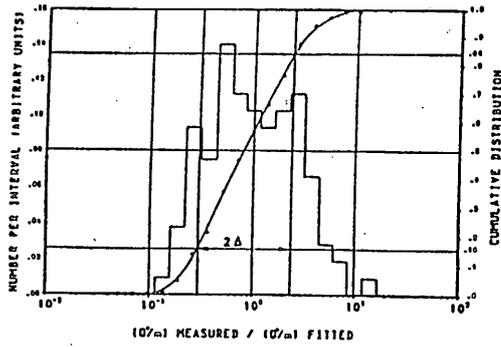


Fig.9. Histogram and cumulative distribution of the ratios (Q^+/m) measured to (Q^+/m) fitted. The fitted charge yields correspond to the linear fit shown in Fig.8b with a standard deviation Δ_{10N} of a factor 2.3.

The results for the impacts of glass beads on tungsten, iron and aluminium are shown in Fig. 10a and 10b.

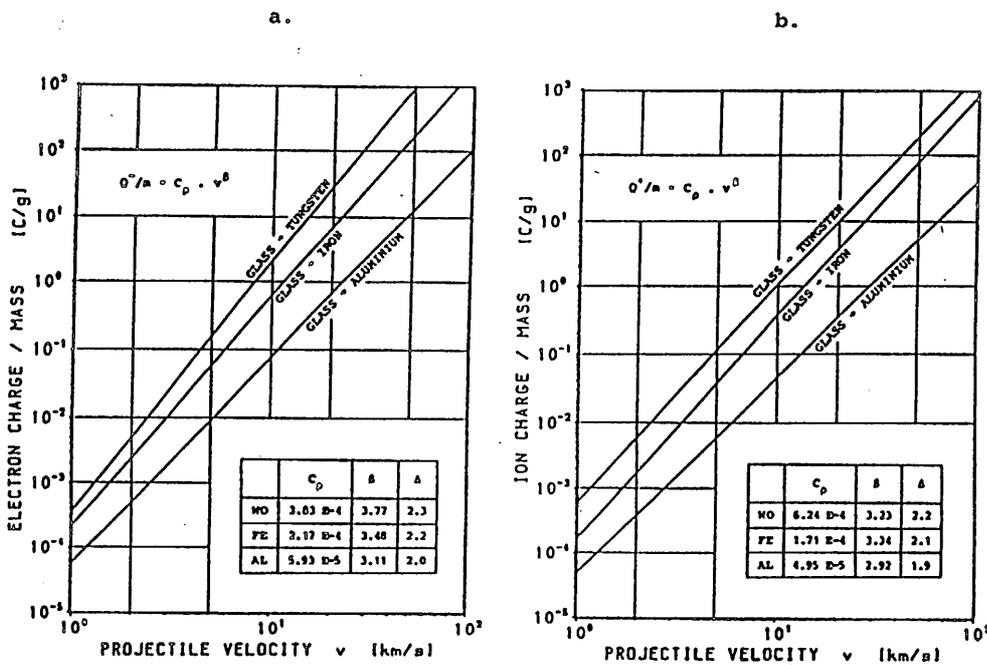


Fig.10. Dependence of the charge yield for the target/projectile density ratio ρ_T/ρ_P .

- a. (left) Negative charge yield
- b. (right) Positive charge yield

The ratio of the collected negative charges and the collected positive charges is close to unity, as it would be expected from the impact model, which implies the conservation of the charges. It was observed however, that this ratio tends to exceed the value of 1.0 at high velocities.

This probably indicates, that not all positive ions can be collected at the negatively biased collector plate at high impact velocities.

It should finally be indicated that the transport of charges by the ejecta that are generated by a hypervelocity impact must be taken into account.

The ejecta does also generate secondary charges, when they impact on the collector surface. These must be measured separately from the charges that were generated by the primary impact on the target.

4. CONCLUDING REMARKS

The results of the experiments that are described in this paper do indicate that the empirical formula that had been suggested by Friichtenicht, 1963 can be used to approximate the results beyond the initial mass range (10^{-13} to 10^{-10} g), up to 10^{-8} g.

The exponent α of the mass seems to remain very close to unity and the charge yield increases with the density of the target material.

A further extension of the mass/velocity range in which the impact charge is measured depends upon the performance of the hypervelocity accelerators.

Recent theoretical analysis (Krueger, 1984) shows tendencies towards a rather good understanding of the measured phenomena. There exists, however, at this time probably no theory that would provide a general derivation of the empirical formula for the charge generation.

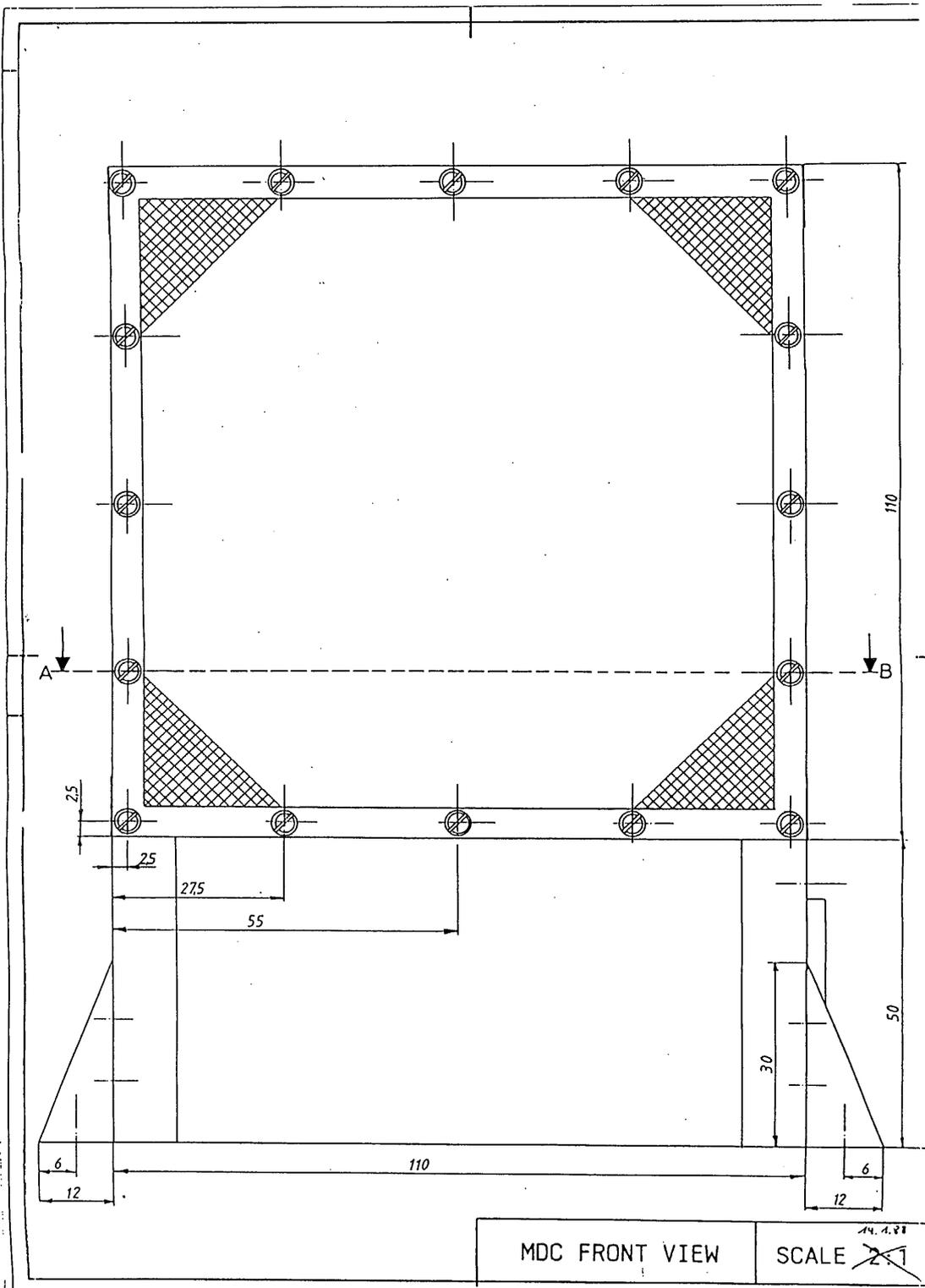
The experiments that are presented in this paper were part of the investigations which have been conducted within the project GIOTTO, that is the flyby of a spacecraft of the European Space Agency ESA at the Comet Halley in March 1986. The authors would like to express their thanks to their colleagues, who were involved in this project, especially E. Grün, J. Kissel, J. McDonnell, H. Kuczera and U. Weishaupt.

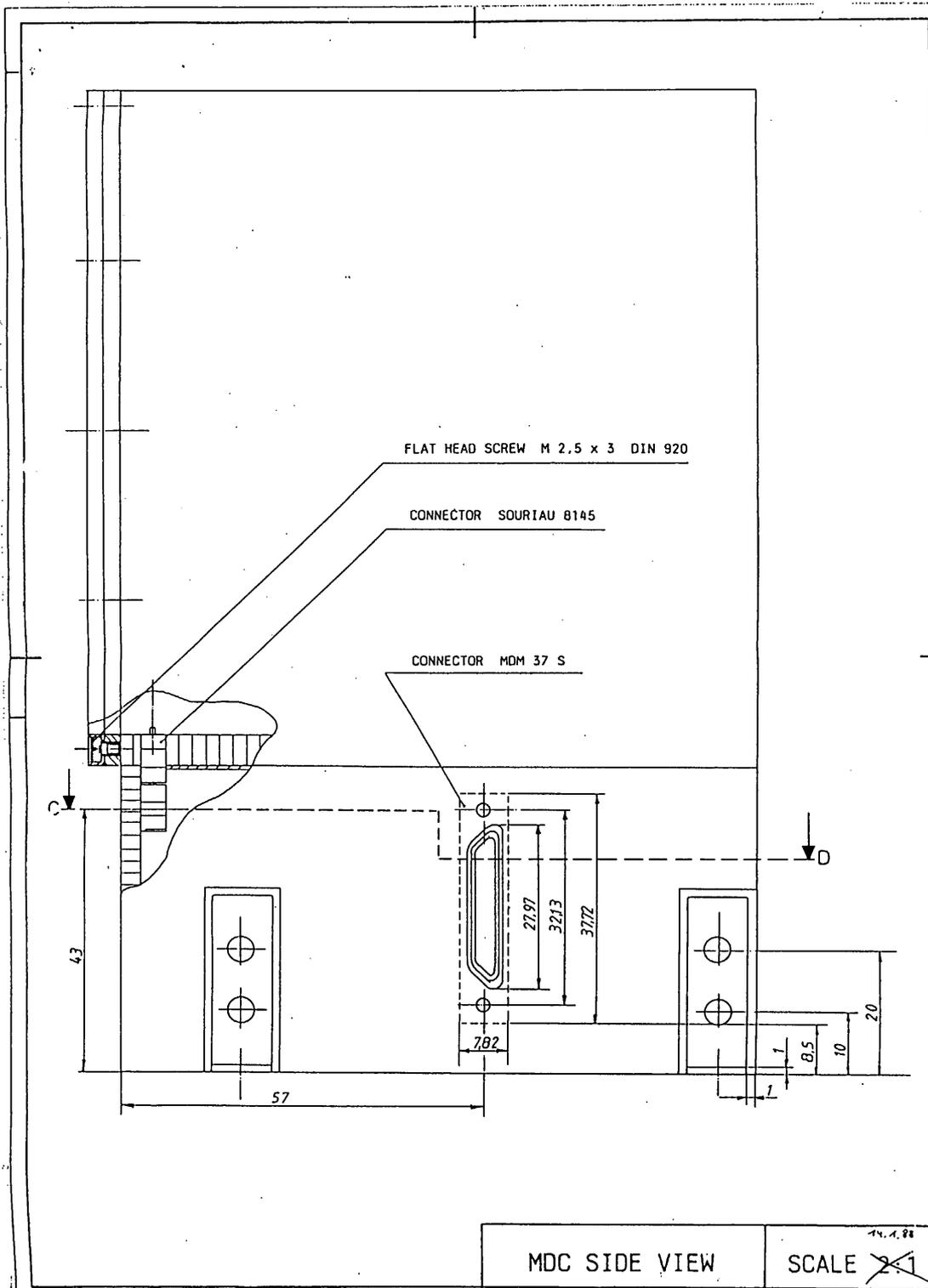
This work was performed at the Lehrstuhl für Raumfahrttechnik of the Technische Universität München (Director H. O. Ruppe) and the Kosmophysic Group of the Max-Planck-Institut in Heidelberg (Director H. Fechtig). It was supported by the Bundesministerium für Forschung und Technologie (Förderungsnummer WF/A 01 OF 1026).

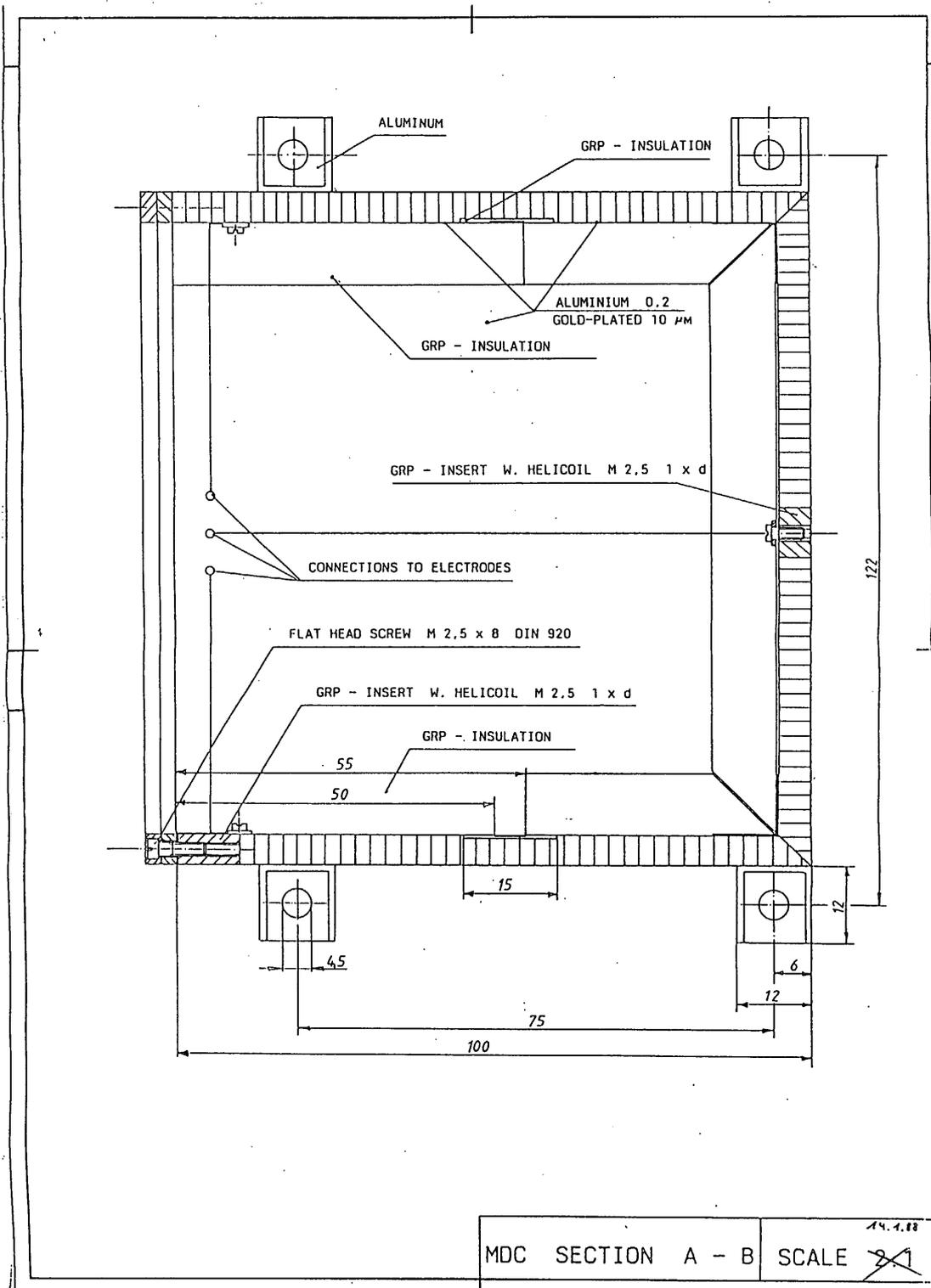
5. REFERENCES

- [1] Auer, S. and Sitte, K. (1968). Detection technique for micrometeoroids using impact ionisation. Earth Planet. Sci. Letters, 4, p. 178.
- [2] Dietzel, H., Eichorn, G., Fechtig, H., Grün, E., Hoffman, H.J., and Kissel, J. (1973). The HEOS 2 and HELIOS micrometeoroid experiments. J. Phys. E. Sci. Instrum. 6, p. 209.
- [3] Fechtig, E., Grün, E., Kissel, J. (1978). Laboratory simulation, in 'Cosmic Dust', ed. J.A.M. McDonnell, John Wiley & Sons, Chichester, p. 607.
- [4] Friichtenicht, J.F. and Slattery, J.C. (1963). Ionisation Associated with Hypervelocity Impact. NASA TND 2091.
- [5] Grün, E., Kissel, J., Fechtig, H., Gammelin, P., Hoffmann, H.J. (1978). Preliminary results of the micrometeoroid experiment on Helios A, Lecture Notes in Physics, 48, p. 159.
- [6] Grün, E. (1981). Experimental studies of impact ionisation. ESA-SP-155, p. 81.
- [7] Igenbergs, E., Shiver, E. L. (1973). Magnetogasdynamic compression of a coaxial plasma flow for micrometeoroid simulation. J. Appl. Phys., 44, p. 5.
- [8] Igenbergs, E., et al. (1986). Launcher technology, in-flight velocity measurement and impact diagnostics at the TUM/LRT, 1986 Hypervelocity Impact Symposium.
- [9] Krueger, F. (1984). Ion emission from solid surfaces: comparison of dust impact with other excitations, ESA-SP-224, p. 49.
- [10] McDonnell, J.A.M. (1978). Microparticle studies by space instrumentation. Cosmic Dust, Ed. J.A.M. McDonnell, Wiley, Chichester, GB, p. 337.

1. 4. 2 MDCの形状







2. 3 コマンド・データ処理系

2.3.1 概要

橋本（正）、井上（浩）、NEC

1. コマンド・データ処理系の動作

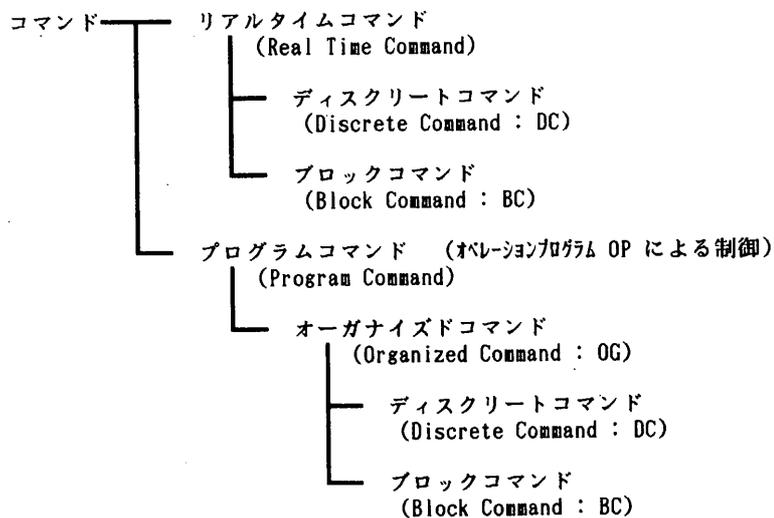
コマンド・データ処理系は、コマンドデコーダ（CMD）およびデータ処理装置（DPU）で構成される。

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。

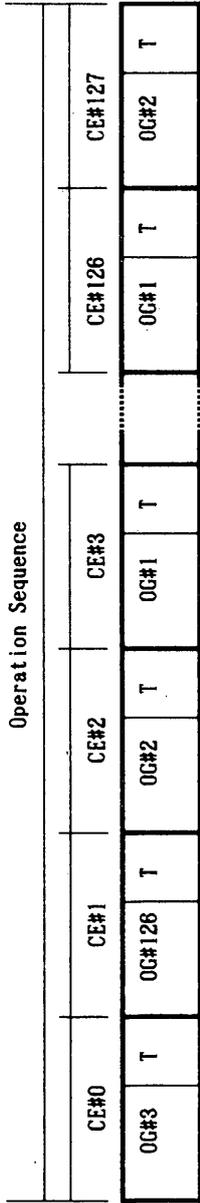
- FORMAT-1 : 打上げモード
- FORMAT-2 : ACMモード
- FORMAT-3 : OPチェックモード
- FORMAT-4 : メモリチェックモード

- 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

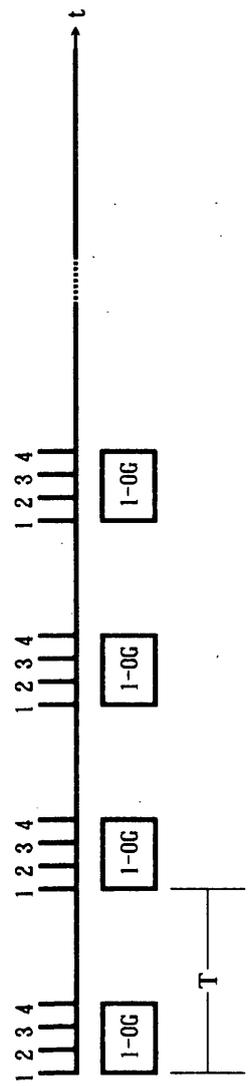
伝送ビットレートは8192/2048/256bpsの3種類が用意されている。フォーマットおよびビットレートはコマンドで任意に選択できる。このときフォーマットはF16n、ビットレートはF4nのタイミングで切り換わる。

各フォーマットを図6に、AOC関係の詳細を図7に、ステータス関係の詳細を図8にそれぞれ示す。

Operation Sequence



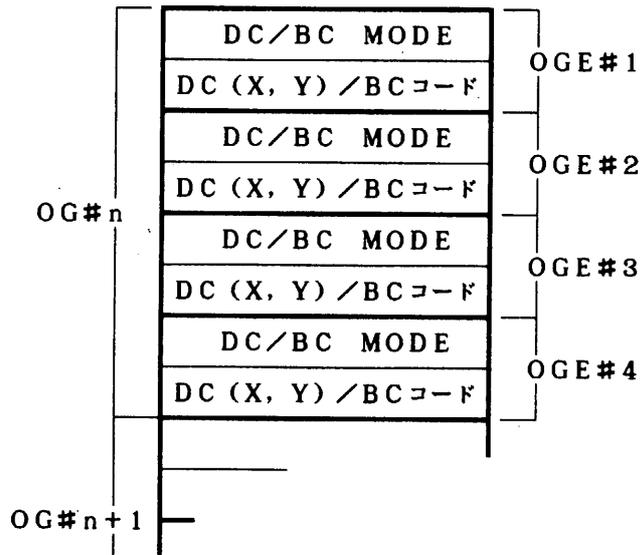
OG#1	1 OGE#1 2 OGE#2 3 OGE#3 4 OGE#4
OG#2	1 OGE#1 2 OGE#2 3 OGE#3 4 OGE#4
OG#3	1 OGE#1 2 OGE#2 3 OGE#3 4 OGE#4
OG#126	1 OGE#1 2 OGE#2 3 OGE#3 4 OGE#4
OG#127	1 OGE#1 2 OGE#2 3 OGE#3 4 OGE#4



*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	0	A	0	A
T	T	T	T	T	T

A T

0 (1bit)	OG address (7bit)	Interval (8bit)
-------------	----------------------	--------------------

A: OGアドレス (#1 ~ #127) の指定

0000001: OG#1

1111111: OG#127

(0000000: OG#0=AKI OG)

T: 次のCEまでの時間間隔

32秒/bit

00000001: 32秒

11111111: 8160秒

(00000000: 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		MGA 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 LOW	BIT HI	BIT MED	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		PROCI ST		ACMD ON	LV-C OPN	LV-C CLS	SAS CAL	SHCI CAL
7	EM HTON	EM HTOF	LAV HTON	LAV HTOF	LAV HTAT	CELC ON	CELC OF		PROCI2 ST	PROC END	ACM OF	LV-D OPN	LV-D CLS	SHCI ON	SHCI 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	KML HTON	KML HTOF	KML HTAT	INS OF	RR MODE	SA MODE	SSC OF	ADCP ON	ADCP OF	NRR MODE	S7 STBY	SHCI SUN	SHCI EAR
A	ONS HTON	ONS HTOF	KML HTHI	KML HTLO			INS CLON	INS CLOF	SSC CAL	SRRCS CO	HRRCS CO	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	SHOD 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	HWRCS 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	コマンド機能	テレメトリ確認項目
		<PCU>		
0	B	BAT INT	BAT 内部(ON)	F4n+1 W10 B0 = 0
1	B	BAT EXT	BAT 外部(OFF), リコンOFF	// = 1
0	C	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	MAN TRIC	マニュアルでトリクル充電モードに設定	// = 00
2	C	CHG AT	フル/トリクルを自動制御	F4n+1 W10 B1 = 1
0	D	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 H1OF	BATヒータ1OFF, ヒータ1自動制御解除	// = 00
0	E	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 H2OF	BATヒータ2OFF, ヒータ2自動制御解除	// = 00
2	D	BAT HTAT	BATヒータ1,2 自動制御	F4n+1 W10 B4B6 = 11
3	D	C/D RST	充電/放電カウンタリセット	W24 B0~B7 = all 0
2	E	UVC ENA	UVCイネーブル, UVC信号ラッチリセット	F4n+2 W10 B0 = 1
3	E	UVC DIS	UVCディスイネーブル	// = 0
2	B	RCN ON	リコン ON	F4n+1 W10 B3 = 1
3	B	LO ON	ホータオペターへMUSES-A 本体よりBUS 電源供給	-----
3	C	LO OF	ホータオペターへのBUS 電源供給を停止	-----
		<TMS>		
4	B	TMS ON	TMS 電源 ON, ローパワー	F4n+2 W10 B4B5 = 10
5	B	TMS OF	TMS 電源 OFF	F4n+2 W10 B4 = 0
4	C	TMS HI	TMS ハイパワー	F4n+2 W10 B5 = 1
6	B	S-COH EN	TMS オートコヒレントモード	F4n+3 W10 B1 = 1
7	B	S-COH DS	TMS ノンコヒレントモード	// = 0
5	C	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	SBR-B →TMS レンジ おり返しモード	// = 01
7	C	S TLM	TMS TLM 伝送モード	F4n+2 W10 B7 = 0
8	B	SMOD ON	TMS 変調 ON	F4n+3 W10 B0 = 1
8	C	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	コマンド機能	テレメトリ確認項目
		<TMX>		
4	D	TMX ON	TMX 電源 ON ,ローパワー	F4n+3 W10 B2B3 = 10
5	D	TMX OF	TMX 電源 OFF	F4n+3 W10 B2 = 0
4	E	TMX HI	TMX ハイパワー	F4n+3 W10 B3 = 1
6	D	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 DS	TMX ノンコヒーレントモード	// = 0
5	E	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	SBR-B →TMX レンジ おり返しモード	// = 01
7	E	X TLM	TMX TLM 伝送モード	F4n+3 W10 B5 = 0
8	D	XMOD ON	TMX 変調 ON	F4n+3 W10 B6 = 1
8	E	XMOD OF	TMX 変調 OFF	// = 0
		<SSW>		
A	0	MGA SEL	TMS を MGA側へ接続	F4n+2 W10 B3 = 1
B	0	LGA SEL	TMS を LGA側へ接続	// = 0
		<HK>		
C	0	HK ON	HK 電源 ON	F4n+2 W10 B2 = 1
C	1	HK OF	HK 電源 OFF	// = 0
		<INS-SA>		
6	8	INS1 ON	INS-2 以外電源 ON	W64n+31 B1 = 1
7	8	INS2 ON	B3,KM 関係センサ,V4~6 出力 ON	W64n+31 B2 = 1
5	9	INS OF	INS-SA電源 OFF	W64n+31 B1B2 = 00
6	9	KM MODE	V4~6,V4Z4出力,B3センサ OFF, P3→PKM	W64n+31 B3B4 = 10
7	9	SA MODE	KMセンサ OFF	// = 01
6	A	INS CLON	アンチリフレクション	W64n+31 B5 = 1
7	A	INS CLOF	アンチリフレクション OFF	// = 0

表 1 コマンド項目表 (3/9)

X	Y	コマンド名	コマンド機能	テレメトリ確認項目
		<DPU>		
1	0	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	テレメタフォーマット 2 (ACMEモード)	F4n W10 B1 = 1
3	0	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	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	テレメタフォーマット 5 (ONSモード)	F4n W10 B4 = 1
6	0	FORMAT 6	テレメタフォーマット 6 (ONSメモリダンプモード)	F4n W10 B5 = 1
7	0	FORMAT 7	テレメタフォーマット 7 (パラメタダンプモード)	F4n W10 B6 = 1
8	0	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チャンネル 0 (OPアドレス)	F4n+2 W11 B0 = 1
1	3	BC ENA 1	BCチャンネル 1 (OPデータ)	F4n+2 W11 B1 = 1
2	3	BC ENA 2	BCチャンネル 2 (OGアドレス)	F4n+2 W11 B2 = 1
3	3	BC ENA 3	BCチャンネル 3 (OGデータ)	F4n+2 W11 B3 = 1
4	3	BC ENA 4	BCチャンネル 4 (SSC)	F4n+2 W11 B4 = 1
5	3	BC ENA 5	BCチャンネル 5 (SHCI)	F4n+2 W11 B5 = 1
6	3	BC ENA 6	BCチャンネル 6 (RCS 制御)	F4n+2 W11 B6 = 1
7	3	BC ENA 7	BCチャンネル 7 (AOCPPコマンド)	F4n+2 W11 B7 = 1
8	3	BC ENA 8	BCチャンネル 8 (AOCPPアドレス)	F4n+3 W11 B0 = 1
9	3	BC ENA 9	BCチャンネル 9 (AOCPPプログラム)	F4n+3 W11 B1 = 1
A	3	BC ENA A	BCチャンネル A (OBC)	F4n+3 W11 B2 = 1
B	3	BC ENA B	BCチャンネル B (MDC)	F4n+3 W11 B3 = 1
A	2	BC EXE	BC実行	-----
9	2	BC DIS	BCチャンネル解除	-----
8	1	TI RESET	TIリセット (ALL 0)	-----
1	2	BIT HI	ビットレート 8192 bps	F4n W11 B0 = 1
2	2	BIT MED	ビットレート 2048 bps	F4n W11 B1 = 1
0	2	BIT LOW	ビットレート 256 bps	F4n W11 B2 = 1
9	1	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	コマンド機能	テレメトリ確認項目
		<DPU>		
3	2	OP CLR	OP クリア	-----
4	2	OP STRT	OP実行開始	F2n+1 W7 B0 = 1
5	2	OP STOP	OP実行停止	// = 0
6	2	OP CNT I	OP継続して実行	// = 1
5	1	CORR ENA	エラー訂正イネーカ	F4n+1 W11 B0 = 1
6	1	CORR DIS	エラー訂正ディスイネーカ	// = 0
7	1	ERR RST	エラーリセット	-----
0	1	SX-RL DP	TMS, TMX でDPU のリフルデータを伝送	F4n W11 B3~B6 = 1111
1	1	S-RL LO	TMS でLOのデータを伝送	F4n W11 B3B4 = 10
2	1	X-RL OBC	TMX でOBC のデータを伝送	F4n W11 B5B6 = 10
3	1	S REP	TMS で再生データを伝送	F4n W11 B3 = 0
4	1	X REP	TMX で再生データを伝送	F4n W11 B5 = 0
7	2	DR REC	データ記録開始	F4n+1 W11 B6 = 1
8	2	DR STOP	データ記録および再生の動作停止	// = 0
B	2	RD IF OF	RD経由コマンド受け回路の電源 OFF	F2n+1 W6 B7 = 0
		<OBC>		
5	4	OBC ON	OBC 電源 ON	F4n W26 B0 = 1
6	4	OBC OF	OBC 電源 OFF	// = 0
5	5	CELA ON	CELL-A 電源 ON	F4n W26 B1 = 1
6	5	CELA OF	CELL-A 電源 OFF	// = 0
5	6	CELB ON	CELL-B 電源 ON	F4n W26 B2 = 1
6	6	CELB OF	CELL-B 電源 OFF	// = 0
5	7	CELC ON	CELL-C 電源 ON	F4n W26 B3 = 1
6	7	CELC OF	CELL-C 電源 OFF	// = 0
7	5	CELA RST	CELL-A リセット	F4n+3 W26 B0 = 1
7	6	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	コマンド機能	テレメトリ確認項目
		<OBC>		
7	7	CELC RST	CELL-B リセット	F4n+3 W26 B2 = 1
7	4	OBC RST	OBC リセット	-----
5	8	IF RST	I/O インターフェイス リセット	-----
		<AOC>		
9	8	AOCE ON	AOCEの電源 ON	F32n W13 B0 = 1
A	8	AOCE OF	AOCEの電源 OFF	// = 0
9	9	AOCP ON	AOCPの電源 ON	F32n+1 W13 B0 = 1
A	9	AOCP OF	AOCPの電源 OFF	// = 0
B	9	NRM MODE	ノーマルモードでの制御開始	F8n+4 W17 B6 = 1
C	9	SW STBY	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	SWRCS GO	AOCPによるRCS 制御を開始	F32n+17 W13 B6 = 1
A	A	HWRCS GO	BC によるRCS 制御を開始	F32n+17 W13 B7 = 1
B	A	RCS STOP	RCS 制御を停止	F32n+17 W13 B6B7 = 00
C	A	A-STP EN	$\theta_s=90^\circ$ でRCS 制御を自動停止	F32n+17 W13 B5 = 1
D	A	A-STP DS	上記機能を解除	// = 0
9	B	SUNAC EN	自動太陽捕捉機能 ON	F32n+18 W13 B1 = 1
A	B	SUNAC DS	自動太陽捕捉機能 OFF	// = 0
B	B	SUNAC AX	自動太陽捕捉にAXIALスラスラを使用	F32n+18 W13 B2 = 1
C	B	SUNAC RD	自動太陽捕捉にRADIALスラスラを使用	// = 0
D	B	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 ATDS	上記機能を解除	// = 0
B	C	SWRCS EN	AOCPでRCS を制御	F32n+18 W13 B0 = 1
C	C	HWRCS EN	BC でRCS を制御	// = 0
9	C	SSC AUTO	SSC の時定数を自動的に設定	F32n W14 B5 = 1
A	C	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	コマンド機能	テレメトリ確認項目
		<AOC>		
D	C	INTEG EN	ΔV 積分実行開始	F2n+6 W14 B0 = 1
E	C	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の電源 ON	F32n W13 B3 = 1
E	7	SHCI OF	SHCIの電源 OFF	// = 0
E	6	SHCI CAL	SHCIをCALモードにする	F32n W14 B2 = 1
D	8	HI RATE	SHCIをハイゼンレートモードにする	F32n W14 B1 = 1
E	8	LO RATE	SHCIをローゼンレートモードにする	// = 0
D	9	SHCI SUN	SHCIのSUNデータの波高値を使用	F32n W14 B0 = 1
E	9	SHCI EAR	SHCIのEARTHデータの波高値を使用	// = 0
E	A	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 の電源 ON	F32n+1 W14 B7 = 1
8	9	SSC OF	SSC の電源 OFF	// = 0
8	A	SSC CAL	SSC をCALモードにする	F32n+1 W14 B6 = 1
		<SAS:AOCで処理>		
D	4	SASA ON	SAS-A の電源 ON、SAS-A のデータを選択	F32n W13 B1 = 1
E	4	SASA OF	SAS-A の電源 OFF	// = 0
D	5	SASB ON	SAS-B の電源 ON、SAS-B のデータを選択	F32n W13 B2 = 1
E	5	SASB OF	SAS-B の電源 OFF	// = 0
D	6	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	コマンド機能	テレメトリ確認項目
		<RCS:AOCで処理>		
B	4	LV-A OPN	RCS のラッチがルPA を開く	F32n+17 W13 B0 = 1
C	4	LV-A CLS	RCS のラッチがルPA を閉じる	// = 0
B	5	LV-B OPN	RCS のラッチがルPB を開く	F32n+17 W13 B1 = 1
C	5	LV-B CLS	RCS のラッチがルPB を閉じる	// = 0
B	6	LV-C OPN	RCS のラッチがルPC を開く	F32n+17 W13 B2 = 1
C	6	LV-C CLS	RCS のラッチがルPC を閉じる	// = 0
B	7	LV-D OPN	RCS のラッチがルPD を開く	F32n+17 W13 B3 = 1
C	7	LV-D CLS	RCS のラッチがルPD を閉じる	// = 0
B	8	LV-G OPN	RCS のラッチがルPG を開く	F32n+17 W13 B4 = 1
C	8	LV-G CLS	RCS のラッチがルPG を閉じる	// = 0
		<ACM:AOCで処理>		
A	4	ACMB ON	ACM-B の電源 ON	F32n W13 B5 = 1
A	5	ACMC ON	ACM-C の電源 ON	F32n W13 B6 = 1
A	6	ACMD ON	ACM-D の電源 ON	F32n W13 B7 = 1
A	7	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 の電源 ON ,スタンバイ1 状態	W25 B2 = 1
D	2	ONS OF	ONS の電源 OFF	// = 0
8	4	ONS STB2	全回路の電源 ON , 撮像可能状態	W25 B0 = 1
8	5	ONS STB1	パワーセーブ状態	// = 0
8	6	PROC1 ST	撮像シーケンス1を開始	F8n W17 B3 = 1
8	7	PROC2 ST	撮像シーケンス2を開始	F8n W17 B4 = 1
9	7	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	コ マ ン ド 機 能	テレメトリ確認項目
		<HCE>		
2	4	TNA HTON	RCS のタンクAヒータをマニュアルで ON	F2n W29 B0B1 = 10
3	4	TNA HTOF	RCS のタンクAヒータをマニュアルで OFF	F2n W29 // = 00
4	4	TNA HTAT	RCS のタンクAヒータを自動制御	F2n W29 B1 = 1
2	5	TNB HTON	RCS のタンクBヒータをマニュアルで ON	F2n W29 B2B3 = 10
3	5	TNB HTOF	RCS のタンクBヒータをマニュアルで OFF	F2n W29 // = 00
4	5	TNB HTAT	RCS のタンクBヒータを自動制御	F2n W29 B3 = 1
2	6	PIP HTON	RCS の配管ヒータをマニュアルで ON	F2n W29 B4B5 = 10
3	6	PIP HTOF	RCS の配管ヒータをマニュアルで OFF	F2n W29 // = 00
4	6	PIP HTAT	RCS の配管ヒータを自動制御	F2n W29 B5 = 1
2	7	LAV HTON	RCS のラッチングバルブヒータをマニュアルで ON	F2n W29 B6B7 = 10
3	7	LAV HTOF	RCS のラッチングバルブヒータをマニュアルで OFF	F2n W29 // = 00
4	7	LAV HTAT	RCS のラッチングバルブヒータを自動制御	F2n W29 B7 = 1
2	8	THV HTON	RCS の推薬弁ヒータをマニュアルで ON	F4n+1 W29 B0B1 = 10
3	8	THV HTOF	RCS の推薬弁ヒータをマニュアルで OFF	F4n+1 W29 // = 00
4	8	THV HTAT	RCS の推薬弁ヒータを自動制御	F4n+1 W29 B1 = 1
2	9	KML HTON	KM-Lヒータをマニュアルで ON	F4n+3 W29 B1B2 = 10
3	9	KML HTOF	KM-Lヒータをマニュアルで OFF	F4n+3 W29 // = 00
4	9	KML HTAT	KM-Lヒータを自動制御	F4n+3 W29 B2 = 1
3	A	KML HTLO	KM-LヒータをLOWレベルにする ON	F4n+3 W29 B3 = 0
2	A	KML HTHI	KM-LヒータをHIGHレベルにする OFF	// = 1
0	4	TTH HTON	タンジエンシャルスラストベッドヒータを ON	F4n+1 W29 B2 = 1
1	4	TTH HTOF	タンジエンシャルスラストベッドヒータを OFF N	// = 0
0	5	ATH HTON	7キシャルスラストベッドヒータを ON FF	F4n+1 W29 B3 = 1
1	5	ATH HTOF	7キシャルスラストベッドヒータを OFF	// = 0
0	6	RTH HTON	ラジアルスラストベッドヒータを ON	F4n+1 W29 B4 = 1
1	6	RTH HTOF	ラジアルスラストベッドヒータを OFF	// = 0
0	7	EM HTON	インジモジュールヒータを ON	F4n+1 W29 B5 = 1

表 1 コマンド項目表 (9/9)

X	Y	コマンド名	コマンド機能	テレメトリ確認項目
		<HCE>		
1	7	EM HTOF	エンジンモジュールヒータを OFF	F4n+1 W29 B5 = 0
0	8	LO HTON	ルナ-オビターヒータ を ON	F4n+1 W29 B6 = 1
1	8	LO HTOF	ルナ-オビターヒータ を OFF	// = 0
0	9	SHC HTON	SHCヒータ を ON	F4n+1 W29 B7 = 1
1	9	SHC HTOF	SHCヒータ を OFF	// = 0
0	A	ONS HTON	ONSヒータを ON	F4n+3 W29 B0 = 1
1	A	ONS HTOF	ONSヒータを OFF	// = 0
		<EPT-SA>		
E	0	EPT STOP	タイア 停止、EPT-SA電源 OFF	-----
E	1	LOCM ENA	EST-L へのコマンド出力回路 ON	F4n+3 W11 B6 = 1
E	2	LO START	KM-L点火タイア スタート	-----
E	3	LO SEP	ルナ-オビター分離	F4n W11 B7 = 1
		<MDC>		
9	D	MDC ON	MDC の電源 ON	
A	D	MDC OFF	MDC の電源 OFF	
9	E	MDC HVON	MDC の高圧電源 ON	
A	E	MDC HVOF	MDC の高圧電源 OFF	
B	D	MDC RST	MDC のマイクロプロセッサリセット	
B	E	MDC TEST	MDC テストシーケンス開始	
C	D	MDC CAL	MDC キャリブレーションシーケンス開始	
C	E	MDC SYNC	MDC のタイミング 同期	
		<LO: DPUで処理>		
A	1	LOSC ON	ルナ-オビターの太陽電池出力 ON	-----
B	1	LOSC OF	ルナ-オビターの太陽電池出力 OFF	-----

図 5 ブロックコマンド詳細 (2/3)

SSC : パラメータセット (BC ENA-4)

	B0	B1	B2	B3	B4	B5	B6	B7
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>

	B0	B1	B2	B3	B4	B5	B6	B7
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 (0~1024 sec) →			
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>

	B0	B1	B2	B3	B4	B5	B6	B7
1バイト	" 0 " 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 (0~8 sec) →							

AOCE : ソフトウェア制御 (BC ENA-7)

	B0	B1	B2	B3	B4	B5	B6	B7
1バイト	識別コード							
2バイト 6バイト	制御コード							

<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		W32		W64		W96	
W1	SYNC	W33		W65		W97	
W2		W34		W66		W98	
W3	FI	W35	W16~23に同じ	W67	W16~23に同じ	W99	W16~23に同じ
W4	TI	W36		W68		W100	
W5		W37		W69		W101	
W6	AGC/CAB	W38		W70		W102	
W7		W39		W71		W103	
W8	HK	W40		W72		W104	
W9		W41		W73		W105	
W10	PCU, RF	W42		W74		W106	
W11	DPU	W43	W16~23に同じ	W75	W16~23に同じ	W107	W16~23に同じ
W12		W44		W76		W108	
W13	AOCS	W45		W77		W109	
W14		W46		W78		W110	
W15		W47		W79		W111	
W16	M3B/KM-M内圧	W48		W80		W112	
W17	NRS	W49		W81		W113	
W18	ACM-D (上位)	W50		W82		W114	
W19	ACM-D (下位)	W51	W16~23に同じ	W83	W16~23に同じ	W115	W16~23に同じ
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		W88		W120	
W25	NRS	W57		W89		W121	
W26	ACM-D (上位)	W58		W90		W122	
W27	ACM-D (下位)	W59	W24~29に同じ	W91	W24~29に同じ	W123	W24~29に同じ
W28	M3B/KM-M内圧	W60		W92		W124	
W29	NRS	W61		W93		W125	
W30	EPT-SA	W62	EPT-SA	W94	EPT-SA	W126	EPT-SA
W31	INS-SA	W63	*	W95	INS-SA	W127	**

* <W63>

F4n	CAL (1)
F4n+1	KM-M温度 (1)
F4n+2	// (2)
F4n+3	// (3)

** <W127>

F4n	CAL (2)
F4n+1	KM-M温度 (4)
F4n+2	// (5)
F4n+3	// (6)

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

W0	データ	W32	データ	W64	データ	W96	データ
W1	SYNC	W33	RCSメモリ 1/5/9	W65	ACM-B	W97	ACM-B
W2		W34		W66	ACM-C	W98	ACM-C
W3	FI	W35		W67	上記2ワードの くり返し	W99	上記2ワードの くり返し
W4	TI	W36		W68	〃	W100	〃
W5	AGC/CAB	W37		W69	〃	W101	〃
W6		W38	W70	〃	W102	〃	
W7	HK	W39	W71	〃	W103	〃	
W8		W40	W72	〃	W104	〃	
W9	PCU, RF	W41	W73	〃	W105	〃	
W10		W42	W74	〃	W106	〃	
W11	DPU	W43	W75	〃	W107	〃	
W12		W44	W76	〃	W108	〃	
W13	AOCE/P, SAS SHCI, SSC (ハドゥイ)	W45	W77	〃	W109	〃	
W14		W46	W78	〃	W110	〃	
W15		W47	W79	〃	W111	〃	
W16		W48	W80	〃	W112	〃	
W17	AOCP (ウトウイ)	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	〃	

<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	RCSメモリ5	RCSメモリ6	RCSメモリ7	RCSメモリ8
F4n+1	RCSメモリ9	RCSメモリA	ワレット	ACMパイプ	KMΔV	アキ		
F4n+2	RCSメモリ10	RCSメモリB						
F4n+3			S S C	データ				

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

W0	データ	W32	データ	W64	データ	W96	データ	
W1	SYNC	W33	アキ (all 0)	W65	OG#8n+1	W97	OG#8n+5	
W2		FI		W34	OG#8n+1	W98		OG#8n+6
W3	TI	W35		OG#8n+1	W99	OG#8n+7		
W4	AGC/CAB	W36		OG#8n+1	W100			OG#8n+8
W5		HK		W37	OG#3	W101	OG#8n+8	
W6		PCU, RF		W38	OG#8n+1	W102		
W7	DPU	W39		OG#4	W103	OG#8n+8		
W8	AOCE/P, SAS SHCI, SSC (ハドウト)	W40		OG#8n+2	W104		OG#8n+8	
W9		AOCP (ツトウト)			W41	OG#8n+3		
W10	アキ	W42			OG#8n+4		W106	
W11	PCU	W43				OG#8n+4	W107	
W12	ONS	W44			OG#8n+4		W108	OG#8n+8
W13	OBC	W45				OG#8n+4	W109	
W14	HCE	W46			OG#8n+4		W110	OG#8n+8
W15	MDC	W47				OG#8n+4	W111	
W16	アキ	W48			OG#8n+4		W112	OG#8n+8
W17	アキ	W49	OG#8n+4			W113	OG#8n+8	
W18	アキ	W50			OG#8n+4	W114		OG#8n+8
W19	アキ	W51	OG#8n+4			W115	OG#8n+8	
W20	アキ	W52			OG#8n+4	W116		OG#8n+8
W21	アキ	W53	OG#8n+4			W117	OG#8n+8	
W22	アキ	W54			OG#8n+4	W118		OG#8n+8
W23	アキ	W55	OG#8n+4			W119	OG#8n+8	
W24	アキ	W56		OG#8n+4	W120	OG#8n+8		
W25	アキ	W57	OG#8n+4		W121		OG#8n+8	
W26	アキ	W58		OG#8n+4	W122	OG#8n+8		
W27	アキ	W59	OG#8n+4		W123		OG#8n+8	
W28	アキ	W60		OG#8n+4	W124	OG#8n+8		
W29	アキ	W61	OG#8n+4		W125		OG#8n+8	
W30	アキ	W62		OG#8n+4	W126	OG#8n+8		
W31	アキ	W63	OG#8n+4		W127		OG#8n+8	

16フレーム (Fn~Fn+15) で1セット出力

<CE***>

BO B1 ----- B7			
W2n	DC	BC	アキ
W2n+1	コマンドコード		

<OGE***>

BO ----- B7			
W2n	7キ	DCアドレス	
W2n+1	タイムインターバル		

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		W32		W64		W96	
W1	SYNC	W33		W65		W97	
W2		W34		W66		W98	
W3	F I	W35		W67		W99	
W4	T I	W36		W68		W100	
W5		W37		W69		W101	
W6	AGC/CAB	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	W45		W77		W109	
W14	SHCI, SSC	W46	アキ	W78	AOCP	W110	AOCP
W15	(ハ-ドゥI7)	W47		W79		W111	
W16		W48	(all 0)	W80	メモリ内容	W112	メモリ内容
W17		W49		W81		W113	
W18	AOCP	W50		W82		W114	
W19	(77トI7)	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		W58		W90		W122	
W27	OBC	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(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		W32	データ識別コード	W64		W96	
W1	SYNC	W33		W65		W97	↓
W2		W34		W66		W98	
W3	F I	W35		W67		W99	
W4	T I	W36		W68		W100	
W5		W37		W69		W101	
W6	AGC/CAB	W38		W70		W102	
W7		W39		W71		W103	
W8	H K	W40	アキ	W72		W104	
W9		W41	(all 0)	W73		W105	
W10	PCU, RF	W42		W74		W106	
W11	DPU	W43		W75		W107	
W12		W44		W76		W108	
W13	AOCE/P, SAS	W45		W77		W109	
W14	SHCI, SSC	W46		W78		W110	
W15	(ハードウェア)	W47		W79		W111	アキ
W16		W48		W80		W112	(all 0)
W17		W49		W81		W113	
W18		W50		W82		W114	
W19	AOCP	W51		W83	撮像シケンス 2	W115	
W20		W52		W84		W116	
W21	(ソフトウェア)	W53		W85	アンサバック	W117	
W22		W54		W86		W118	
W23	アキ	W55		W87		W119	
W24	PCU	W56		W88		W120	
W25	ONS	W57	撮像シケンス 1	W89		W121	
W26		W58		W90		W122	
W27	OBC	W59	アンサバック	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 (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		W32	データ識別コード	W64		W96	
W1	SYNC	W33	アキ	W65	SSC-B	W97	
W2		W34		W66	データ 1	W98	
W3	F I	W35	インターバル	W67		W99	
W4	T I	W36	タイマカウンタ	W68		W100	
W5		W37		W69	SSC-B	W101	
W6	AGC/CAB	W38		W70	データ 2	W102	
W7		W39	センサ	W71		W103	
W8	H K	W40	ステータス	W72		W104	
W9		W41		W73	SSC-B	W105	
W10	PCU, RF	W42		W74	データ 3	W106	
W11	DPU	W43		W75		W107	
W12		W44	SASデータ	W76		W108	
W13	AOCE/P, SAS	W45		W77	SSC-B	W109	
W14	SHCI, SSC	W46		W78	データ 4	W110	
W15	(ハードウェア)	W47		W79		W111	アキ
W16		W48		W80		W112	(all 0)
W17		W49	SSC-A	W81		W113	
W18	AOCP	W50	データ 1	W82		W114	
W19		W51		W83		W115	
W20		W52		W84		W116	
W21	(ソフトウェア)	W53	SSC-A	W85		W117	
W22		W54	データ 2	W86		W118	
W23	アキ	W55		W87	アキ	W119	
W24	PCU	W56		W88	(all 0)	W120	
W25	ONS	W57	SSC-A	W89		W121	
W26		W58	データ 3	W90		W122	
W27	OBC	W59		W91		W123	
W28		W60		W92		W124	
W29	HCE	W61	SSC-A	W93		W125	
W30	MDC	W62	データ 4	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 F_{2n+1}>

データ		データ		データ		データ	
W0		W32	データ識別コード	W64		W96	
W1	SYNC	W33	アキ	W65		W97	↓
W2		W34		W66		W98	
W3	F I	W35		W67		W99	
W4	T I	W36		W68		W100	
W5		W37	撮像パラメータ	W69		W101	
W6	AGC/CAB	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	W45	撮像時刻	W77		W109	
W14	SHCI, SSC	W46		W78		W110	
W15	(ハードウェア)	W47		W79		W111	アキ
W16		W48		W80		W112	(all 0)
W17		W49		W81		W113	
W18	AOCP	W50	↑	W82	撮像シケンス 2	W114	
W19	(ソフトウェア)	W51		W83		W115	
W20		W52		W84	アンサバック	W116	
W21		W53		W85		W117	
W22		W54		W86		W118	
W23	アキ	W55	撮像シケンス 1	W87		W119	
W24	PCU	W56		W88		W120	
W25	ONS	W57	アンサバック	W89		W121	
W26		W58		W90		W122	
W27	OBC	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 (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		W32		W64		W96	
W1	SYNC	W33		W65		W97	
W2		W34		W66		W98	
W3	F I	W35		W67		W99	
W4	T I	W36		W68		W100	
W5		W37		W69		W101	
W6	AGC/CAB	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	W45		W77		W109	
W14	SHCI, SSC	W46	ONS	W78	ONS	W110	ONS
W15	(ハードウェア)	W47		W79		W111	
W16		W48	処理データ	W80	処理データ	W112	処理データ
W17		W49		W81		W113	
W18		W50		W82		W114	
W19	AOCP	W51		W83		W115	
W20		W52		W84		W116	
W21	(ソフトウェア)	W53		W85		W117	
W22		W54		W86		W118	
W23	アキ	W55		W87		W119	
W24	PCU	W56		W88		W120	
W25	ONS	W57		W89		W121	
W26		W58		W90		W122	
W27	OBC	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(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		W32		W64		W96	
W1	SYNC	W33		W65		W97	
W2		W34		W66		W98	
W3	F I	W35		W67		W99	
W4	T I	W36		W68		W100	
W5		W37		W69		W101	
W6	AGC/CAB	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	W45		W77		W109	
W14	SHCI, SSC	W46	ONS画像	W78	ONS画像	W110	ONS画像
W15	(ハードウェア)	W47		W79		W111	
W16		W48	メモリデータ	W80	メモリデータ	W112	メモリデータ
W17		W49		W81		W113	
W18		W50		W82		W114	
W19	AOCP	W51		W83		W115	
W20		W52		W84		W116	
W21	(ソフトウェア)	W53		W85		W117	
W22		W54		W86		W118	
W23	アキ	W55		W87		W119	
W24	PCU	W56		W88		W120	
W25	ONS	W57		W89		W121	
W26		W58		W90		W122	
W27	OBC	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(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		W32		W64		W96	
W1	SYNC	W33		W65		W97	
W2		W34		W66		W98	
W3	F I	W35		W67		W99	
W4	T I	W36		W68		W100	
W5		W37		W69		W101	
W6	AGC/CAB	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	W45		W77		W109	
W14	SHCI, SSC	W46	パラメータ	W78	パラメータ	W110	パラメータ
W15	(ハードウイ)	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		W49		W81		W113	
W18		W50		W82		W114	
W19	AOCP	W51		W83		W115	
W20		W52		W84		W116	
W21	(ソフトウイ)	W53		W85		W117	
W22		W54		W86		W118	
W23	アキ	W55		W87		W119	
W24	PCU	W56		W88		W120	
W25	ONS	W57		W89		W121	
W26		W58		W90		W122	
W27	OBC	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		W32		W64		W96	
W1	SYNC	W33		W65		W97	
W2		W34		W66		W98	
W3	F I	W35		W67		W99	
W4	T I	W36		W68		W100	
W5		W37		W69		W101	
W6	AGC/CAB	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	W45		W77		W109	
W14	SHCI, SSC	W46		W78		W110	
W15	(ハードウェア)	W47	MDCデータ	W79	MDCデータ	W111	MDCデータ
W16		W48		W80		W112	
W17		W49		W81		W113	
W18		W50		W82		W114	
W19	AOCP	W51		W83		W115	
W20		W52		W84		W116	
W21	(ソフトウェア)	W53		W85		W117	
W22		W54		W86		W118	
W23	アキ	W55		W87		W119	
W24	PCU	W56		W88		W120	
W25	ONS	W57		W89		W121	
W26		W58		W90		W122	
W27	OBC	W59		W91		W123	
W28		W60		W92		W124	
W29	HCE	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>

F32n	W13	W14	W15
+ 0	AOCE (1)	AOCE (2)	ア キ
+ 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 _{sq/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 _{sq/s})		
	上記2フレームの繰り返し		
+ 31			

図 7 AOCSテレ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)	ア	キ
+ 1	AOCP (1)	AOCE (3)	AOCE (4)	AOCP BC 識別コードアキ
+ 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)
+ 4	ア	キ	サンパルス発生位相	
+ 5	ア	キ	スピン周期	
+ 6	SHCI, SSC データ			
+ 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	
+ 18	AOCE (6)		遅延位相カウンタ	
+ 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	SHCI, SSC データ			
+ 31				

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

図 7 AOCSTele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
F8n	タスクステータス(2)	RCS指定ステータス		θ s 監視基準		Ts 監視基準
F8n+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
F8n+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
F8n+3	ACM-B, C位相	スピン周期データ		θ s-coarse	θ s-fine	θ s-fine
F8n+4	タスクステータス(3)	* ACM温度		RADIAL方向積分値 (V^2)		
F8n+5	RADIAL-X積分値			RADIAL-Y積分値		
F8n+6	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
F8n+7	ACM-B, C位相	スピン周期データ		θ s-coarse	θ s-fine	θ s-fine

* ACM温度

F32n+4	ACM-B温度
F32n+12	ACM-C温度
F32n+20	ACM-D温度
F32n+28	アキ

図 7 AOCSTテレメータフォーマット詳細 (8/3)
(ソフトウェア出力 W17~22)

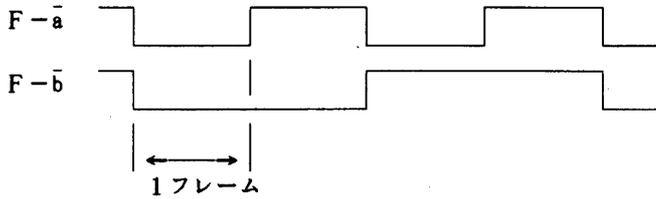
表 2 テレメータフォーマット詳細 (1/10)

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 I (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 I (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 (2/10)

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	F _{4n+1} W ₅	SBR-A	B0	↑	1:MSB		
		0:		B0			0:				
		B1		1:			B1		1:		
		0:		B1			0:				
		B2		1:			B2		1:		
		0:		B2			0:				
		B3		AGC			1:		B3	LPS	1:
		0:		B3			0:				
B4	1:	B4	1:								
0:	B4	0:									
B5	1:	B5	1:								
0:	B5	0:									
B6	1:	B6	1:								
0:	B6	0:									
B7	1:LSB	B7	1:LSB								
0:	B7	0:									
F _{4n+2} W ₅	SBR-B	B0	↑	1:MSB	F _{4n+3} W ₅	SBR-B	B0	↑	1:MSB		
		0:		B0			0:				
		B1		1:			B1		1:		
		0:		B1			0:				
		B2		1:			B2		1:		
		0:		B2			0:				
		B3		AGC			1:		B3	LPS	1:
		0:		B3			0:				
B4	1:	B4	1:								
0:	B4	0:									
B5	1:	B5	1:								
0:	B5	0:									
B6	1:	B6	1:								
0:	B6	0:									
B7	1:LSB	B7	1:LSB								
0:	B7	0:									
F _{2n} W ₆	DPU	B0	↑	1:MSB	F _{2n+1} W ₆	DPU	B0	CMD LOCK	1:ON		
		0:		B0			0:OFF				
		B1		1:			B1	受信コマンド	1:DC		
		0:		B1			0:				
		B2		1:			B2	〃	1:BC		
		0:		B2			0:				
		B3		受信コマンド 7n9			1:	B3	実行コマンド	1:DC	
		0:		B3			0:				
B4	1:	B4	〃	1:BC							
0:	B4	0:									
B5	1:	B5	〃	1:REAL							
0:	B5	0:									
B6	1:	B6	〃	1:OP							
0:	B6	0:									
B7	1:LSB	B7	RDインターフェイス 回路	1:ON							
0:	B7	0:OFF									

表 2 テレメータフォーマット詳細 (3/10)

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	↑	1:MSB	F _{2n+1} ・W ₇	DPU	B0	OPステータス	1:RUN
				0:STOP					
		B1		1:			B1	↑	1:MSB
				0:					0:
		B2		1:			B2		1:
				0:					0:
		B3	実行コマンド アドレス	1:			B3		1:
				0:					0:
		B4		1:			B4	CE7フラグ	1:
				0:					0:
		B5		1:			B5		1:
				0:					0:
		B6		1:			B6		1:
				0:					0:
B7	↓	1:LSB	B7	↓	1:LSB				
		0:			0:				
F _{4n} ・W ₁₀	DPU	B0	FORMAT	1: 1	F _{4n+1} ・W ₁₀	PCU	B0	BAT	1:EXT
				0:					0:INT
		B1	"	1: 2			B1	充電モード	1:AUTO
				0:					0:MANUAL
		B2	"	1: 3			B2	"	1:FULL
				0:					0:TRICKLE
		B3	"	1: 4			B3	リコンディショニング	1:ON
				0:					0:OFF
B4	"	1: 5	B4	ヒータ 1	1:AUTO				
		0:			0:MANUAL				
B5	"	1: 6	B5	"	1:ON				
		0:			0:OFF				
B6	"	1: 7	B6	ヒータ 2	1:AUTO				
		0:			0:MANUAL				
B7	"	1: 8	B7	"	1:ON				
		0:			0:OFF				
F _{4n+2} ・W ₁₀	PCU HK TMS	B0	UVC	1:ENABLE	F _{4n+3} ・W ₁₀	TMS TMX	B0	TMS 変調	1:ON
				0:DISABLE					0:OFF
		B1	"	1:ON			B1	" COHERENT	1:ENABLE
				0:OFF					0:DISABLE
		B2	HK	1:ON			B2	TMX	1:ON
				0:OFF					0:OFF
		B3	ANT 切換え	1:LGA			B3	" POWER	1:HIGH
				0:MGA					0:LOW
		B4	TMS	1:ON			B4	"	1:RNG-A
				0:OFF					0:RNG-B
B5	" POWER	1:HIGH	B5	"	1:RNG				
		0:LOW			0:TLM				
B6	"	1:RNG-A	B6	" 変調	1:ON				
		0:RNG-B			0:OFF				
B7	"	1:RNG	B7	" COHERENT	1:ENABLE				
		0:TLM			0:DISABLE				

表 2 テレメータフォーマット詳細 (4/10)

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 BIT ERROR COUNT	1:B0 0:
		B1	"	1:MED(2048bps) 0:			B1	"	1:B1 0:
		B2	"	1:LOW(256bps) 0:			B2	"	1:B2 0:
		B3	S-PCM データ	1:REAL 0:REPRO			B3	"	1:B3 0:
		B4	S-REALデータ	1:DPU 0:LO			B4	2 BIT ERROR	1: 0:
		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-#	1:SEPARATION 0:
F 4n+2 • W 11	DPU	B0	BC ENABLE	1:0(OP7フレ) 0:	F 4n+3 • W 11	DPU SBR EPT- SA	B0	BC ENABLE	1:8(AOCP7フレ) 0:
		B1	"	1:1(OPデータ) 0:			B1	"	1:9(AOCPプログラム) 0:
		B2	"	1:2(OG7フレ) 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	"	1:8(RCS 制御) 0:			B6	EPT-SA LO-CM 処理回路	1:ON 0:OFF
		B7	"	1:7(AOCPジョンド) 0:			B7	(7キ)	1: 0:
F 4n • W 12	DPU	B0	(7キ)	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フレ	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 (5/10)

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	F 4n+3 • W 1 2	DPU	B0		1:
				0:					0:
		B1		1:			B1	ERROR 7FLZ	1:
				0:					0:
		B2		1:			B2	↓	1:LSB
				0:					0:
		B3	ERROR 7FLZ	1:			B3	(7 *)	1:
				0:					0:
B4		1:	B4	↑	1:MSB				
		0:			0:				
B5		1:	B5	↓	1:LSB				
		0:			0:				
B6		1:	B6	↑	1:MSB				
		0:			0:				
B7		1:	B7	↓	1:LSB				
		0:			0:				
* F • W 2 4	PCU	B0	↑	1:MSB	* F • W 2 5	ONS TMS TMX	B0	ONS	1:STBY2
				0:					0:STBY1
		B1		1:			B1	"	1:OPERATION
				0:					0:STBY2
		B2		1:			B2	"	1:ON
				0:					0:OFF
		B3	C/D カウンタ データ	1:			B3	(7 *)	1:
				0:					0:
B4		1:	B4	(7 *)	1:				
		0:			0:				
B5		1:	B5	(7 *)	1:				
		0:			0:				
B6		1:	B6	TMS COH ㊦	1:COHERENT				
		0:			0:NON-COHERENT				
B7	↓	1:LSB	B7	TMX COH ㊦	1:COHERENT				
		0:			0:NON-COHERENT				
* F • W 3 0	MDC	B0	MDC	1:ON	* F • W 3 1	MDC	B0	TEMPERATURE OUT OF RANGE	1:ALARM
				0:OFF					0:OK
		B1	MDC HV	1:ON			B1	HIGH VOLTAGE OUT OF RANGE	1:ALARM
				0:OFF					0:OK
		B2	ANALOG VOLTAGE	1:GOOD			B2	ANALOG OUT OF RANGE	1:ALARM
				0:BAD					0:OK
		B3	(7 *)	1:			B3	↑	1:MSB
				0:					0:
B4	(7 *)	1:	B4		1:				
		0:			0:				
B5	(7 *)	1:	B5	IMPACT COUNT	1:				
		0:			0:				
B6	(7 *)	1:	B6		1:				
		0:			0:				
B7	(7 *)	1:	B7	↓	1:LSB				
		0:			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 (6/10)

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	*F 4n+1 ・ W 26	OBC	B0	I/F	1:STOP
		0:OFF		0:					
		B1	↑	1:MSB			B1	↑	1:MSB
		0:		0:					
		B2	OUT MODE	1:			B2	SELECTOR MODE	1:
		0:		0:					
		B3	↓	1:LSB			B3	↓	1:LSB
		0:		0:					
B4	BPU-A	1:FAULT	B4	BPU-B	1:FAULT				
B5	A/B	0:	B5	B/C	0:				
B6	A/C	1:DISCON	B6	B/A	1:DISCON				
B7	(? *)	0:	B7	(? *)	0:				
*F 4n+2 ・ W 26	OBC	B0	A	1:DISAGR	*F 4n+3 ・ W 26	OBC	B0	(? *)	1:
		0:	0:						
		B1	B	1:DISAGR			B1	(? *)	1:
		0:	0:						
		B2	C	1:DISAGR			B2	(? *)	1:
		0:	0:						
		B3	(? *)	1:			B3	(? *)	1:
		0:	0:						
B4	BPU-C	1:FAULT	B4	(? *)	1:				
B5	C/A	0:	B5	(? *)	0:				
B6	C/B	1:DISCON	B6	(? *)	1:				
B7	(? *)	0:	B7	(? *)	0:				
*F 4n ・ W 27	OBC	B0	CELL-A	1:ON	*F 4n+1 ・ W 27	OBC	B0	CELL-B	1:ON
		0:OFF	0:OFF						
		B1	〃	1:STOP			B1	〃	1:STOP
		0:	0:						
		B2	〃	1:RES			B2	〃	1:RES
		0:	0:						
		B3	BPU-A	1:1 BIT ERROR			B3	BPU-B	1:1 BIT ERROR
		0:	0:						
B4	〃	1:2 BIT ERROR	B4	〃	1:2 BIT ERROR				
0:	0:								
B5	↑	1:MSB	B5	↑	1:MSB				
0:		0:							
B6	BPU-A MODE	1:	B6	BPU-B MODE	1:				
0:		0:							
B7	↓	1:LSB	B7	↓	1:LSB				
0:		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 (7/10)

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	* F 4n+3 ・ W 27	OBC	B0	(7キ)	1:
				0:OFF					0:
		B1	"	1:STOP			B1	(7キ)	1:
				0:					0:
		B2	"	1:RES			B2	(7キ)	1:
				0:					0:
		B3	BPU-C	1:1 BIT ERROR			B3	(7キ)	1:
				0:					0:
B4	"	1:2 BIT ERROR	B4	(7キ)	1:				
		0:			0:				
B5	↑	1:MSB	B5	(7キ)	1:				
		0:			0:				
B6	BPU-C MODE	1:	B6	(7キ)	1:				
		0:			0:				
B7	↓	1:LSB	B7	(7キ)	1:				
		0:			0:				
* F 4n ・ W 28	OBC	B0	↑	1:MSB	* F 4n+1 ・ W 28	OBC	B0	↑	1:MSB
				0:					0:
		B1		1:			B1		1:
				0:					0:
		B2		1:			B2		1:
				0:					0:
		B3	BPU-A DATA	1:			B3	BPU-B DATA	1:
				0:					0:
B4		1:	B4		1:				
		0:			0:				
B5		1:	B5		1:				
		0:			0:				
B6		1:	B6		1:				
		0:			0:				
B7	↓	1:LSB	B7	↓	1:LSB				
		0:			0:				
* F 4n+2 ・ W 28	OBC	B0	↑	1:MSB	* F 4n+3 ・ W 28	OBC	B0	(7キ)	1:
				0:					0:
		B1		1:			B1	(7キ)	1:
				0:					0:
		B2		1:			B2	(7キ)	1:
				0:					0:
		B3	BPU-C DATA	1:			B3	(7キ)	1:
				0:					0:
B4		1:	B4	(7キ)	1:				
		0:			0:				
B5		1:	B5	(7キ)	1:				
		0:			0:				
B6		1:	B6	(7キ)	1:				
		0:			0:				
B7	↓	1:LSB	B7	(7キ)	1:				
		0:			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 (8/10)

FW	機器	B	項目	状態判別	FW	機器	B	項目	状態判別	
F 32n ・ W 13	AOCE (1)	B0	AOCE	1: ON	F 32n + 1 ・ W 15	AOCE (4)	B0	↑ SSC CIRCUIT	00:1,2	
				0: OFF					01:1(A+B)	
		B1	SAS-A	1: ON			B1	↓	10:2(A+B)	
				0: OFF					11:1,2	
		B2	SAS-B	1: ON			B2	↑ SSC GAIN LEVEL	00:LOW	
				0: OFF					01:MIDDLE LOW	
		B3	SHCI	1: ON			B3	↓	10:MIDDLE HIGH	
				0: OFF					11:HIGH	
B4	SHCI STEER	1: ON	B4	SSC CELL	1:B					
		0: OFF			0:A					
B5	ACM-B	1: ON	B5	↑	1:MSB					
		0: OFF			0:					
B6	ACM-C	1: ON	B6	SSC TIME CONST	1:					
		0: OFF			0:					
B7	ACM-D	1: ON	B7	↓ 10~30rpm	1:LSB					
		0: OFF			0:					
F 32n ・ W 14	AOCE (2)	B0	SHCI	1:SUN	F 32n + 17 ・ W 13	AOCE (5)	B0	ラッチングバルブ A	1:OPEN	
				0:EARTH					0:CLOSE	
		B1	"	1:HIGH			B1	"	B	1:OPEN
				0:LOW					0:CLOSE	
		B2	"	1:CAL			B2	"	C	1:OPEN
				0:DATA					0:CLOSE	
		B3	SAS DATA HI	1:			B3	"	D	1:OPEN
				0:					0:CLOSE	
B4	SAS DATA LO	1:	B4	"	G	1:OPEN				
		0:			0:CLOSE					
B5	SSC 処理	1:ソフトウェア	B5	RCS AUTO STOP	1:ENABLE					
		0:ハードウェア			0:DISABLE					
B6	"	1:計測	B6	RCSの ソフトウェア制御	1:ON					
		0:転送			0:OFF					
B7	SSC 計測開始フラグ	1:	B7	RCSの ハードウェア制御	1:ON					
		0:			0:OFF					
F 32n + 1 ・ W 14	AOCE (3)	B0	(アキ)	1:	F 32n + 18 ・ W 13	AOCE (6)	B0	RCS制御	1:ソフトウェア	
				0:					0:ハードウェア	
		B1	"	1:			B1	自動太陽捕捉	1:ENABLE	
				0:					0:DISABLE	
		B2	"	1:			B2	自動太陽捕捉 スタスタ	1:AXIAL	
				0:					0:RADIAL	
		B3	"	1:			B3	自動太陽捕捉 自動移行	1:ENABLE	
				0:					0:DISABLE	
B4	"	1:	B4	噴射モード	1:パルス					
		0:			0:連続					
B5	"	1:	B5	↑ パルス幅	11:400ms					
		0:			*0:200ms					
B6	SSC	1:CAL	B6	↓	*1:100ms					
		0:MEASURE			00:50ms					
B7	"	1:ON	B7	2nd パルス	1:ENABLE					
		0:OFF			0:DISABLE					

表 2 テレメータフォーマット詳細 (9/10)

FW	機器	B	項目	状態判別	FW	機器	B	項目	状態判別
F 32n + 1 ・ W 13	AOCP (1)	B0	AOCP	1:ON	* F 8n ・ W 17	AOCP タスク ステータス (2)	B0	ONS 撮像中	1:
				0:OFF					0:
		B1	(7キ)	1:			B1	ONSデータ処理中	1:
				0:					0:
		B2	ウォッチドッグタイ	1:オーバーフロー			B2	ONSデータ伝送中	1:
				0:					0:
		B3	ECC A1	1:ERROR			B3	PROC1 実行中	1:
				0:					0:
		B4	ECC B1	1:ERROR			B4	PROC2 実行中	1:
				0:					0:
		B5	ECC A2	1:ERROR			B5	(7キ)	1:
				0:					0:
		B6	ECC B2	1:ERROR			B6	(7キ)	1:
				0:					0:
B7	(7キ)	1:	B7	(7キ)	1:				
		0:			0:				
* F 4n+2 ・ W 17	AOCP タスク ステータス (1)	B0	RCS 制御中	1:	* F 8n+4 ・ W 17	AOCP タスク ステータス (3)	B0	ACM-B,C	1:不整合
				0:					0:整合
		B1	タイムアウト	1:			B1	(7キ)	1:
				0:					0:
		B2	タスク 起動エラー	1:			B2	"	1:
				0:					0:
		B3	スピンドウンフラグ	1:			B3	"	1:
				0:					0:
B4	(7キ)	1:	B4	ソフトウェアモード	1:プログラムロード待				
		0:			0:				
B5	SSC 監視基準有効	1:	B5	"	1:スタンバイ				
		0:			0:				
B6	SPIN 周期 監視基準有効	1:	B6	"	1:ノーマル				
		0:			0:				
B7	太陽角 監視基準有効	1:	B7	"	1:ONS				
		0:			0:				
* F 4n+2 ・ W 18	AOCP タスク ステータス (1)	B0	SSC 監視基準有効	1:	** F 2n+6 ・ W 14 n=0 ~4	AOCP タスク ステータス (4)	B0	ACM-D	1:
				0:					0:
		B1	(7キ)	1:			B1	タイムアウト	1:
				0:					0:
		B2	SSC 監視ステータス	1:			B2	タスク 起動エラー	1:
				0:					0:
		B3	SPIN 周期 監視ステータス	1:			B3	スピンドウンフラグ	1:
				0:					0:
B4	太陽角 監視ステータス	1:	B4	(7キ)	1:				
		0:			0:				
B5	SSC 監視エラー	1:	B5	"	1:				
		0:			0:				
B6	SPIN 周期 監視エラー	1:	B6	"	1:				
		0:			0:				
B7	太陽角 監視エラー	1:	B7	ソフトウェア ノーマルモード	1:				
		0:			0:				

* 打上げモードを除く

** 打上げモードのみ

表 2 テレメータフォーマット詳細 (10/10)

FW	機器	B	項目	状態判別	FW	機器	B	項目	状態判別
* F 2n • W 29	HCE	B0	タンクA ヒータ	1:ON	* F 4n+1 • W 29	HCE	B0	推薬弁ヒータ	1:ON
				0:OFF					0:OFF
		B1	"	1:AUTO			B1	"	1:AUTO
				0:MANUAL					0:MANUAL
		B2	タンクB ヒータ	1:ON			B2	タンクエンジン スラストベッドヒータ	1:ON
				0:OFF					0:OFF
		B3	"	1:AUTO			B3	アキシナル スラストベッドヒータ	1:ON
				0:MANUAL					0:OFF
		B4	配管ヒータ	1:ON			B4	ラジアル スラストベッドヒータ	1:ON
				0:OFF					0:OFF
		B5	"	1:AUTO			B5	エンジンモジュールヒータ	1:ON
				0:MANUAL					0:OFF
		B6	ラッチングバルブヒータ	1:ON			B6	LOヒータ	1:ON
				0:OFF					0:OFF
B7	"	1:AUTO	B7	SHCヒータ	1:ON				
		0:MANUAL			0:OFF				
* F 4n+3 • W 29	HCE	B0	ONSヒータ	1:ON	F • W		B0		1:
				0:OFF					0:
		B1	KM-Lヒータ	1:ON			B1		1:
				0:OFF					0:
		B2	"	1:AUTO			B2		1:
				0:MANUAL					0:
		B3	"	1:HIGH			B3		1:
				0:LOW					0:
		B4	(アキ)	1:			B4		1:
				0:					0:
		B5	(アキ)	1:			B5		1:
				0:					0:
		B6	(アキ)	1:			B6		1:
				0:					0:
B7	(アキ)	1:	B7		1:				
		0:			0:				
** W 64n+ 31	INS-SA	B0	NRS	1:OVER	** W 32n+ 30	EPT-SA	B0	CLOCK	1:
				0:NORMAL					0:
		B1	INS-1	1:ON			B1	↑	1: 1 (B0)
				0:OFF					0:
		B2	INS-2	1:ON			B2	SQ MON	1: 2 (B1)
				0:OFF					0:
		B3	↑ MODE	B3B4			B3	↓	1: 4 (B2)
				1 1 : P3					0:
		B4	↓	1 0 : KM			B4		1: 8 (B3)
				0 0 : SA					0:
		B5	CAL	1:ON			B5	(アキ)	1:
				0:OFF					0:
		B6	(アキ)	1:			B6	(アキ)	1:
				0:					0:
B7	(アキ)	1:	B7	(アキ)	1:				
		0:			0:				

* 打上げモードを除く

** 打上げモードのみ

2.3.2 コマンド・デコーダ (CMD)

1) 概要

MUSES-Aに搭載するコマンドデコーダは、「ぎんが」(ASTRO-C)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 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。この回路の構成と動作は、PLANET-Aに搭載したものと、ほぼ同じである。

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 1 に示す。

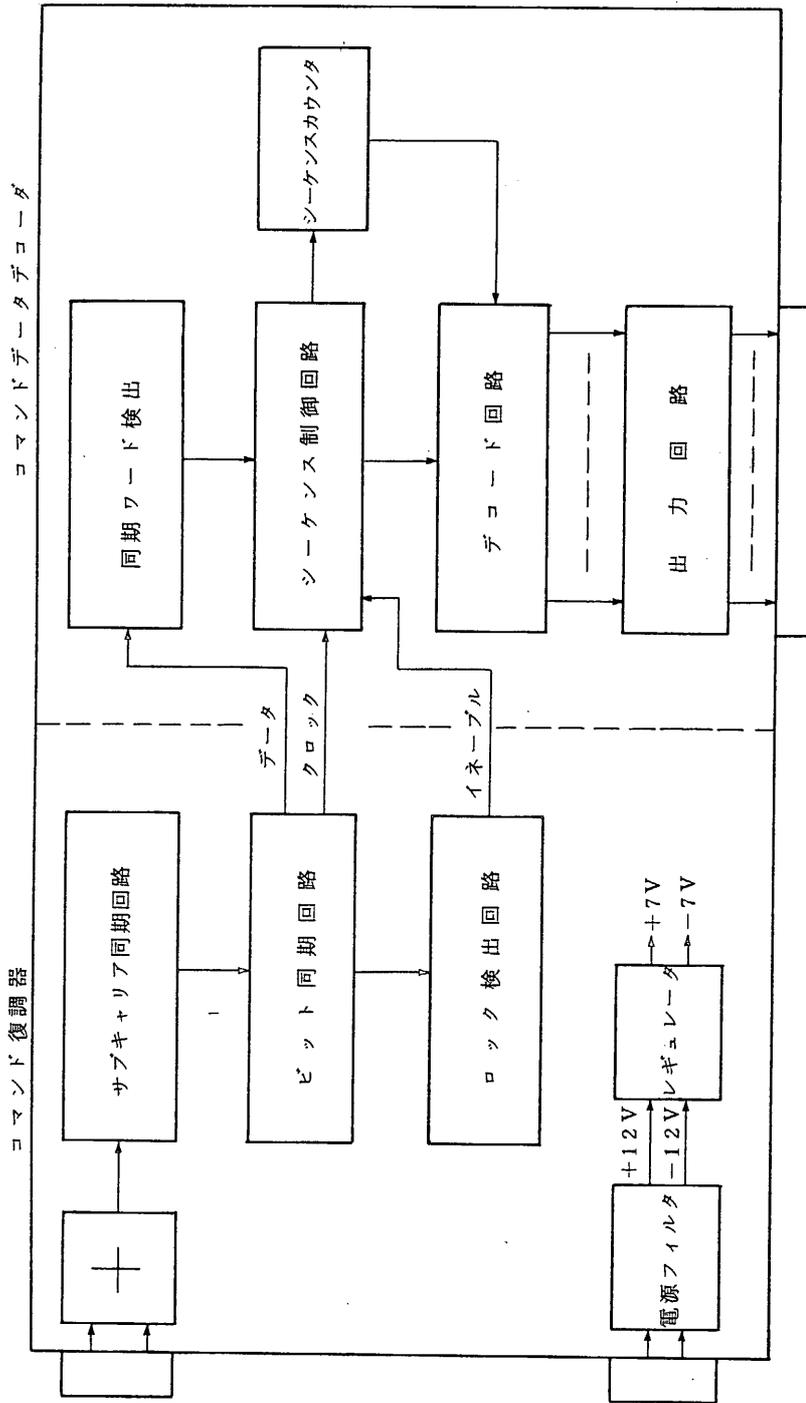


図 1 コマンドデコーダブロック図

表 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	1bit
LOCK ON/OFF		1bit	
機 械 的 性 能	外観	図 2 に示す。	
	重量	1.45 ± 0.2 kg	

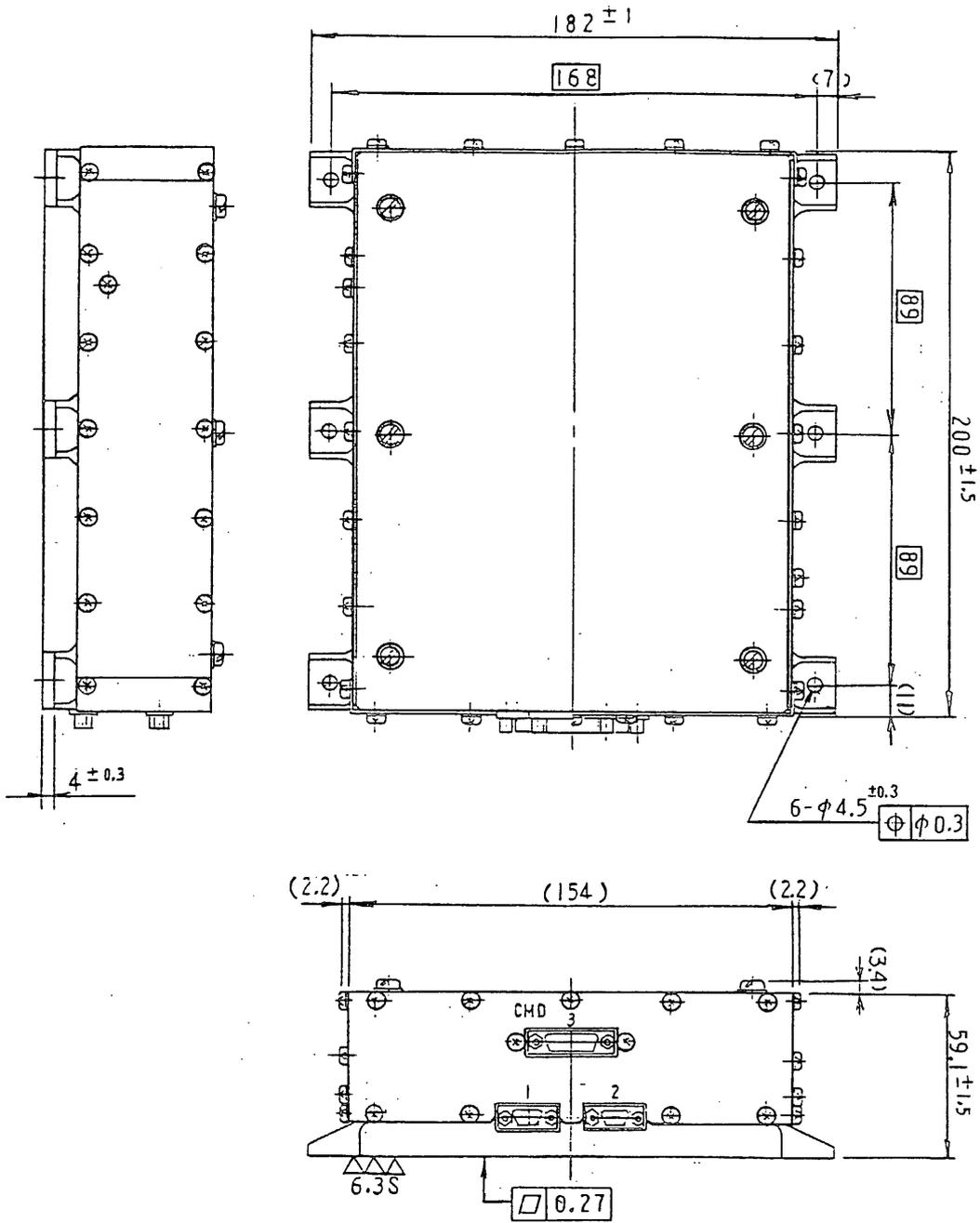


図 2 コマンドデコーダ外観図

橋本(正)、井上(浩)、NEC

2.3.3 データ処理装置 (DPU)

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ほかに、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(LO-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。

- 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釈し、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。

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

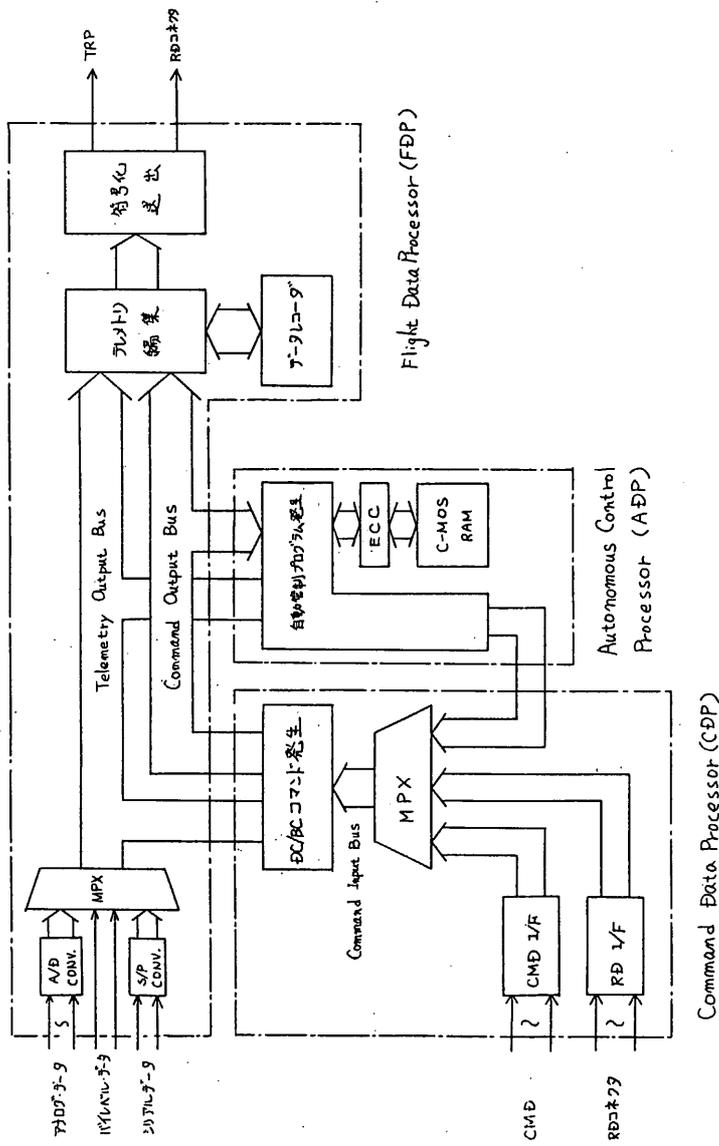


図-1 DPU概略ブロック図

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の送付、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/Rep 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誤り訂正符号化が行われる。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。

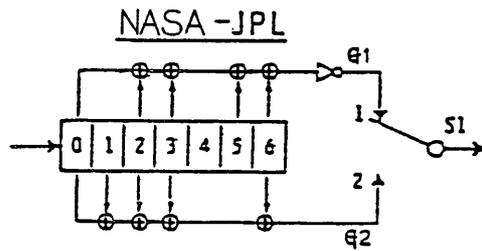
Code Generatorは $G1=133\text{oct}$ (First Symbol)、 $G2=171\text{oct}$ を使用している。MUSES-Aでは、このCodingには従来同様NASA-JPL方式を採用している。これを図-2に示す。

符号化されたPCM信号にはMedium RateではBi ϕ -L化し、Low RateではPSK変調を施した後、TMS/TMXへ送付する。

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付された場合には、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付された場合には、次の16nフレームでビットレートが切り換わる。

図-3にMUSES-A DPU テレメトリ系統図を示す。



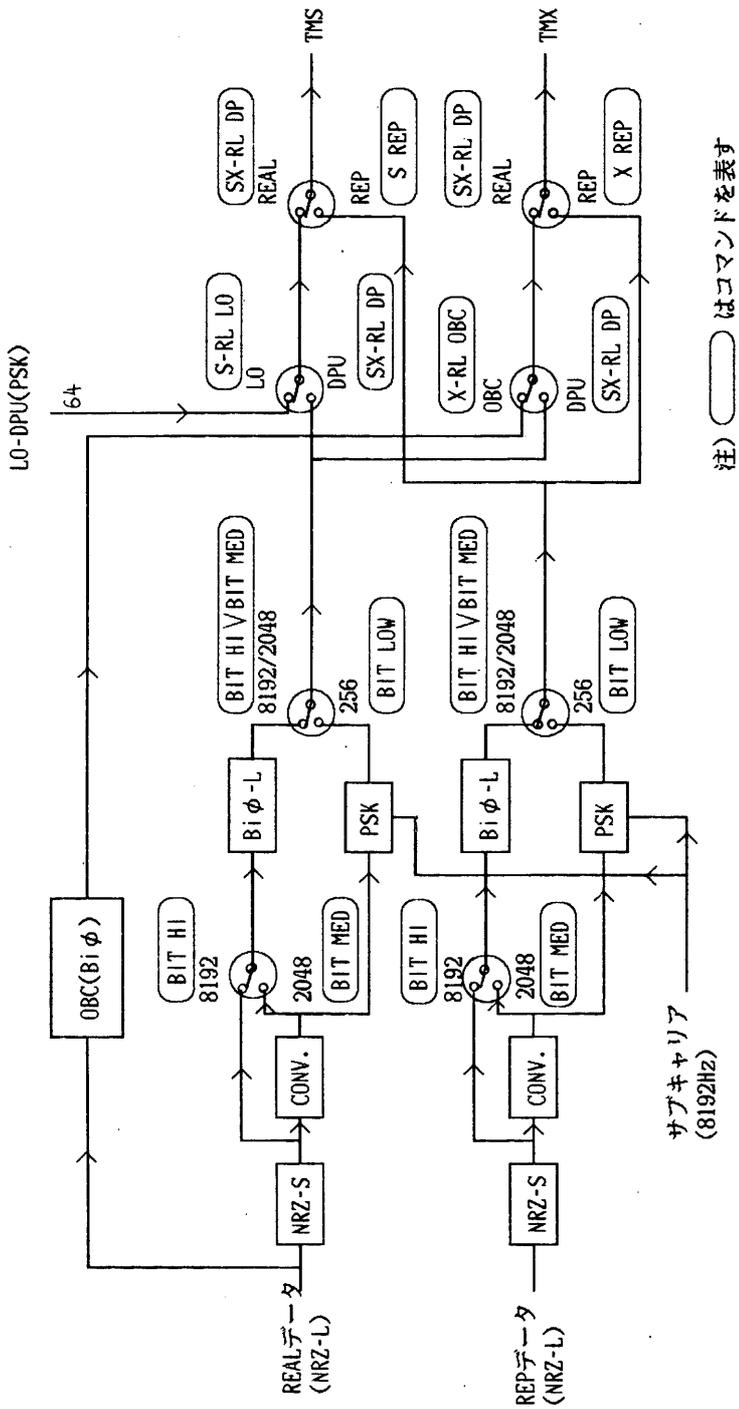
G1=1011011 (133 oct)

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: Pos'n 1, Pos'n 2.
3. S1 is in the position shown (1) for the first symbol associated with an incoming bit.
4. \oplus = 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



注) ○ はコマンドを表す

図-3 DPUテレメトリ系統図

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コマンド	(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	RAM 1M bits
13) 消費電力	1w以下
14) 外形	270(W)×270(D)×170(H) (mm)
15) 重量	6.0 ± 1.0(kg)

第3章 環境計測装置

3. 1 ハウス・キーピング (HK)

宇宙科学研究所 林研究室
松下通信工業(株)

1. 概要

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ことは、各部の動作状態を知ることばかりでなく、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ことになる。

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共に、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ことは衛星を運用する上においても最も重要なことであり、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こと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ことが衛星環境計測装置(HK)の目的である。

HKのチャンネル数は温度82点、電源系10点、PI系1点、RCS圧力1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。

HKデータはW8(32項目)とW9(64項目)とになっており、W8とW9の出力を切り換えて1ラインで出力している。

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、PI系、圧力系は電圧として入力している。

HKはATT(アッテネータ)部、切換走査部、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(データプロセッサ)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。切換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。

HKのブロック図を図1.1に示す。

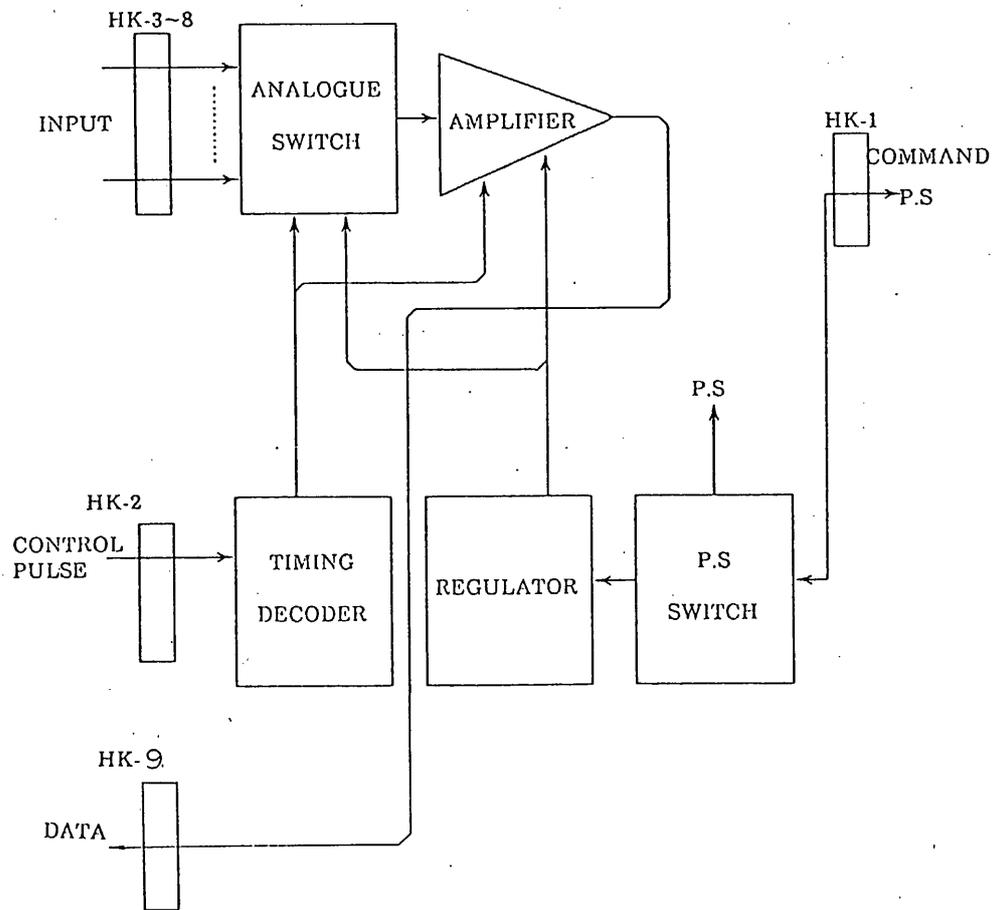


図11 ブロック図

2. 性能

2.1 電気的性能

2.1.1 電圧測定系

- (1) 測定範囲 : 測定項目表参照
- (2) 測定方法 : 抵抗分圧
- (3) 出力電圧精度 : $0V \pm 0.06V(23 \pm 2^{\circ}C)$
 $3V \pm 0.09V(23 \pm 2^{\circ}C)$
- (4) 検出器 : MFM10k Ω CT1A (15V以下)
: MFM100k Ω CT1A ($15V < E_o \leq 20V$)
: MFM300k Ω CT1A ($20V < E_o \leq 30V$)
: MFM500k Ω CT1A ($30V < E_o \leq 40V$)
E_o : 被モニタ機器出力電圧

2.1.2 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 : Q0516PT 50 $\Omega \pm 1\%$ (20 $^{\circ}C$)
- (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 : $0V \pm 0.06V(23 \pm 2^{\circ}C)$
 $3V \pm 0.09V(23 \pm 2^{\circ}C)$

2.1.3 総合

- (1) 周波数特性 : DC~200Hz
- (2) 出力電圧温度ドリフト : $\pm 30mV$ (-30~+60 $^{\circ}C$)
- (3) 出力電圧経時ドリフト : $\pm 10mV$ (300H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 μ sec以下
- (7) コマンドパルス受け : CMOS
- (8) 校正電圧 : CAL-1 $+0.5 \pm 3\%$ (-30~+60 $^{\circ}C$)
CAL-2 $+2.5 \pm 3\%$ (-30~+60 $^{\circ}C$)
- (9) 入力電圧、消費電流 : +12V,20mA
: +5V,160mA
: -12V,20mA

- (10) コマンド項目 : HK-ON (XC-Y0)
: HK-OFF (XC-Y1)
- (11) アンサ信号 : HK-ON +5V (F4n+2 W10 B2=1)
: HK-OFF +5V (F4n+2 W10 B2=0)

2.2 機械的性能

(1) 外形寸法

本体 : $148 \pm 2 \times 185 \pm 2 \times 109 \pm 2$ (mm)
(コネクタ,ビスを除く)

温度センサ : 30×10 (mm)

(2) 重量

本体 : $1.6\text{kg} \pm 10\%$

温度センサ : 0.1g

(3) ケース材質 : アルミニウム合金

(4) ケース表面処理 : 黒色塗装

(5) 外観図 : 図2.2に示す

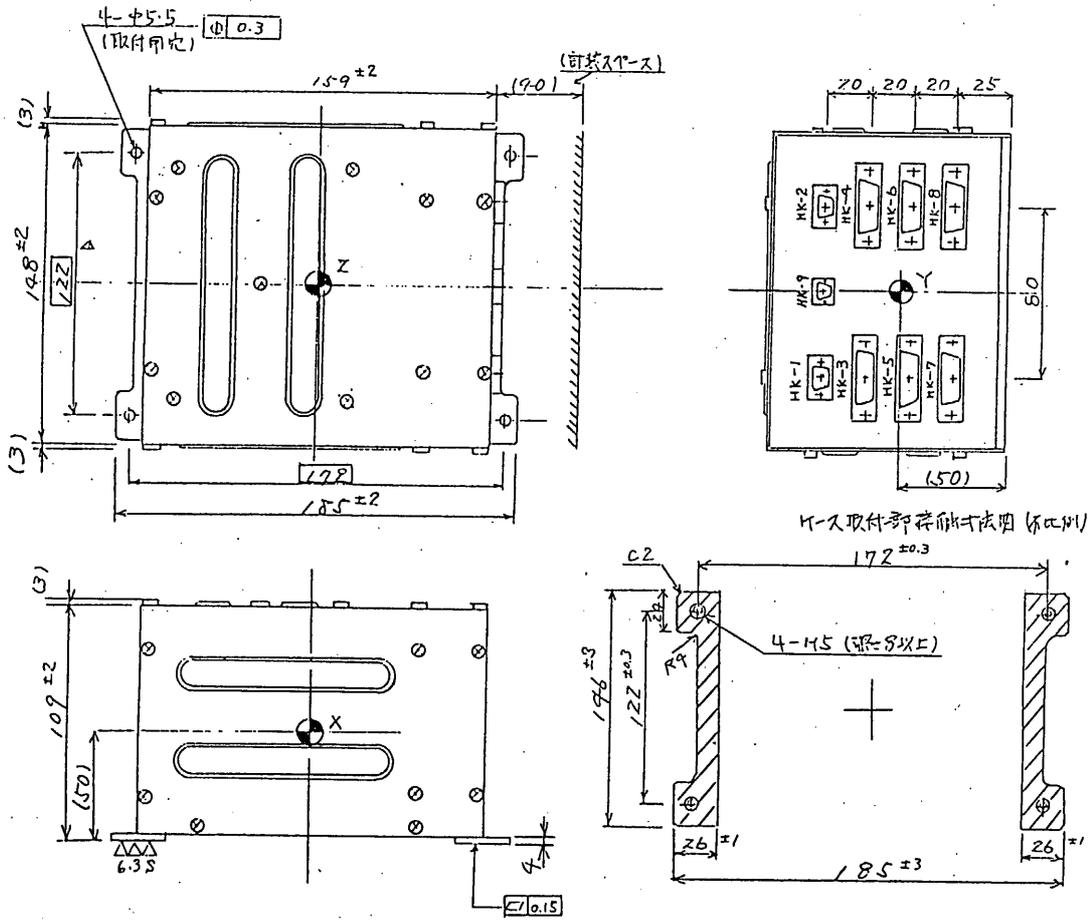


図 2.2 HK 外観図

H K 項 目 (1 / 4)

F	W	略号	内 容	計測レンジ	物理量変換式	備考
32n	8		BAT電圧	0~+30V		
32n+1	8		BAT電流	-7~+5A		
32n+2	8		SCP電流	0~+7A		
32n+3	8		BUS負荷電流	0~+7A		
32n+4	8		BUS電圧	0~+35V		
32n+5	8		+29V系電圧	0~+35V		
32n+6	8		+12V系電圧	0~+15V		
32n+7	8		+5V系電圧	0~+7.5V		
32n+8	8		-12V系電圧	0~-15V		
32n+9	8		+15V系電圧	0~+20V		
32n+10	8		RCSタンク圧力	0~25kg/cm ²		
32n+11	8		SHCIセンサーヘッド 温度	-50~+70℃		0~5V
32n+12	8		ア キ			
32n+13	8		センサー 分離部温度	-150~+150℃		
32n+14	8		SHNT-A温度	〃		
32n+15	8		SHNT-B温度	〃		
32n+16	8		SCP(1)温度	〃		
32n+17	8		SCP(2)温度	〃		
32n+18	8		SCP(3)温度	〃		
32n+19	8		SCP(4)温度	〃		
32n+20	8		RCSセンサーT1ヘッド温度	0~+1000℃		
32n+21	8		RCSセンサーT2ヘッド温度	〃		
32n+22	8		RCSセンサーT3ヘッド温度	〃		
32n+23	8		RCSセンサーT4ヘッド温度	〃		
32n+24	8		RCSセンサーA1ヘッド温度	〃		
32n+25	8		RCSセンサーA2ヘッド温度	〃		
32n+26	8		RCSセンサーA3ヘッド温度	〃		

H K 項 目 (2 / 4)

F	W	略号	内 容	計測レンジ	物理量変換式	備考
32n+27	8		RCSスラスラ4ベッド温度	0 ~+1000 °C		
32n+28	8		RCSスラスラ1ベッド温度	〃		
32n+29	8		RCSスラスラ2ベッド温度	〃		
32n+30	8		RCSスラスラ3ベッド温度	〃		
32n+31	8		RCSスラスラ4ベッド温度	〃		
64n	9		HK CAL 1			
64n+1	9		HK CAL 2			
64n+2	9		CNV 温度	-50 ~+80 °C		
64n+3	9		SBR-A 温度	〃		
64n+4	9		SBR-B 温度	〃		
64n+5	9		TMS 温度	〃		
64n+6	9		TMX 温度	〃		
64n+7	9		DPU 温度	〃		
64n+8	9		SSC 温度	〃		
64n+9	9		SHCIヒヤコウカ 温度	〃		
64n+10	9		BATパネル温度	〃		
64n+11	9		MDC 温度	-50 ~+80 °C		
64n+12	9		BATセル 温度	-50 ~+80 °C		
64n+13	9		BATケース温度	〃		
64n+14	9		ア キ			
64n+15	9		ONS-E 温度	-50 ~+80 °C		
64n+16	9		ONS-S 温度	〃		
64n+17	9		ND 温度	〃		
64n+18	9		ア キ			
64n+19	9		ア キ			
64n+20	9		RCSタンクA 温度	-50 ~+80 °C		

H K 項 目 (3 / 4)

F	W	略号	内 容	計測レンジ	物理量変換式	備考
64n+21	9		RCSタンクB 温度	-50 ~+80 °C		
64n+22	9		RCSパイプA 温度	//		
64n+23	9		RCSパイプB 温度	//		
64n+24	9		RCSパイプC 温度	//		
64n+25	9		RCSパイプ中間温度	//		
64n+26	9		RCSラッチングバルブA温度	//		
64n+27	9		RCSラッチングバルブB温度	//		
64n+28	9		RCSラッチングバルブC温度	//		
64n+29	9		RCSラッチングバルブD温度	//		
64n+30	9		RCSR 1 推薬弁温度	//		
64n+31	9		RCSA 2 推薬弁温度	//		
64n+32	9		RCSA 3 推薬弁温度	//		
64n+33	9		RCSR 4 推薬弁温度	//		
64n+34	9		RCSEジ-1Aバルブ 温度	-150~+150°C		
64n+35	9		RCSEジ-1Bバルブ 温度	//		
64n+36	9		RCSEジ-1A 取付部温度	//		
64n+37	9		RCSEジ-1B 取付部温度	//		
64n+38	9		スラスト1-1 温度	-150~+150°C		
64n+39	9		スラスト1-2 温度	//		
64n+40	9		上部パネル 1 温度	//		
64n+41	9		上部パネル 2 温度	//		
64n+42	9		センターパネル 温度	//		
64n+43	9		支柱上部 温度	//		
64n+44	9		下部プレート 1 温度	//		
64n+45	9		下部プレート 2 温度	//		
64n+46	9		下部パネル 温度	//		
64n+47	9		RCSEジ-1A 取付台温度	//		

H K 項 目 (4 / 4)

F	W	略号	内 容	計測レンジ	物理量変換式	備考
64n+48	9		RCSE ₂ - ₁ B 取付台温度	-150~+150℃		
64n+49	9		RCSE ₂ - ₁ A 取付板温度	〃		
64n+50	9		RCSE ₂ - ₁ B 取付板温度	〃		
64n+51	9		RCSE ₂ - ₁ C 取付板温度	〃		
64n+52	9		RCSE ₂ - ₁ D 取付板温度	〃		
64n+53	9		KM-L 温度	-50 ~ +80℃		
64n+54	9		フラットフォーム 1 温度	〃		
64n+55	9		フラットフォーム 2 温度	〃		
64n+56	9		フラットフォーム 3 温度	〃		
64n+57	9		フラットフォーム 4 温度	〃		
64n+58	9		フラットフォーム 5 温度	〃		
64n+59	9		フラットフォーム 6 温度	〃		
64n+60	9		フラットフォーム 7 温度	〃		
64n+61	9		フラットフォーム 8 温度	〃		
64n+62	9		フラットフォーム 9 温度	〃		
64n+63	9		フラットフォーム 10 温度	〃		

3. 2 機体計測装置 (INS-SA)

宇宙科学研究所 小野田 研究室
松下通信工業(株)

1. 概要

衛星計測装置(INS-SA)は加速度、振動およびモータ燃焼圧力を計測することにより、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(Y_4, Z_4)、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(P_{KM})および振動加速度計(V5, V6, V7)、KM温度計測(TS)である。

T_S はモータ温度を計測するもので、検出部はK熱電対(CA熱電対)により、温度及び破損時にOPENになることによりノズルの状態を検出しスキャナ部6点ある検出器、出力を順次切り換えて、並列信号に変換している。

Y_4, Z_4 は横加速度を計測するもので、モータ燃焼時や分離時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とき、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とき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に送ると共に、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のステータス信号を出力する。

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

P_3, P_{KM} は3段目およびキックモータの燃焼時の圧力を計測するもので、データは切り換えて1項目で出力する。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。

V₅,V₆,V₇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。

NRS,P₃/P_{KM}はコマンドにより,Y₄,Z₄,V₅,V₆,V₇はB2-PLからの信号でそれぞれの校正を行う。

Y₄,Z₄,V₅,V₆,V₇の信号ラインおよびP₃,P_{KM}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。

INS-SAのブロック図を図1.1に示す。

P₃/P_{KM}の微調整はロケット側に搭載しているB-BOXで行う。

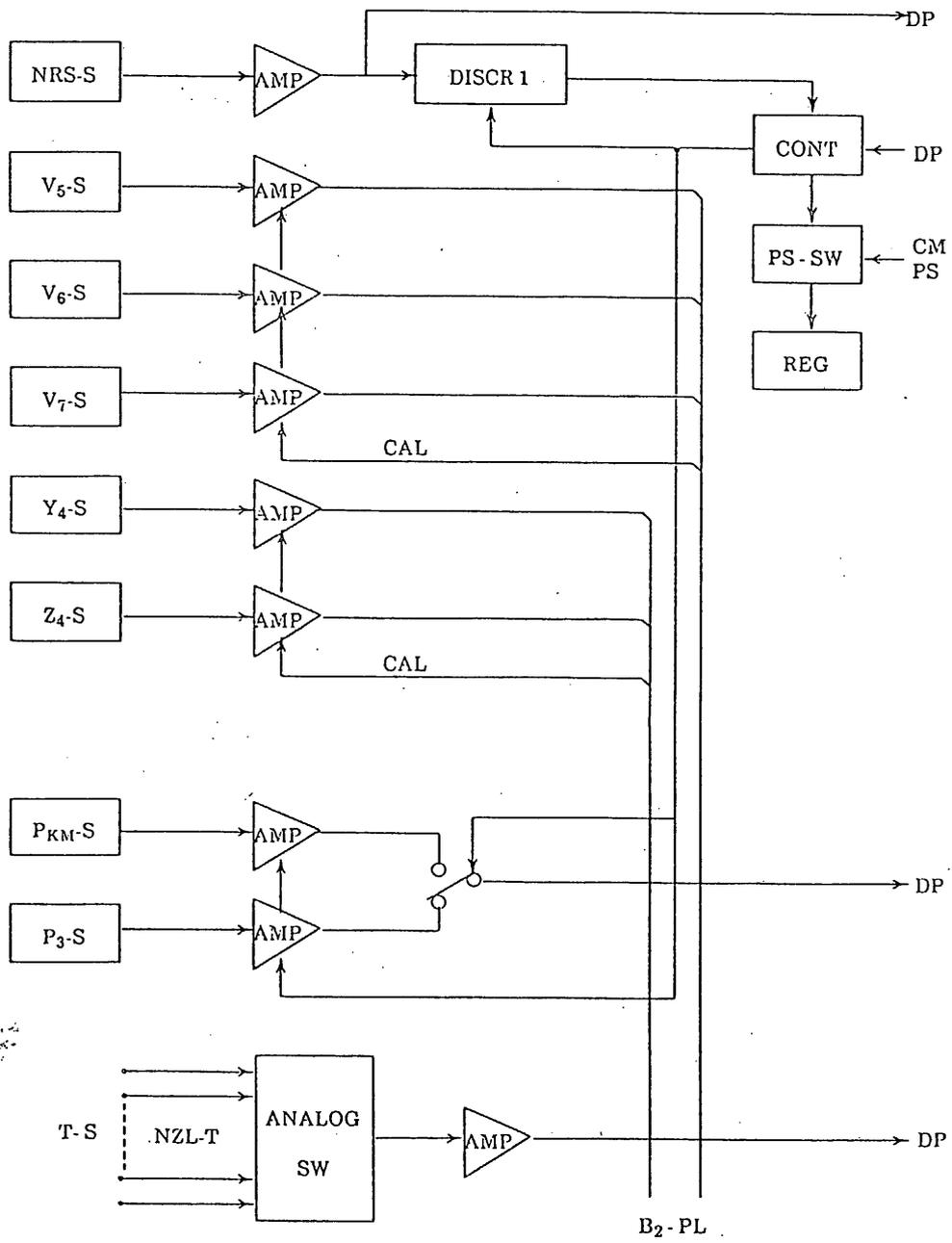


図 1.1 INS-SA ブロック図

2. 性能

2.1 電気的性能

2.1.1 温度計測

- (1) 測定範囲 : 0~+1000°C
- (2) 測定精度 : ±3%F.S
- (3) 測定方式 : 走査回路による切り換え
- (4) 出力電圧 : 0~+5V
- (5) 周波数特性 : DC~200Hz (±0.5dB)
- (6) 出力インピーダンス : 100Ω 以下
- (7) 出力電圧温度ドリフト : ±150mV (0~+50°C)
- (8) 出力電圧経時ドリフト : ±50mV (100Hランニングテスト)
- (9) 検出器 : K熱電対 (CA熱電対)
- (10) 検出器感度 : 41.3mV (1000°C出力開放電圧)
- (11) 検出器内部抵抗 : 0.83Ω/m± 5%
- (12) 測定時間 : 250msec±20% (1項目当たり)

2.1.2 横加速度計(Y4,Z4)

- (1) 測定範囲 : -5~+5G
- (2) 測定精度 : ±3% F.S(常温)
- (3) 周波数特性 : DC~140Hz (±3dB以内)
- (4) 出力電圧 : 0~+5V
- (5) 出力インピーダンス : 100Ω 以下
- (6) 出力リミッタ : +6V±0.5V
- (7) 校正電圧 : +5V 以上
- (8) 出力電圧温度ドリフト : ±0.01V (-10~+50°C)
- (9) 出力電圧経時ドリフト : ±0.01V (100Hランニング)
- (10) 検出器 : ストレインゲージタイプ
- (11) 検出器感度 : 1mV/V F.S
- (12) 検出器不正感度 : 2% 以下

2.1.3 ニューテーション角度測定計(NRS)

- (1) 判定角度 : 30°
- (2) 判定精度 : ±10% F.S(常温)
- (3) 周波数特性 : DC~60Hz (±3dB 以内)
- (4) 出力電圧 : 0~+5V
- (5) 校正電圧精度 : +2.5V±0.05V(常温)
- (6) 出力電圧温度ドリフト : ±0.5V (-10~+50°C)
- (7) 出力電圧経時ドリフト : ±0.05V (100Hランニング)
- (8) 検出器 : ストレインゲージタイプ
- (9) 検出器感度 : 1mV/V F.S
- (10) 検出器不正感度 : 2% 以下
- (11) 検出器内部抵抗 : 120Ω±5%
- (12) 検出器固有振動数 : 215Hz

2.1.4 M3B燃焼圧力計(P₃), キックモータ燃焼圧力計(P_{KM})

- (1) 測定範囲 : P₃ ---0~70kg/cm²
: P_{KM} ---0~60kg/cm²
- (2) 測定精度 : ±3% F.S (常温)
- (3) 周波数特性 : DC~200Hz (±3dB 以内)
- (4) 出力電圧 : 0~+5V
- (5) 校正電圧精度 : +2.5V±0.05V (常温)
- (6) 出力電圧温度ドリフト : ±0.5V (-10~+50°C)
- (7) 出力電圧経時ドリフト : ±0.05V (100Hランニング)
- (8) 検出器 : ストレインゲージタイプ
- (9) 検出器感度 : 1.5mV/V+ -10%
- (10) 検出器内部抵抗 : 350Ω+ -3.5Ω
- (11) 検出器固有振動数 : 83kHz

2.1.5 振度計(V₅,V₆,V₇)

- (1) 測定範囲 : V₅ ...6G_{O.P}
V₆ ...6G_{O.P}
V₇ ...6G_{O.P}
- (2) 測定精度 : ±3% F.S(常温)
- (3) 周波数特性 : 10~3,000Hz (±0.5dB以内)
- (4) 出力電圧 : 0dBm F.S
- (5) 出力インピーダンス : 200Ω以下
- (6) 出力リミッタ : 2.1dBm±0.5dBm
- (7) 校正電圧精度 : 0±0.5dBm
- (8) 検出器 : 電圧素子
- (9) 検出器感度 : 11pC/G TYP
- (10) 検出器不正感度 : 3%以下
- (11) 検出器内部容量 : 750pF TYP
- (12) 検出器固有振動数 : 32kHz

2.1.6 総合

- (1) 消費電流 : +5V...78mA
(INS-ALL-ON) +12V...134mA
-12V...119mA
- (2) コマンド項目 : INS-SA1 ON (X₆-Y₈)
INS-SA2 ON (X₇-Y₈)
INS-SA OFF (X₅-Y₉)
INS-CAL ON (X₆-Y_A)
INS-CAL OFF (X₇-Y_A)
KM-MODE (X₆-Y₉)
SA-MODE (X₇-Y₉)
- (3) タイマ項目 : KM-MODE
SA-MODE

2.2 機械的性能

(1) 外形寸法

本体	: 193±2×165±2×80±2 (mm)
NRS-S	: 44±1×39.5±1×28.5±1 (mm)
Y ₄ ,Z ₄ -S	: 42.7±1×18.3±1×35.5±1 (mm)
V ₅ ,V ₆ ,V ₇ -S	: 12.1±1×12.1±1×16.3±1 (mm)
P ₃ ,PKM-S	: 24±1×24±1×41±1 (mm)
T _S -S	: 0.32Φ×ケーブル長
B-BOX	: 70±1×70±1×20±1 (mm)

(2) 重量

本体	: 1.4kg ±10%
NRS-S	: 0.065kg ±10%
Y ₄ ,Z ₄ -S	: 0.09kg ±10%
V ₅ ,V ₆ ,V ₇ -S	: 0.016kg ±10%
P ₃ ,PKM-S	: 0.12kg ±10%
T _S -S	: TBD
B-BOX	: 0.2kg ±10%

(3) ケース材質

本体	: アルミニウム合金
B-BOX	: アルミニウム合金

(4) ケース表面処理

本体	: 黒色塗装
B-BOX	: 黒色塗装

(5) 外観図

本体	: 図 2.2.1 参照
センサ	: 図 2.2.2 参照

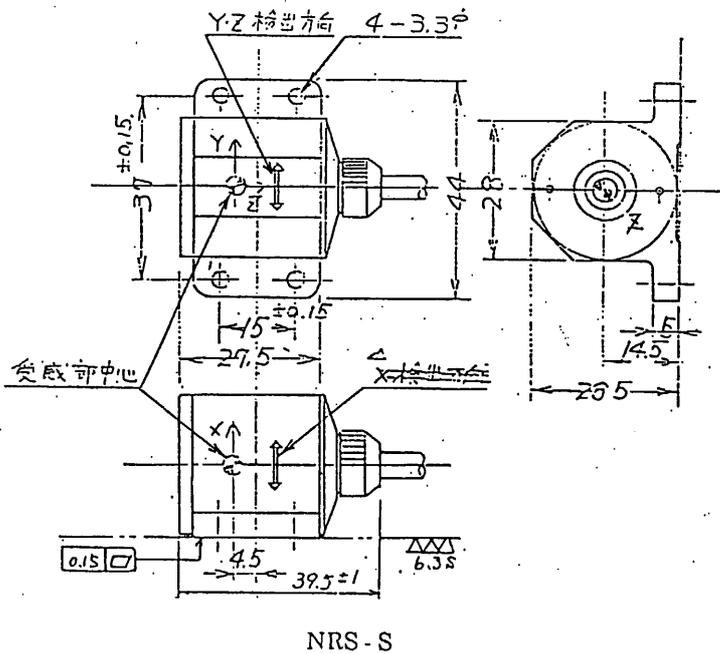
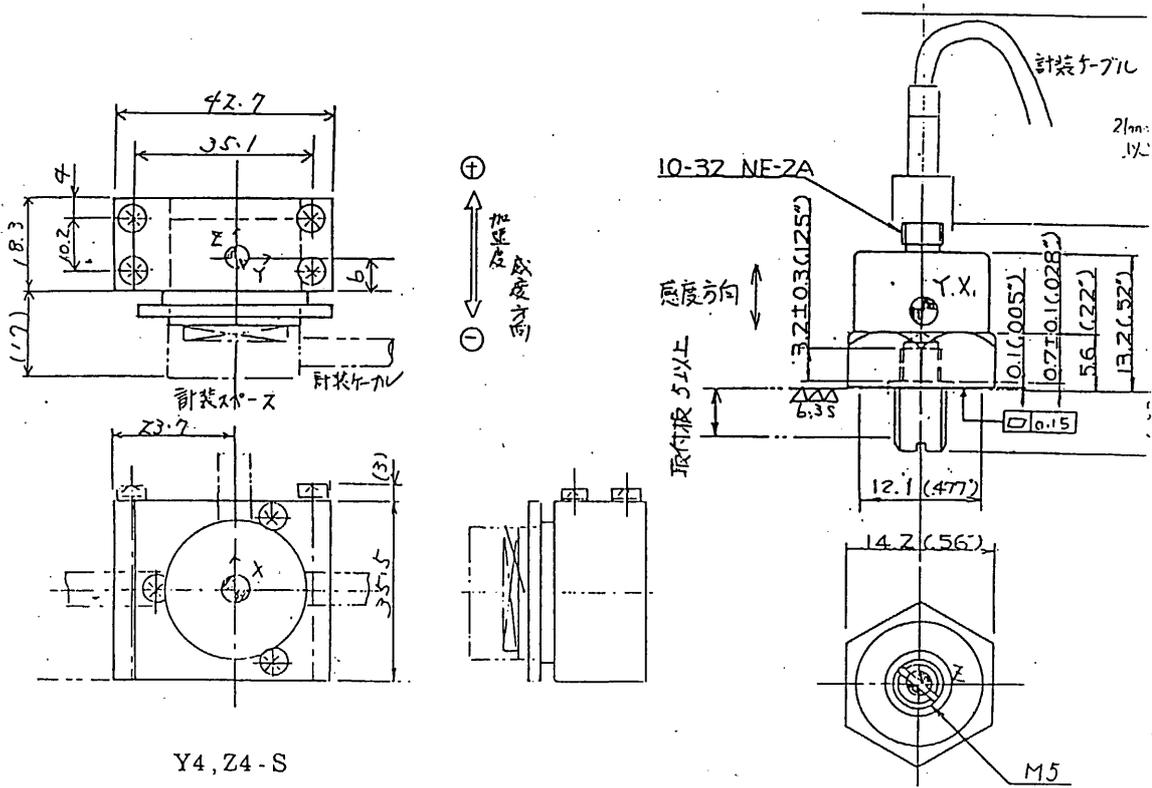


図 2.2.2 センサ 外観図

第 5 章 軌道・姿勢制御系

5. 1 概要

5.1.1 姿勢制御法

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（ノミナルスピンのレート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）、軌道速度制御及び軌道速度制御時の加速度計測、スピンレート制御、姿勢計測である。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。

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向に向け、またこの状態から(1)の状態にもどす。
- (3) 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。
- (4) スピンレートを制御する。(定常時20rpm)
- (5) スピン軸のニューテーションを受動的に減衰させる。
- (6) 姿勢計測によって、姿勢決定に必要なデータを取得する。

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) 1台

Vスリット型スターキャナ (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)	
アキシアルスラスタ (A1~A4)	4台
ラジアルスラスタ (R1~R4)	4台
タンジェンシャルスラスタ (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	
受動型ニューテーションダンパ (ND)	1本
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。	

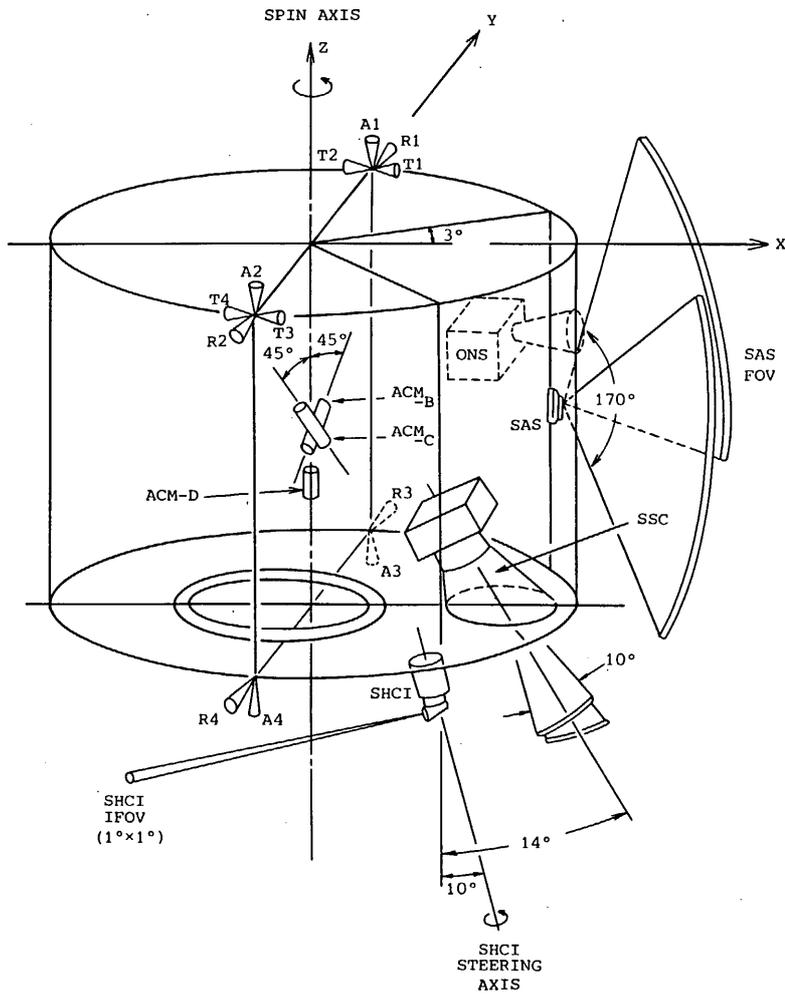
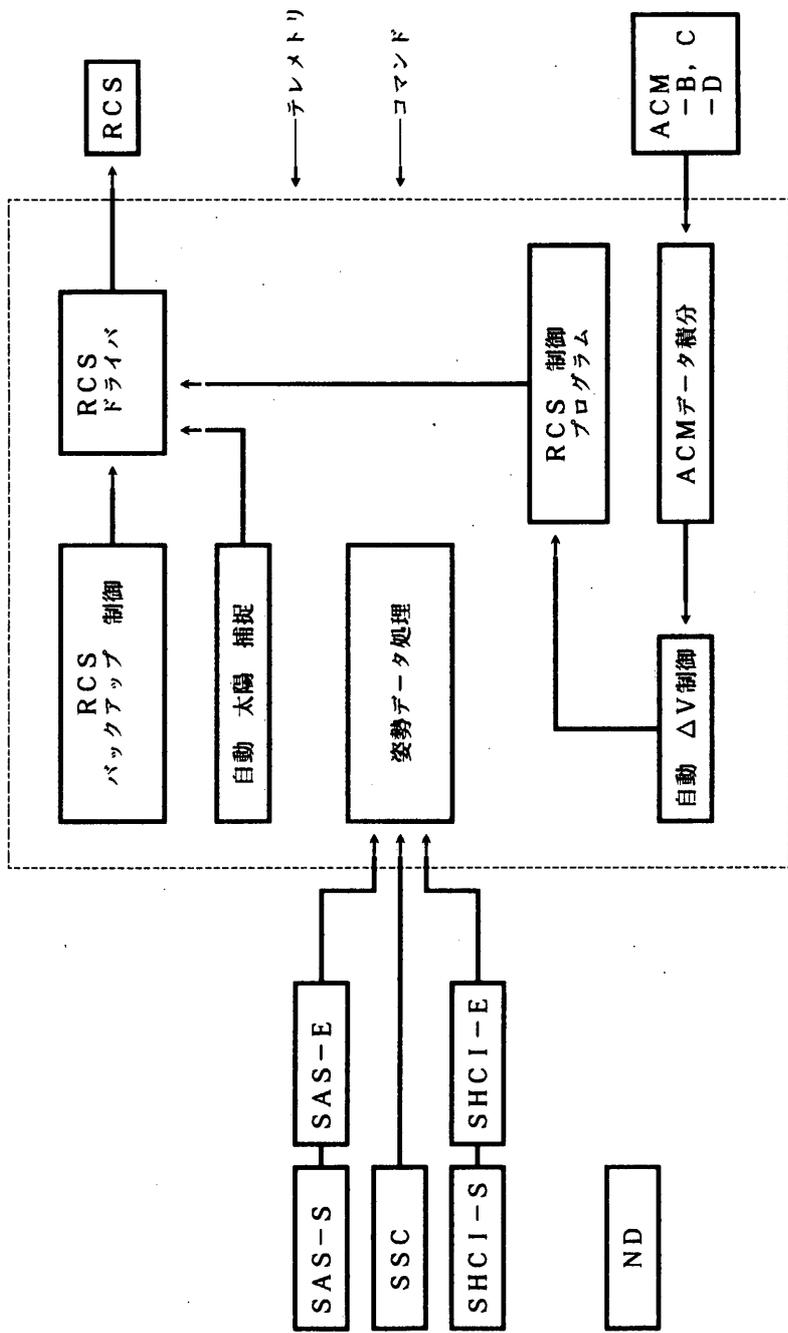


図 - 1 姿勢制御系の機器配置



AOCE/AOCP

図 2 姿勢制御系機能ブロック図

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、以下のような制御機能を有する。

(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、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、噴射位相の分解能は2msecである。また、設定可能な最大噴射回数は2047回である。

(b) 自動太陽捕捉制御

アキシャ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

地上からのブロックコマンドにより、スラスタ選択（タンジェンシャルスラスタT1~T4）、連続噴射時間（0.250~1023.750sec分解能0.250sec）を指定し、スピンレート制御を行う。また、あらかじめ目標スピンレートを設定しておき、サンパルスの周期がそれと等しくなった時に自動的にスピンレート制御を停止する機能も有する。

(3) 軌道速度制御

アキシャルスラスタ、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。

(4) 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が行われる。

表 2-1 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。

5. 運用シーケンス

MUSES-Aの姿勢制御系の運用シーケンスを図 5-3に示す。姿勢制御系の運用は、以下の5項目からなる制御に大別される。

(1) ACM-D積分、 ΔV 自動補正制御

M-3B及びKM-Mの増速量を、KM-Mと衛星の分離直後にRCSスラスタにより補正する。

(2) 初期姿勢補捉制御

120rpm \rightarrow 20rpmのスピンドウン、初期投入姿勢から $\theta_s = 90^\circ$ 、 $\theta_e = 90^\circ$ への姿勢変更を行う。

(3) 軌道速度制御

月スイングバイのための、軌道速度制御を行う。必要に応じ、 ΔV 方向調整のための姿勢マヌーバを行う。

(4) ルナーオービタ (LO) 投入

ルナーオービタ投入姿勢への姿勢変更及びKM-L点火時のルナーオービタの姿勢剛性を確保するためのスピニアップ制御を行い、ルナーオービタを分離する。分離後、定常運用姿勢、スピンレートに戻す。

(5) 定常航行制御

定常航行中の外乱（主として太陽輻射圧）による姿勢変化を補正し、 θ_s を $90^\circ \pm 5^\circ$ に保持する。

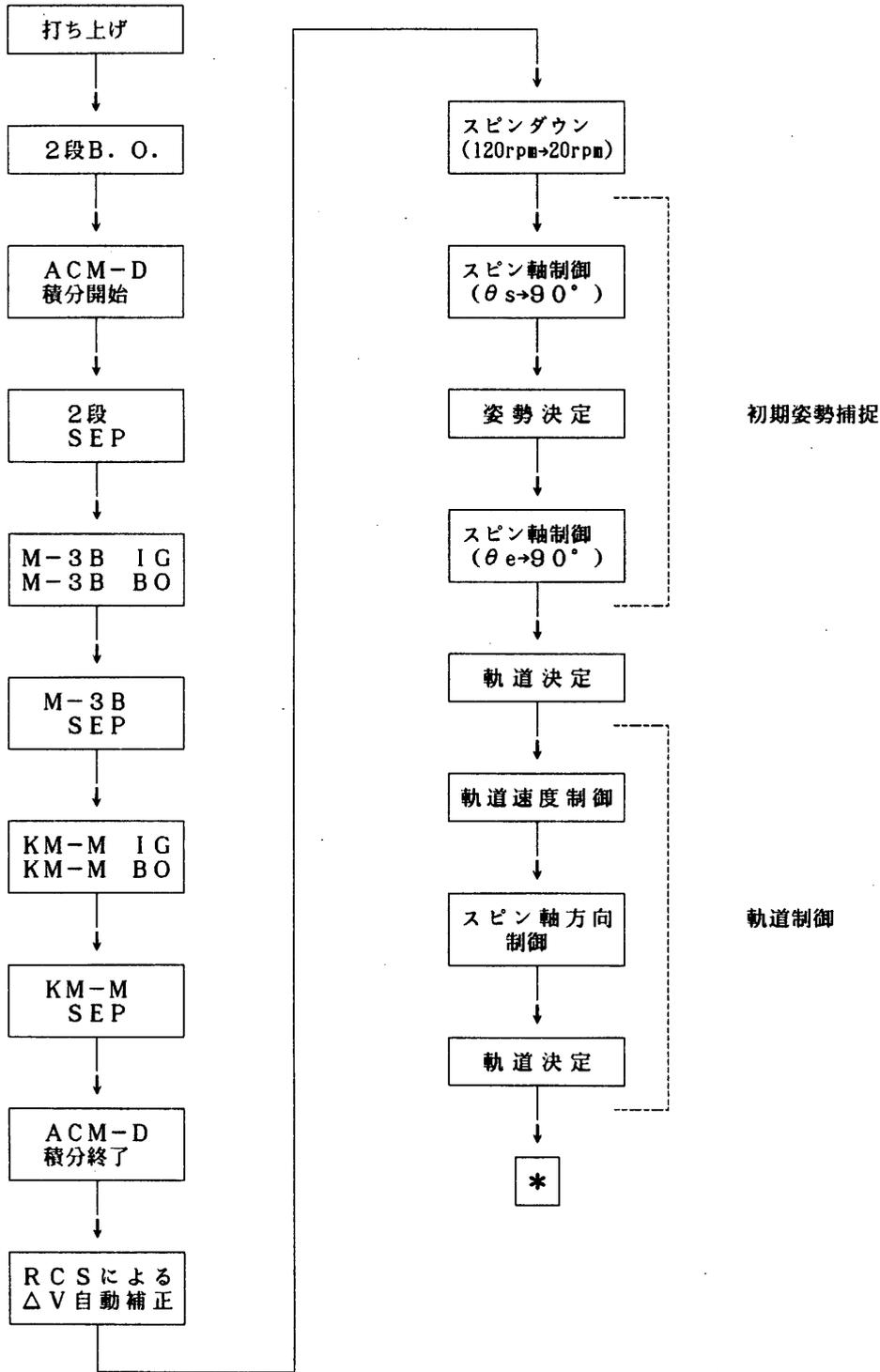


図 - 3 姿勢制御系運用シーケンス (1/2)

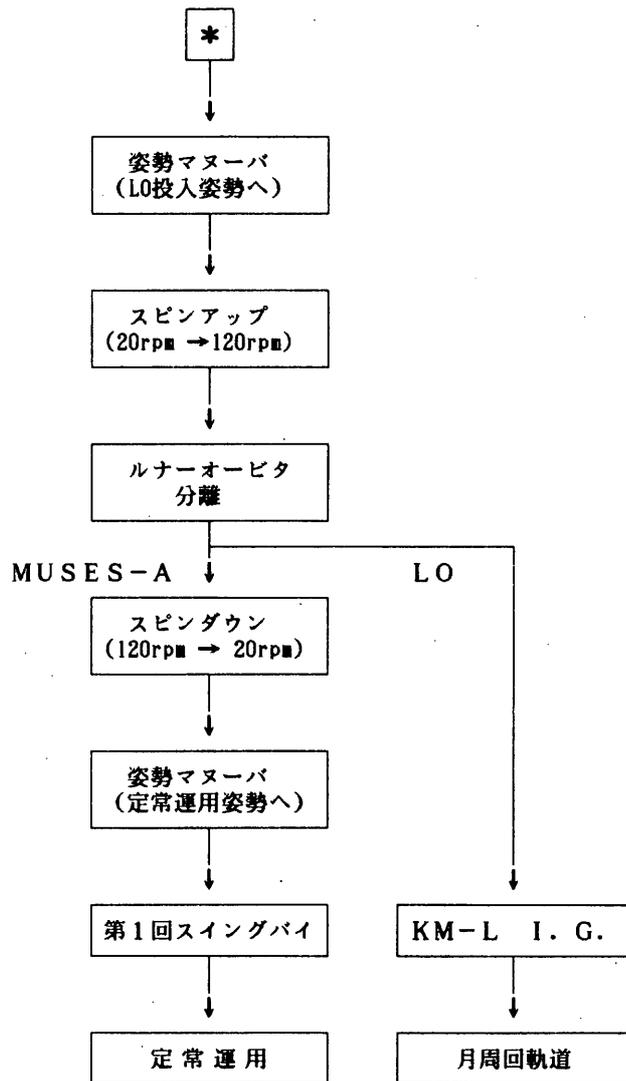


図 - 3 姿勢制御系運用シーケンス (2/2)

二宮研、上杉研、NEC

5.1.2 姿勢データ処理

1. 概要

MUSE S-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局または白田局で受信され、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。

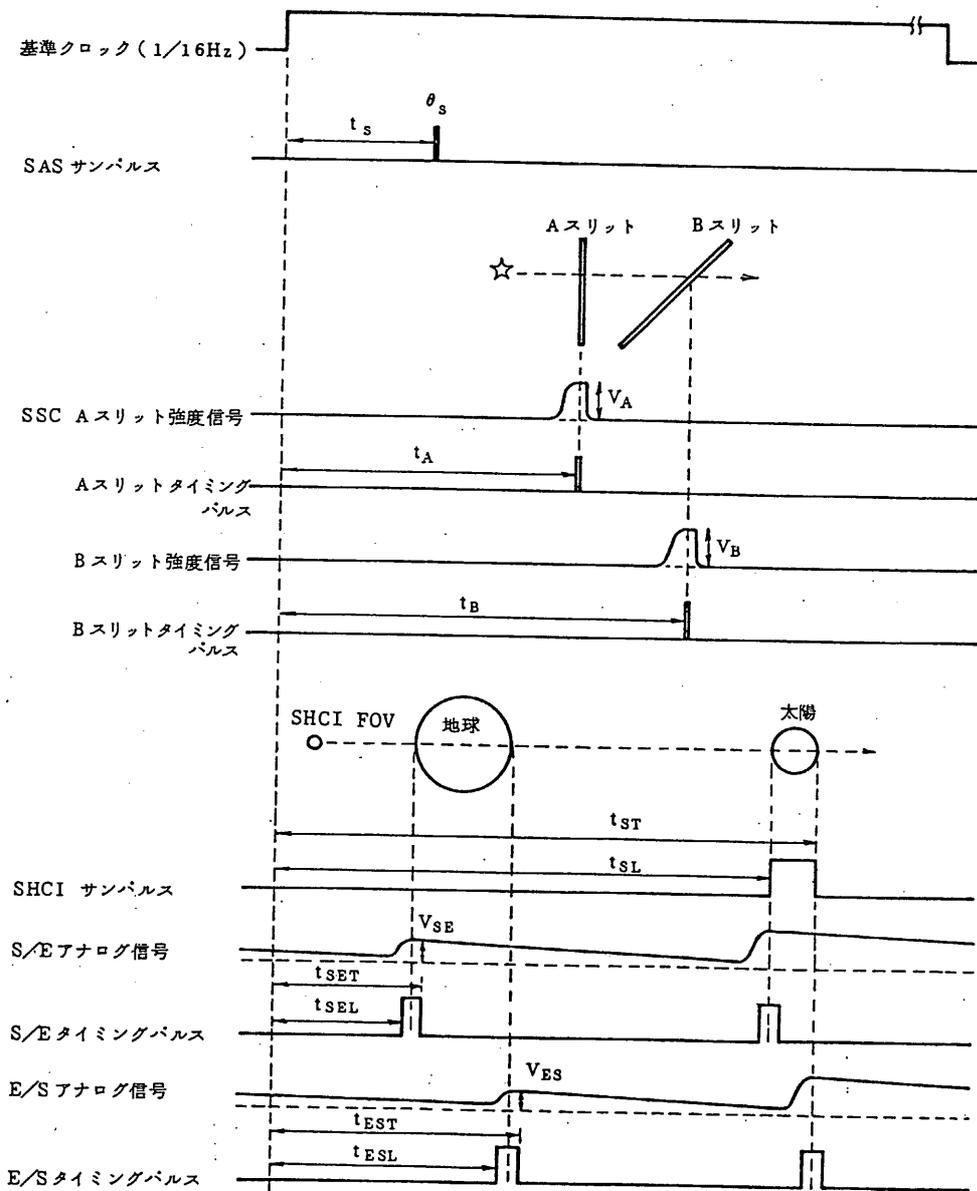


図1 姿勢データタイミング図

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

MUSES-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バッチ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。バッチ処理ソフトウェアは、蓄積されたテレメトリデータから条件の良いものを抽出し、統計処理による精姿勢決定、センサバイアス推定等を行う。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（バッチ処理プログラムのみ）

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. 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。リアルタイム処理も可能であり、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。

二宮研、上杉研、NEC

5.1.3 軌道制御法

概要

軌道制御は、12基のRCSスラスタ（23Nが8基、3Nが4基）で行う。連続噴射モードとパルス噴射モードが可能である。制御の目的は主に次のとおりである。

- 近地点上昇（特に月トランスファ軌道）
- ターゲットのための時間調整
- 軌道面の変更
- 最適なスウィングバイ条件の確保
- 誤差修正

制御量（ ΔV 量）をできるだけ小さくするような制御法が望ましい。 ΔV 実行に関わるシステム条件、方針、今後の作業を以下にまとめる。

システム条件

RCSによる ΔV は400m/sが目安となっており、 ΔV の配分は現在図1のように考えられている。

ΔV の実行時間については次のとおりである。

面内については1スピン2パルスで、400msecのパルスを想定する。なお、ノミナルスピンレートは20rpmである。

面外については2基同時噴射とする。

それぞれの1m/sあたりの実行時間を示す。

面内成分 : 18 秒 (BOL) 6スピン

27 秒 (EOL) 9スピン

面外成分 : 4.2秒 (BOL)

6.8秒 (EOL)

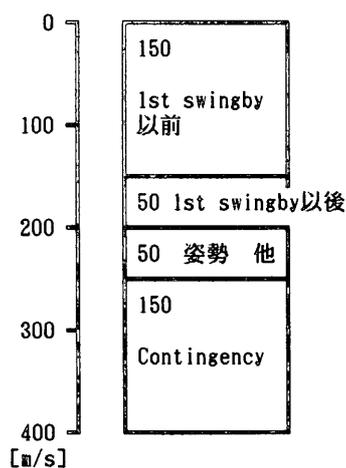


図1 ΔV の配分

方針

- 軌道制御 ΔV の削減

ソフトウェアを駆使して、より少ない ΔV となるようにする。

方法として、FTA、VTAの活用、adaptiveな対応、等。

- ΔV 実行を考慮した面内、面外成分の配分

姿勢変更を考慮したソフトウェアを開発して、効率のよい方法を選択するようにする。

- インパルス ΔV を分割することによる増加

速度修正の ΔV を分割した時、最も影響が大きい位置は、近地点である。例として、

近地点高度 1000 km、遠地点 40万 kmの長楕円軌道の近地点で、インパルス

を10分割して影響を調べた。その結果、インパルス ΔV が40 m/sでも増率は5%

以下で、 ΔV の増分については問題はないと思われる。しかし、ターゲッティングに関

しては今後検討を必要とする。

今後の作業

- ΔV の削減

- 面内、面外成分の配分を取り入れたソフトウェアの開発

- 確率的誤差（軌道決定、 ΔV 実行）のマネージメント

- スウィングバイ等のターゲット法の解析

関連内容

9. 2、10. 3参照。

松尾研、上杉研、川口研、NEC

5.1.4 軌道決定ソフトウェア

西村（敏）、富士通（株）

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は、現在、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りつつある。本項では、まず、軌道決定系から見たMUSES-Aミッションの特徴・要求項目およびそれらの要求を満たすために現在取り入れられつつある改修点について述べ、更に、軌道決定ソフトウェアの構成・各機能について言及する。

(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、観測データの補正（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 波補正も可能になる。最後に、衛星本体に関して、

- ・ スピン・レートが大きく（20rpm）かつ送信アンテナがスピン軸から離れた位置にある。

これは、レンジレート/ドップラー・データに大きなスピン・モジュレーションが生ずることを意味する。それらの変動は $\max. \sim \pm 1.3 \text{ m/s}$ にもなり、高精度軌道決定の阻害要因になる。

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。現在のところ、精度目標を、
位置誤差 \sim 数 km
速度誤差 \sim 数 10 cm/s
に置いて、作業を進めている。
- 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) 主な改修点

上に述べた各要求項目に対して行う予定の改修項目を、以下に列挙する；

- ① 加速度モデルに月の非球対称重力成分を考慮する。
- ② 地球自転軸のふらつきの効果（極運動効果）を考慮した観測データの計算を行う。
- ③ Light Time Equation の計算を簡潔・高速化する。
- ④ 電離層・対流圏効果の補正の計算を簡潔・高速化する。
- ⑤ 不良データの棄却方法の改善を行う。
- ⑥ 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。

(3) 構成

本軌道決定ソフトウェアは、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大型汎用計算機 M-380R #1 号機上で稼動される予定である。図 5.1.4-1 に軌道決定ソフトウェアのプログラム構成を示す。各部の機能は次の通りである。；

(a) 軌道前処理

軌道観測データ（S-バンド/X-バンド測距データ，ONSデータ，角度データ）を入力・編集しデータの品質評価をおこなって，軌道推定に適したデータを作成する。

(b) ソート

前処理で作成されたデータを時刻順に編成する。

(c) 軌道推定

軌道観測データを用いて軌道6要素等の各種パラメタの推定を行う。

(d) 軌道予報

探査機の軌道の計算，可視情報・アンテナ予報データの作成を行う。

(e) ユーティリティ

本軌道決定ソフトウェアを円滑に機能させるためのツール群。ユーティリティの種類には次のようなものがある。；

- (i) 擬似データ作成プログラム
- (ii) 各種ファイル創成・初期化プログラム
- (iii) 各種ファイル・ダンププログラム
- (iv) 初期共分散行列作成プログラム

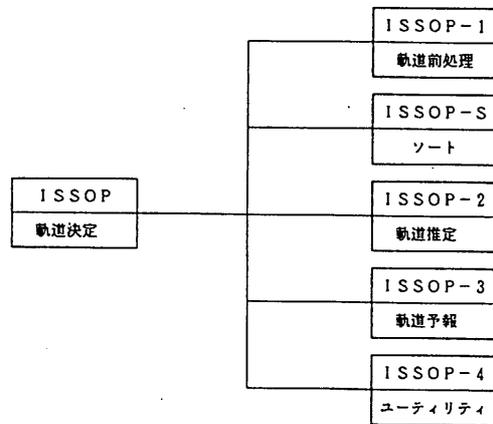


図5.1.4-1 軌道決定ソフトウェアのプログラム構成

5. 2 軌道・姿勢制御装置

5.2.1 姿勢・軌道制御装置 (AOC)

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)、スターズキャナ(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AOCP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AOCP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、AOCP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7.8msec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AOCPへも出力される。

b. SSCデータの計測

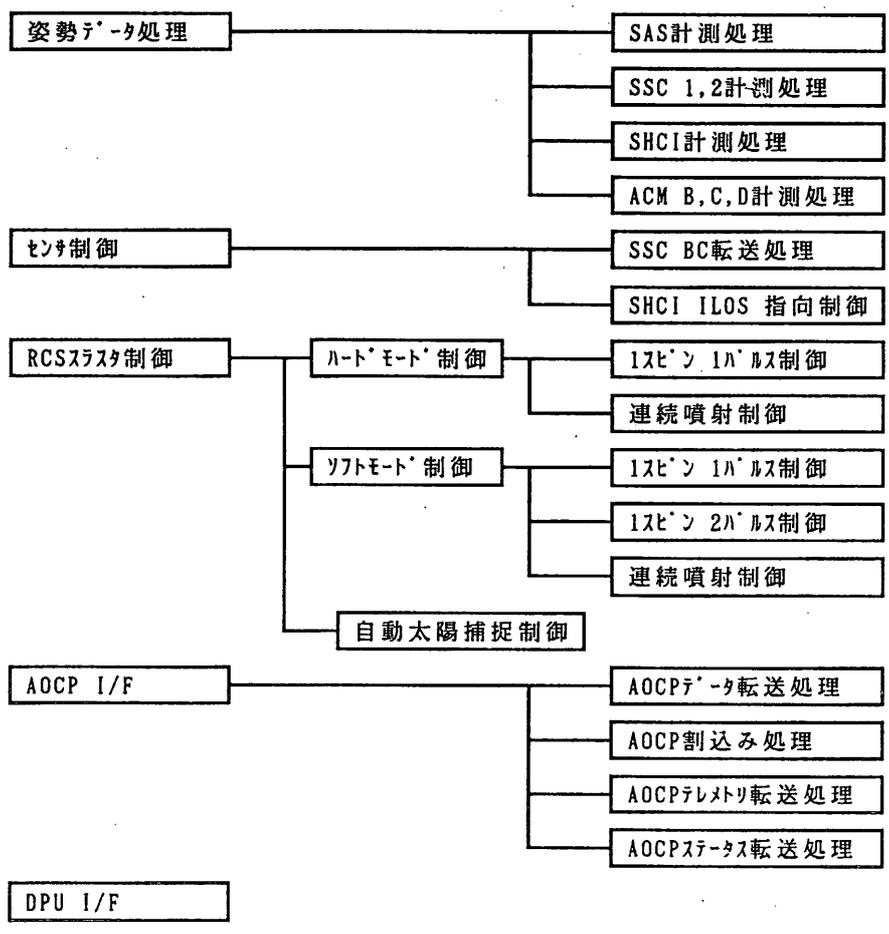


図1 AOCE機能系統図

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AOCP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AOCPに送られる。

2) センサ制御機能

AOCEは各センサに対して以下のような制御を行う。

SAS	電源の供給
SSC	ON/OFF/CALコマンドパルス転送 (DCコマンドの転送) パラメータ設定 (BCコマンド・AOCPにより設定)
SHCI	電源の供給 モード/スレシヨルド設定 (DC/BCにより設定) ILOS制御 (BCコマンドの設定内容により制御)
ACM	電源の供給

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1/16sec、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

AOCE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・スピンドレート制御を行う。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、AOC P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250msec/bitで、0～1024sec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2SB～第4バイトの4SBまでの11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	50msec
0	1	100msec
1	0	200msec
1	1	400msec

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1.95msec/bitの設定精度で0～8sec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は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スピンの中に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AOC Pは各モード実行中にRCS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AOCEはRCS制御を即座に中止する。

さらにRCS制御実行中にAOC Pのエラーが検出された場合にはAOCEは即座にRCS制御の実行を中止し、RCS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AOCE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。

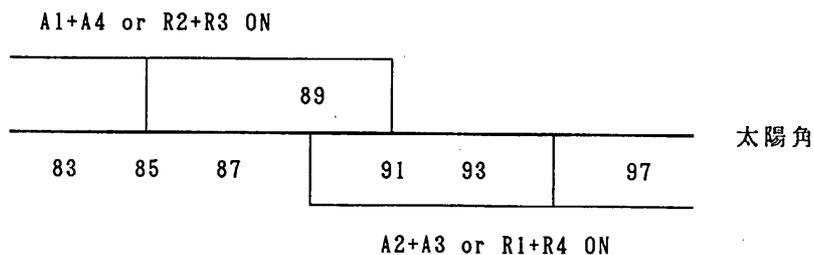


図4 自動太陽捕捉制御ロジック

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

3. 性能諸元

電気的性能

1) 姿勢データ計測

1. サンセンサ	サンパルス位相	19bit LSB = 1/16384 SEC
	サンパルス周期	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	スターパルス#1位相	19bit LSB = 1/16384 SEC
	スターパルス#1波高値	8bit (0~5V A/D)
	スターパルス#2位相	19bit LSB = 1/16384 SEC
	スターパルス#2波高値	8bit (0~5V A/D)
3. SHCI	S/EPパルス立ち上がり位相	16bit LSB = 1/4096 SEC
	S/EPパルス立ち下がり位相	16bit LSB = 1/4096 SEC
	S/EPパルス波高値	8bit (0~5V A/D)
	S/EPパルス時ILOS角	8bit (デジタル信号)
	E/SPパルス立ち上がり位相	16bit LSB = 1/409
	E/SPパルス立ち下がり位相	16bit LSB = 1/4096 SEC
	E/SPパルス波高値	8bit (0~5V A/D)
	E/SPパルス時ILOS角	8bit (デジタル信号)
	サンパルス立ち上がり位相	16bit LSB = 1/4096 SEC
	サンパルス立ち下がり位相	16bit LSB = 1/4096 SEC
サンパルス時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

ハードウェアモード

1スピンドル噴射

1. ノズル噴射位相 (サンノズルからノズル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. ノズル噴射幅

分解能	1/102
設定範囲	0.05, 0.1, 0.2, 0.4 secのいずれか。
3. 噴射ノズル数

	0~2047個 (11bit)
--	-----------------

連続噴射

噴射時間

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

ソフトウェアモード

1スピンドル噴射

1. ノズル噴射位相 (サンノズルからノズル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. ノズル噴射幅

分解能	1/1024 sec
設定範囲	0.05, 0.1, 0.2, 0.4 secのいずれか。
3. 噴射ノズル数

	0~2047個 (11bit)
--	-----------------

1スピンドル2ノズル噴射

1. 第1ノズル噴射位相 (サンノズルからノズル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ノズル噴射位相 (第1ノズル噴射開始から第2ノズル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 secのいずれか。

4. 噴射ハールズ数 0~2047個 (11bit) (第1, 第2ハールズ合計)

5. 第2ハールズ設定可能スラスト

R1, R2, R3, R4 スラスト

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

ハードステータス 6Bit パラレル転送

割り込みライン 7ライン

3) 消費電力

+5V 80mA

+12V 80mA (センサ電源を含まず)

-12V 80mA (センサ電源を含まず)

+15V 150mA (リレー駆動時 最大)

+29V 1mA (センサ・R C S 電源を含まず)

機械的性能

1) 形状

図5参照

2) 重量

9.2 ± 0.5Kg

5.2.1.2 A O C P

1. 概要

姿勢・軌道制御プロセッサ (A O C P) は、M U S E S - 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 (A O C E) 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 (O N S) 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	:	16 bit (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	:	2bit検出 1bit訂正 (SEC・DEDコード)
割り込み	:	16チャンネル
A O C E I F	:	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 I F	:	TTYインターフェイス 伝送速度 9600/4800bps データ長 8ビット

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°
195byte /データ
同期コード : FA_H F3_H 20_H (16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 : 9.45W typ
+12V : 0.44W typ
-12V : 0.34W 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 : 3.5Kg ± 0.5Kg

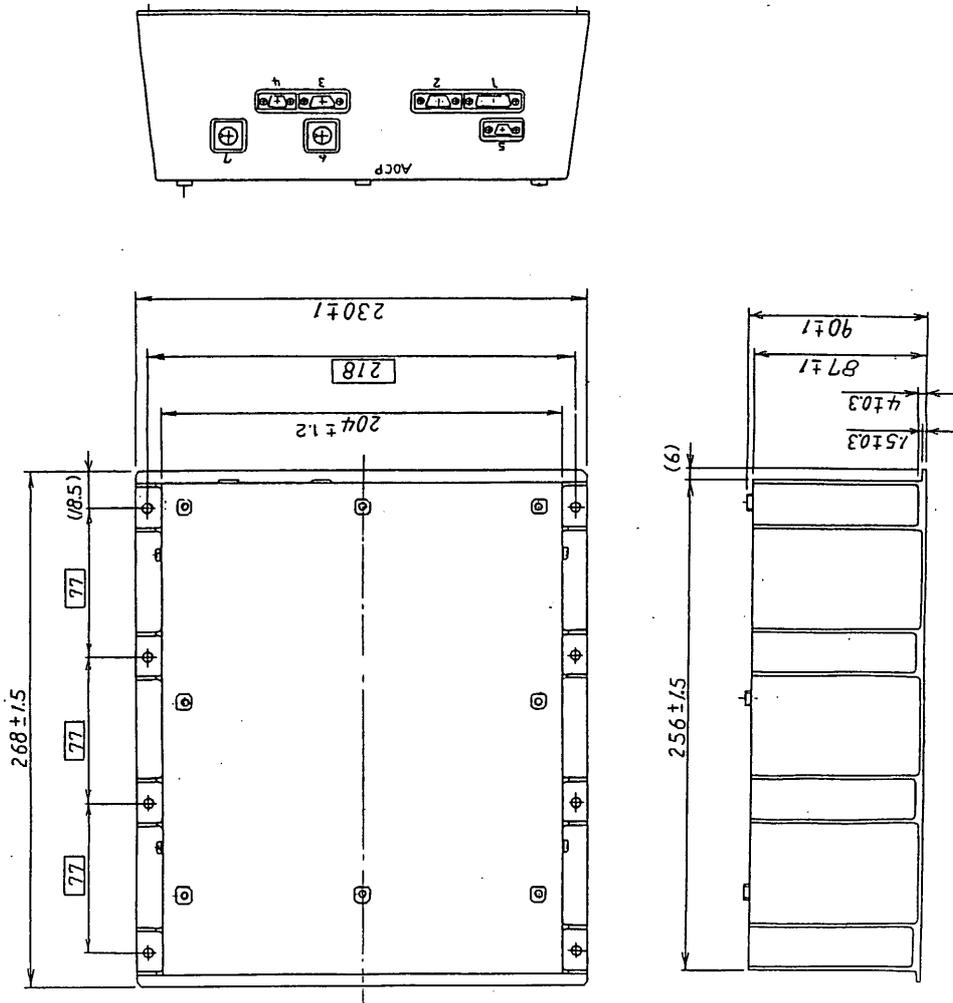


図 1. 姿勢軌道制御プロセッサ (AACP) 外観図

二宮研、NEC

5.2.2 リアクション・コントロール装置 (RCS)

秋葉研、上杉研、高野(雅)研、三菱重工業(株)

1. 概要

MUSES-A用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は「すいせい」等と同じであるが、MUSES-Aは月スウィングバイ軌道の達成が主目的で、複雑な軌道制御を行う関係上「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4倍に増し、タンクの形状もブラダ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方式の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」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、アキシャルスラスタは、新しく開発した推力23Nのものを用いる。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。

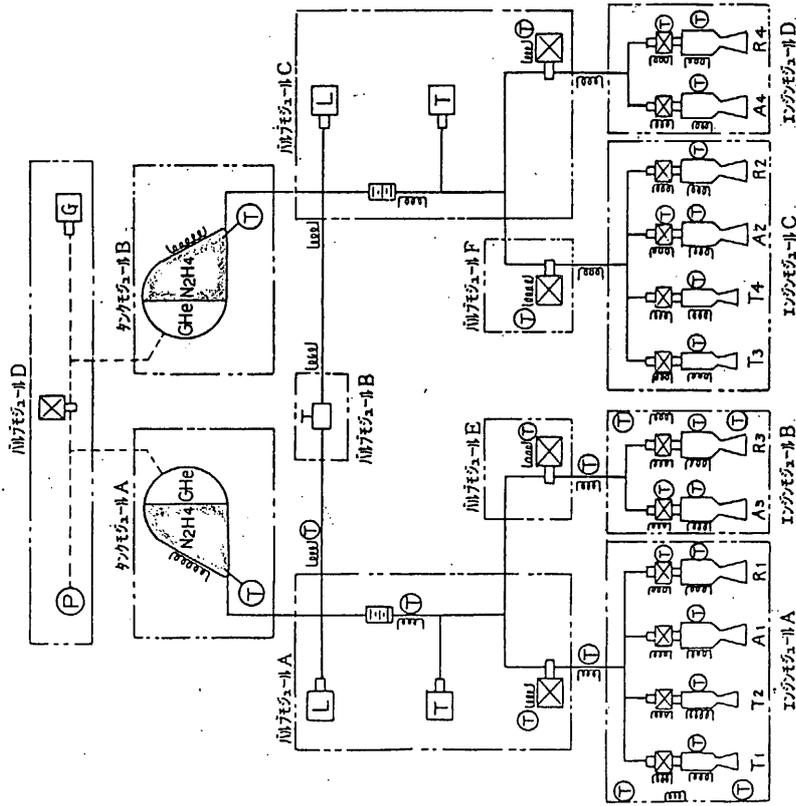
2. システム及び構造

2.1 システム

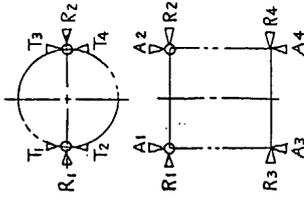
RCSのシステムは押ガス(N_2 ガス)系、燃料(ヒドラジン)系、エンジン系ヒーター系及びセンサー系から成る。そのシステム系統図を図. 1に示す。

図1 RCSシステム系統図

- 記号凡例
- G 注排気弁
 - L 注排液弁
 - T テストポート
 - ⊙ 圧力探検器
 - ⊙ 温度センサー
 - ⊙ フィルター
 - ⊗ ラッチングバルブ
 - ⊗ 推薬弁
 - ⊗ スラスタ
 - ⊗ 手動弁
 - ⊗ ヒータ



スラスタ配列



注 スラスタは T₁, T₂, R₁, R₂ の 4 個
は RCS システムにある。

(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大きい。

(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基づつ配置し、速度調整、スピン調整及び角度調整の操作が出来る。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℃～+70℃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より作動開始前、分解室温度を約100℃*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していて、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。

(4) センサーシステム

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も設けている。これらの情報はHKを通して地上で入手できる。

* 当初200℃を計画していたが、燃焼試験（10秒連続）において100℃スタートの場合と200℃スタートの場合を比較すると、200℃スタートの場合が燃焼スパイクが出るため、約100℃に変更することを検討中。

2.2 構造

(1) 全体

- (7) 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及び図. 3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、配管上一箇所のみは衛星への組立後に溶接する必要がある。

(2) タンクモジュール

対称性の要求からA、Bの2モジュールとしている。タンクは、チタン合金製であり、後述の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ンの中に突っ込んで接手部を溶接シールし、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ト2基、ラディアルスラスト1基、アキシャルスラスト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ト1基、アキシャルスラスト1基を備えており、衛星の円筒下面

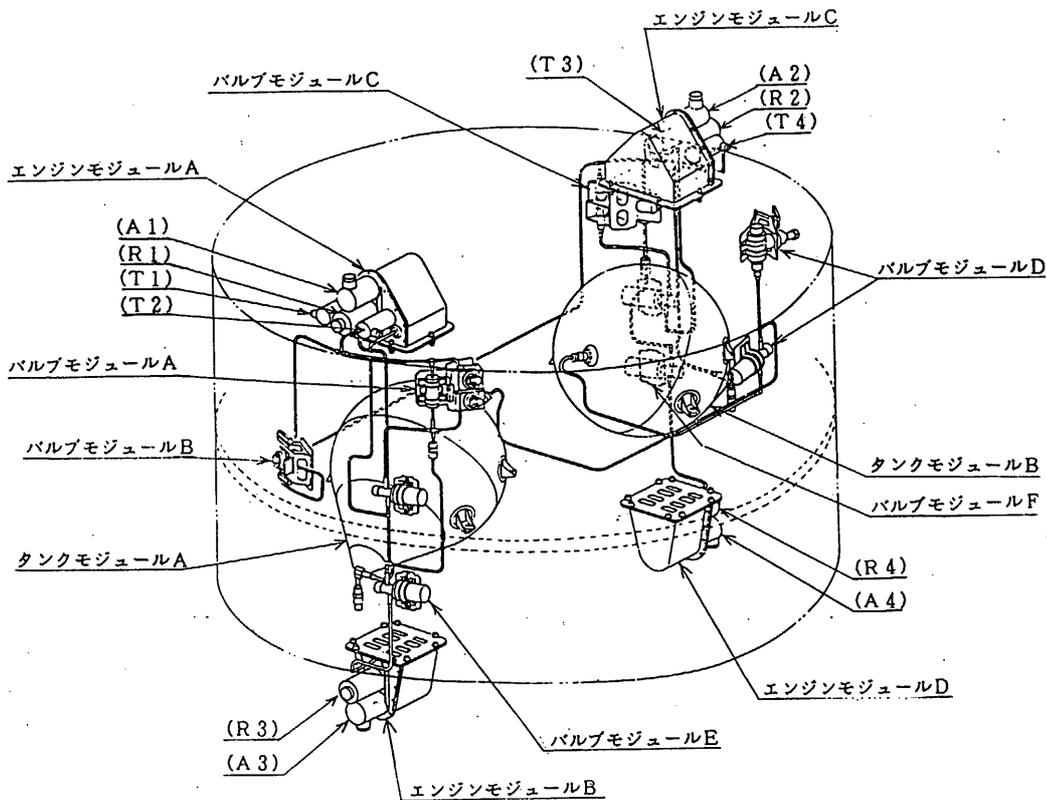
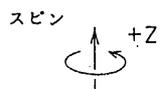


図2 RCS全体配置図 (その1)

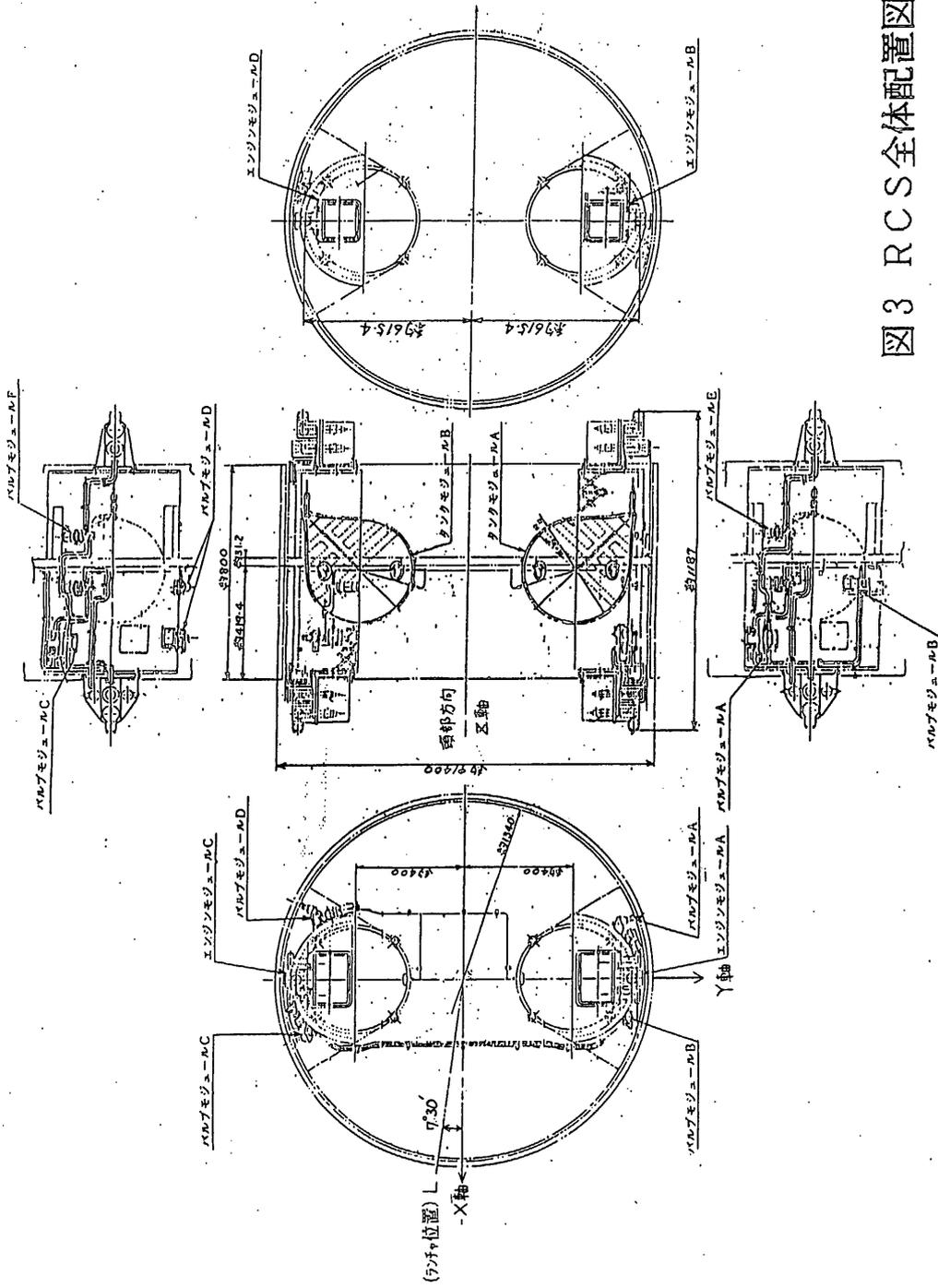


図3 RCS全体配置図 (その2)

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シェル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系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穴を通して、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の姿勢変化による液の移動及び打上げ後の温度変化による液の移動等を防止するためのものである。

バルブモジュールD、C、E、Fには液系のラッチングバルブがあり、これ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		154.93	kg
燃料搭載量		40	kg
慣性モーメント(I_z)	WET	40.97	kg. m ²
	DRY	32.06	kg. m ²

表. 1 MUSES-A RCS 計画性能表

項 目		記号・単位	ローダウン 初期	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	1.42	
	アキシャル ラジアル スラスタ		23.0	10.9	
2. 全 推 力		I _t N.S	84,300		W _P = 40 kg I _{SP} = 215 s
3. 燃料重量		W _P kg	40.0		
4. 加速力		F N	46.0	21.8	
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)	13.3 (6.6)	r = 0.61m, 2基作動 ()は1基作動
	ラジアルスラスタ		21.0 (10.5)	9.9 (5.0)	r = 0.456m, 2基作動 ()は1基作動
6. スピントルク		T _s N.m	3.84	1.82	r = 0.64 m
7. 加速度		V cm/s ²	23.6	14.1	衛星重量 初期 194.93 kg 末期 154.93 kg
8. プレセッション 角速度	アキシャルスラスタ	θ̇ °/S ²	18.76 (9.38)	11.35 (5.67)	5項と同じ N = 20 rpm I _z 初期 40.97 kgm ² ; 末期 32.06 kgm ²
	ラジアルスラスタ		14.02 (7.01)	8.45 (4.22)	
9. スピン加速度		Ṅ (rpm)/S	0.895	0.542	同 上
10. 最小 パルス幅	タンジェンシャル スラスタ	Δ t _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	Δ θ °	0.94 (0.47)	0.57 (0.28)	5項と同じ
	ラジアルスラスタ		0.70 (0.35)	0.42 (0.21)	
12. パルス当り最小スピン 変化		Δ N rpm	0.090	0.054	
13. RCS重量		W _{RCS} kg	WET 65.0	DRY 25.0	
14. タンク圧力		P _T kg/cm ²	20.0	7.0	

4. 開発経過

MUSES-AのRCS開発では、23Nスラスタ試作及び耐久試験、ティアードロップ型タンク試作を行った後、RCSプロトモデルを完成した。各々の概要を紹介すると次の通りである。

(1) 23Nスラスタ試作及び耐久試験

60年度にスラスタを試作し、61年度に性能確認と耐久試験を実施したが、初期の目標とした20万パルスより若干低目の約17万パルスで性能がdownした。62年度に原因と推定されたインジェクタ部を改良して耐久試験を再度実施し、今度も約17万パルスで若干の性能変化は見られたが、この後安定したので試験を続行し、目標の20万パルスを達成することが出来た。

図. 4に23Nスラスタの概観を、図. 5に20万パルス耐久試験における性能変化の様子を示した。

(2) ティアードロップ型タンク試作

61年度に一定板厚のチタン合金板を用いて超塑性成形により不均一肉厚の半球殻と円錐殻の素材を作り、これを溶接してティアードロップ型のタンクを試作することに成功したが、62年度初期にMUSES-Aは重量削減の問題がクローズアップし、その一貫として、このタンクを成形後に等肉厚に近くなるよう最適肉厚化して重量軽減を図ることになった。62年度に超塑性成形による最適肉厚タンク試作に取り組み、現在のところ、最適肉厚の半球殻と円錐殻の素材試作まで完了し、今後これを用いて最適肉厚のティアードロップ型タンクに仕上げる予定である。

図. 6に最適肉厚超塑性成形のための素材の板厚分布を、又、図. 7にタンクの概観を示した。

(3) RCSプロトモデル製作

61年度にRCSプロトモデルを製作し、62年度に構造モデルに組込み、衛星構体とのインターフェース上の問題を確認すると共に、構造モデル試験で構造強度の確認と各部の振動計測を行い、FM単体試験にフィードバックする規格を取得した。

図. 8に構造モデル試験における振動試験解析結果を示した。図中太線がこの結果定めたFM単体試験レベルである。

尚、このプロトモデルは、この後、熱モデル用に一部改修して熱モデル試験に使用し、FMのヒーターのspecを決定するためのフィードバックデータを取得する。図. 9にRCSプロトモデル（構造モデル）、図. 10に同じく熱モデルの概観（写真）を示す。

(4) RCSフライトモデルの設計・製作

現在RCSフライトモデルの設計をほぼ終了し、S63年度において製作を行う。

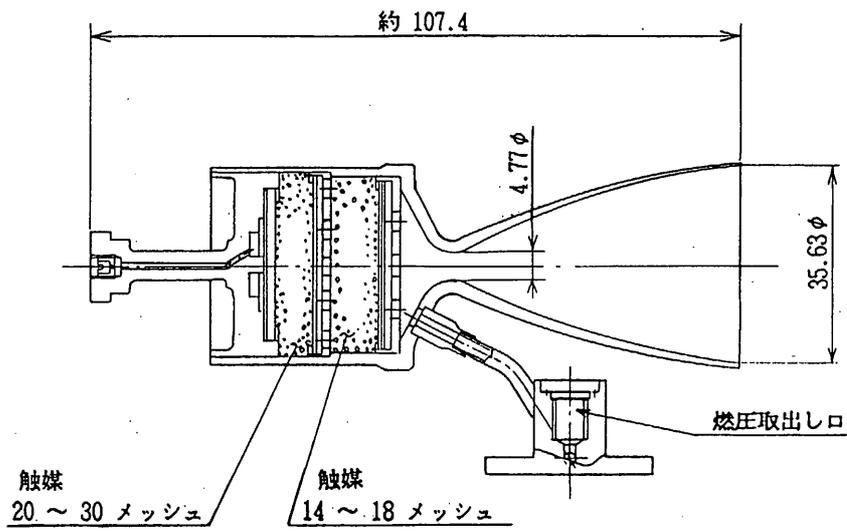


図4 23Nスラスタ概観図

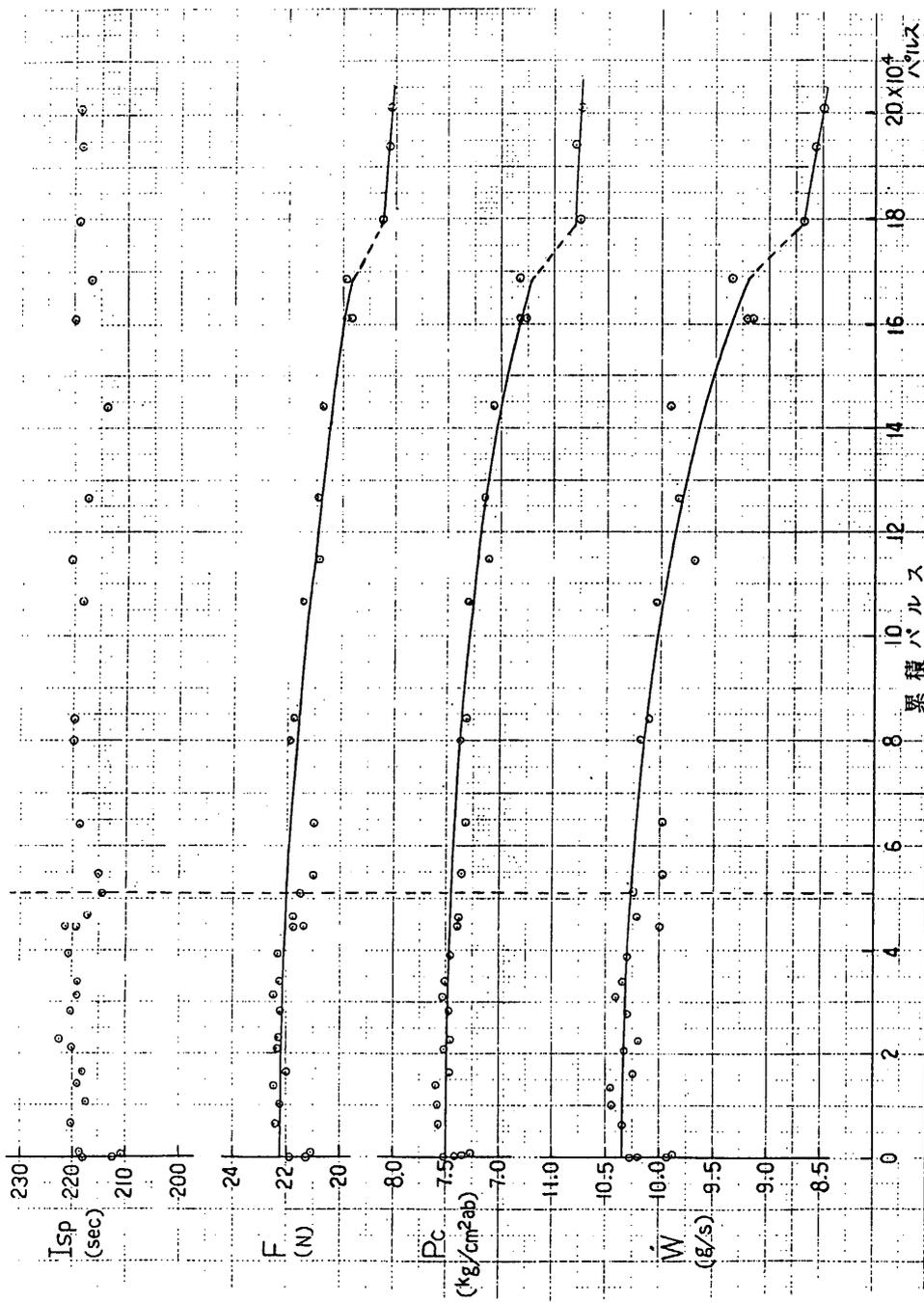
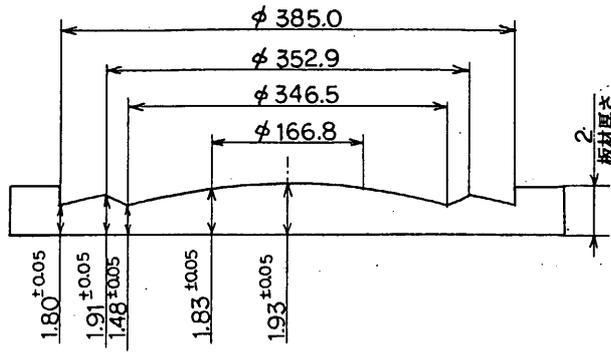
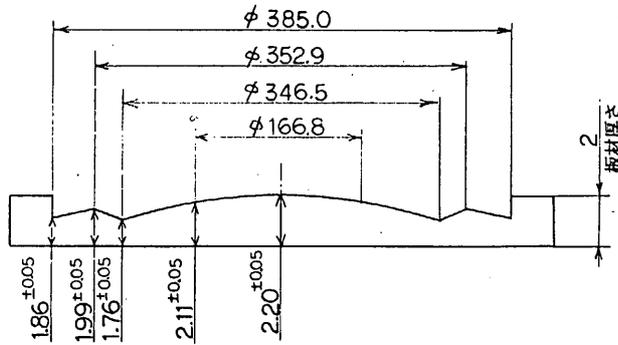


図5 20万パルス耐久試験定常性能変化

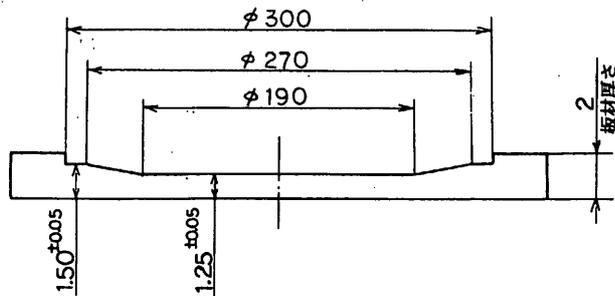
上部半球用素材



下部半球用素材



コーン用素材



(注) 上図は形状を解かりやすく表現しているため
尺度は正しくないが、記入している寸法は正しい。

図6 最適肉厚超塑性成形用素材の板厚分布

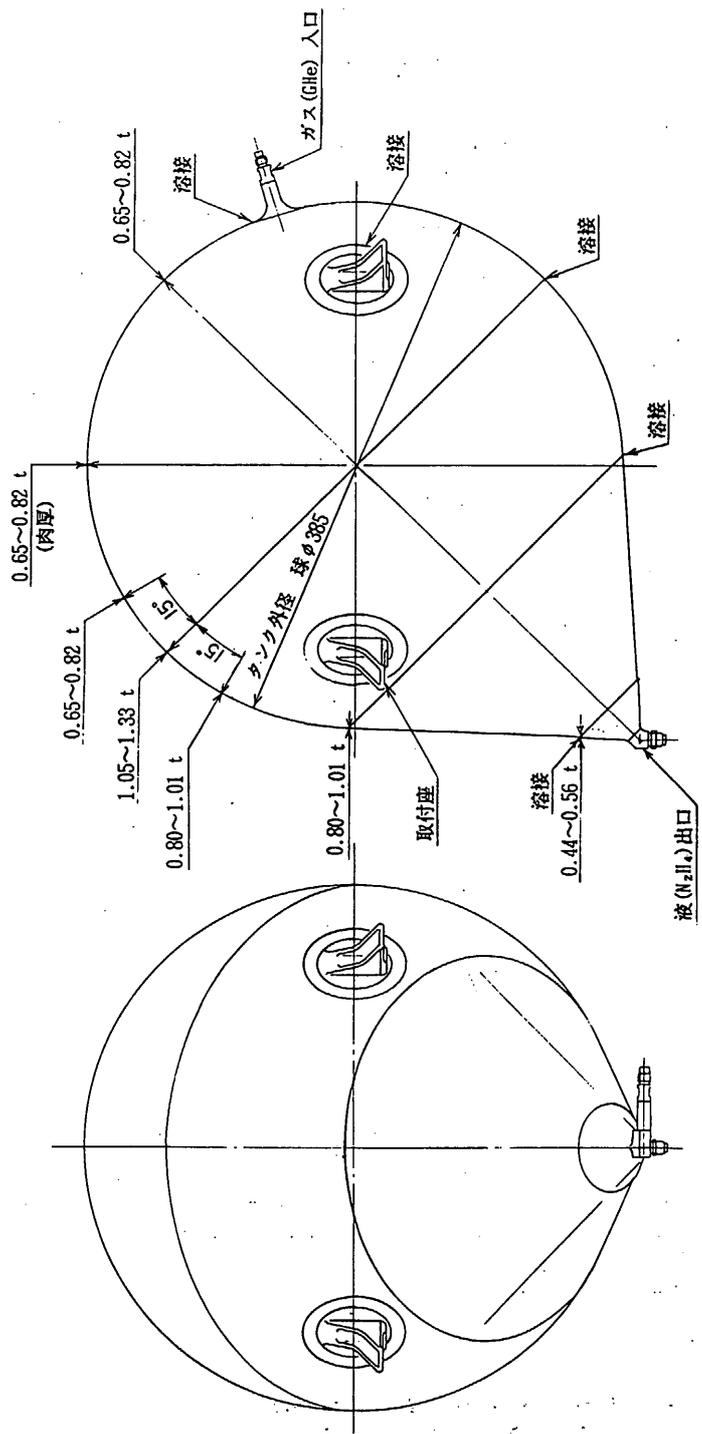


図7 最適肉厚タンク概観図

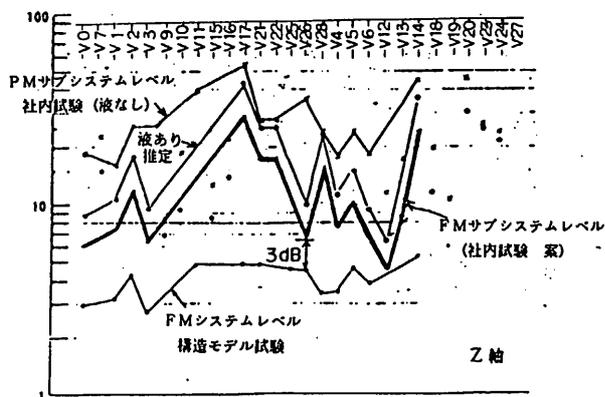
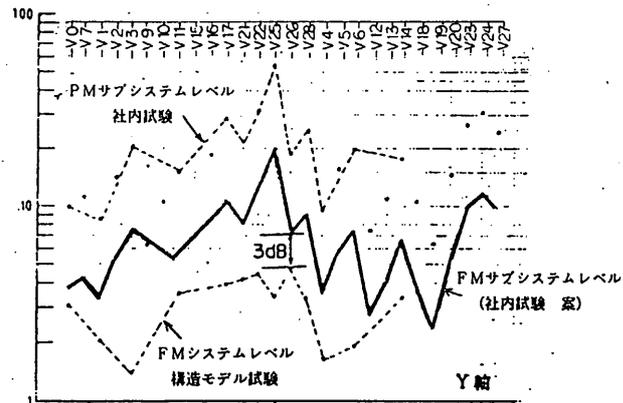
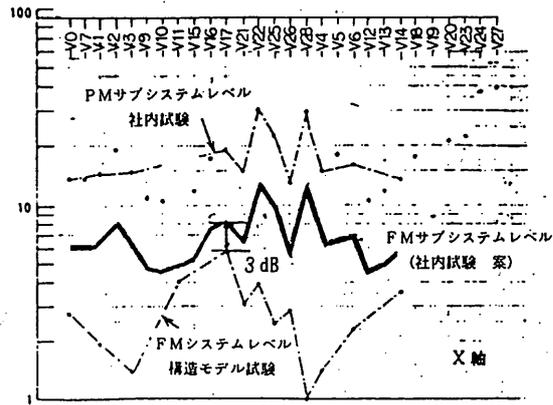
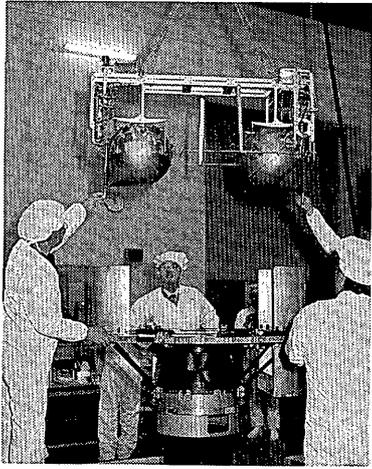
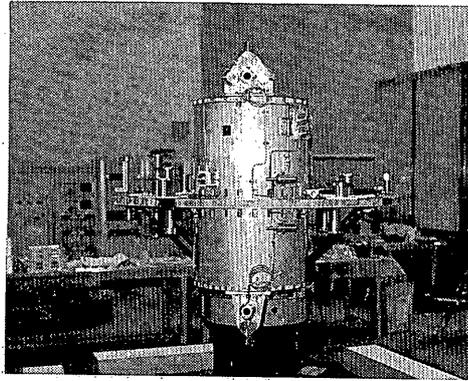


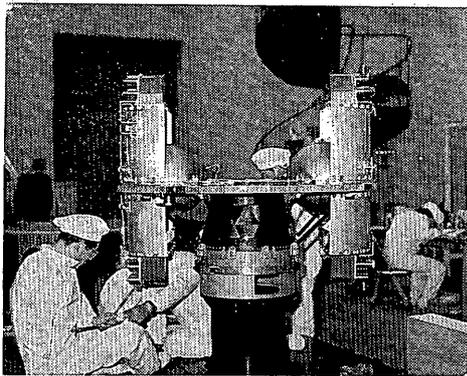
図8 構造モデル振動試験解析結果



RCSを吊治具にセットして組み込み途中の状態

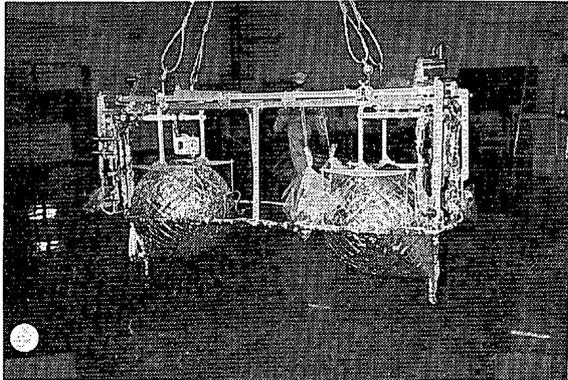


エンジンモジュール取付台側面の
RCS組付け状態

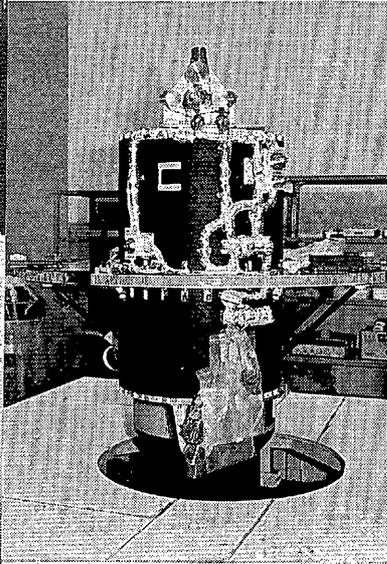


衛星構体にRCSを組付けた状態

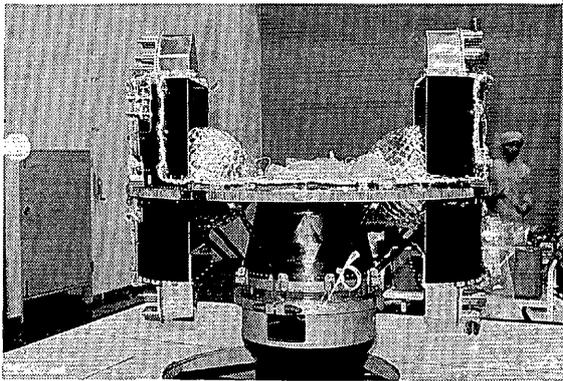
図9 RCSプロトモデル (構造モデル)



RCSを吊浴具にセットした状態



エンジンモジュール取付台側面の
RCS組付け状態



衛星構体にRCSを組付けた状態

図10 RCSプロトモデル (熱モデル)

5.2.3 ニューテーション・ダンパ (ND)

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 400 gram以下

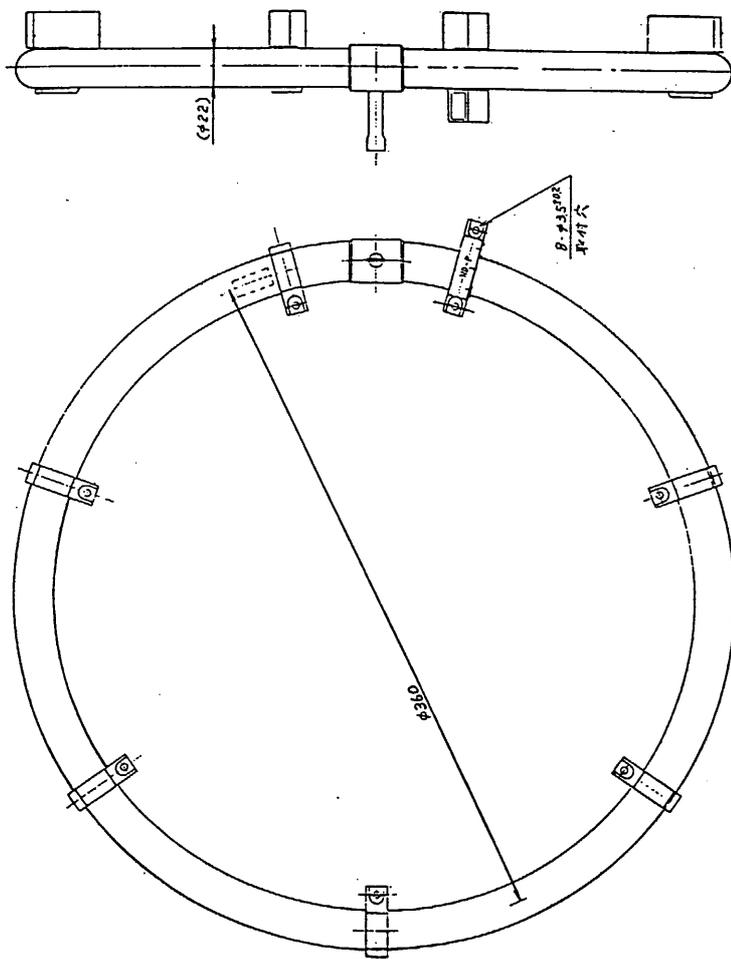


図1 ニューテーション管外観図

鎌田研、二宮研、NEC

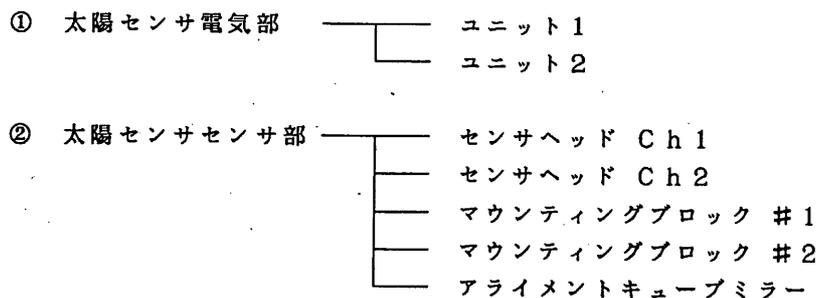
5. 3 姿勢検出装置

5.3.1 太陽センサ (SAS)

1. 概要

本装置は衛星スピンの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、スラスタ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。

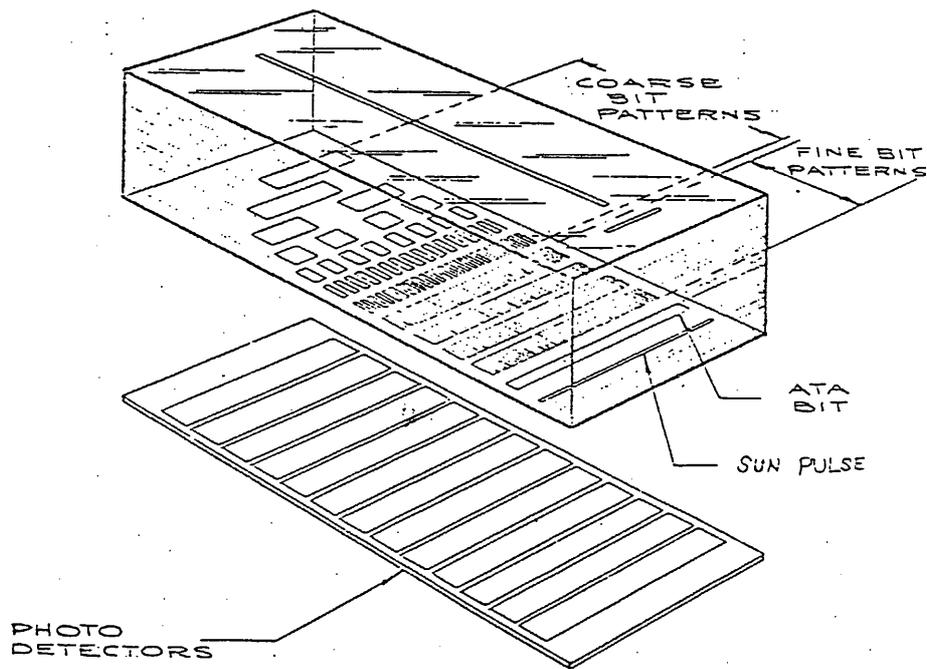
2. 構成



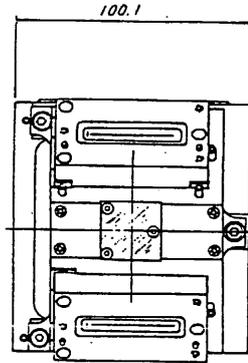
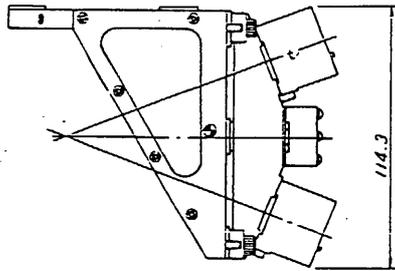
3. 主要性能

主要性能を以下に示す。

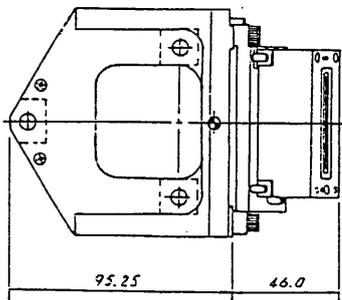
- ① 視野角 +85° ~ -85° (探査機赤道面に対し)
- Ch1 +85° ~ -43°
 - Ch2 +43° ~ -85°
- ② 測定精度 Ch1、Ch2の各々の保有する視野±64°に対し
- ±40°以内 0.1°
 - ±40° ~ ±64° ... 0.25°

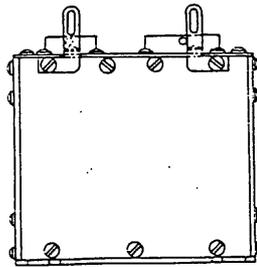
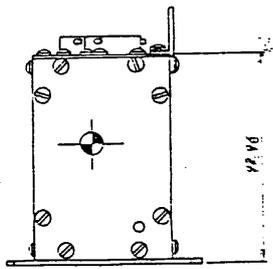
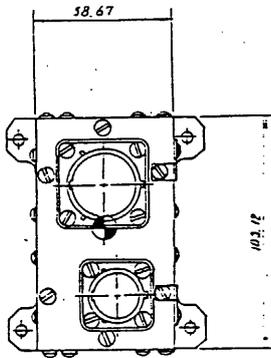


太陽センサのセンサヘッド構成



太陽センサ センタ部





太陽電池 電気部

二宮研、NEC

5.3.2 スタースカナ (SSC)

二宮研、東芝(株)

1. 概要

スタースカナ (Star Scanner、以下“SSC”と言う)は、衛星のスピンの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耐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、キャ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 mm、F 1.2
波長域	0.5 ~ 1.1 μm
透過率	0.85
FOV	10° × 10°
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° ~ +30°
消費電力	0.34 w

表2 ディスクリートコマンド項目 (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 (自動復帰)*	F 32n+1・W14 B 8
A	2	B C E X E	B C を実行	—

*: L E D 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レート 20 rpm に対応し、約 50 msec ごとに 4 回発生してその後通常の測定モードに復帰する。

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
0		1	セルA+セルB	なし	
1		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	Low	
3		0	1	Medium Low	
		1	0	Medium High	
		1	1	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	000~111: 時定数0~7			
6		ノミナルスピンドール: 20rpm			
7		スピンドール対応範囲: 10~20rpm			

表4 ステータス項目 (F32n+1)

ワード	Bit	項目	内容			
14	0	アキ	アキ			
	1					
	2					
	3					
	4					
	5					
	6	SSC CAL/MES	0	通常動作		
		1	キャリブレーション状態			
7	SSC ON/OFF	0	OFF			
		1	ON			
15	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	Low	
			0	1	Medium Low	
			1	0	Medium High	
	3		1	1	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	000~111: 時定数0~7			
	6		ノミナルスピンドール: 20rpm			
7	スピンドール対応範囲: 10~20rpm					

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

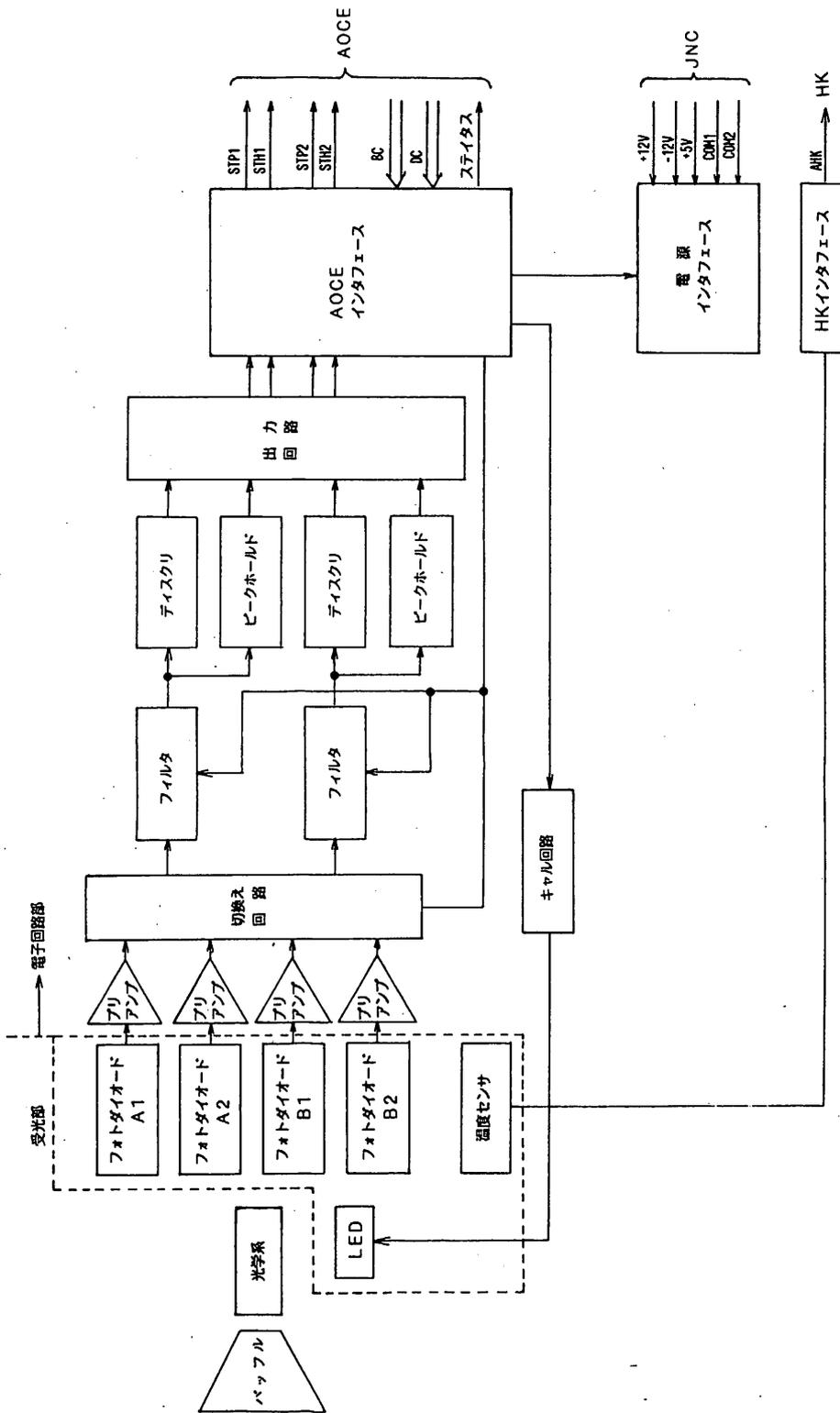


図1 スタースキヤナ機能ブロック図

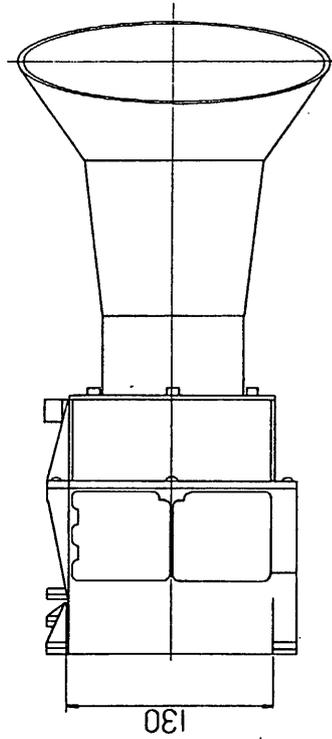
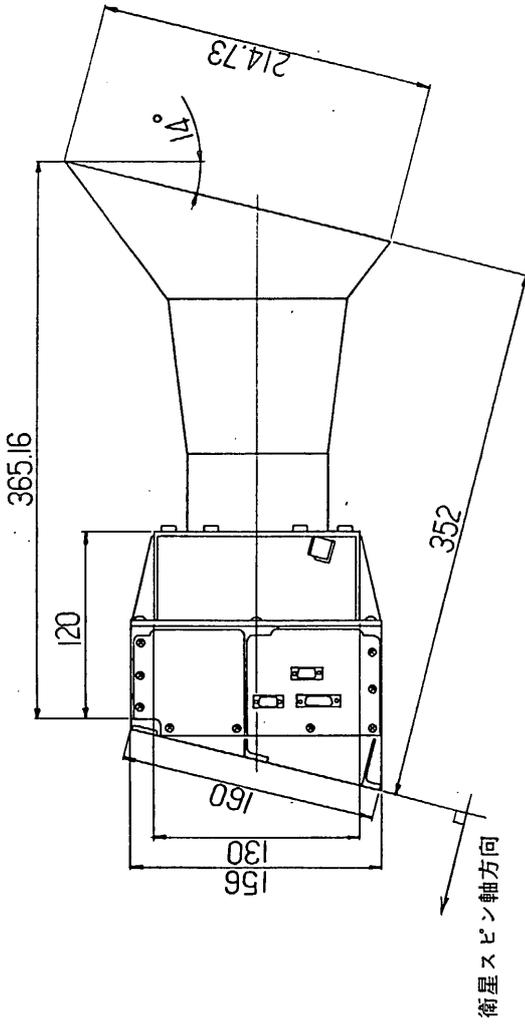
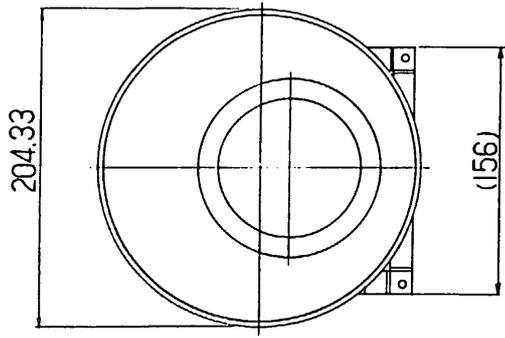


図2 スターシステムチャナ外觀図 重量：2.2Kg

5.3.3 地球センサ (SHCI)

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、衛星のスピンのため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ダにより読み取り、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 2.85W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 : 0.77kg

センサエレクトロニクス : 1.77kg

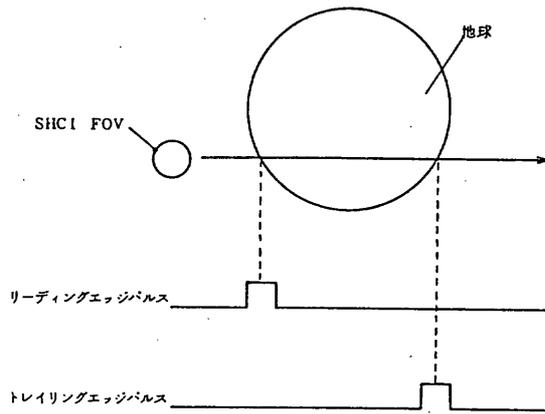


図1 SHCI地球パルス出力

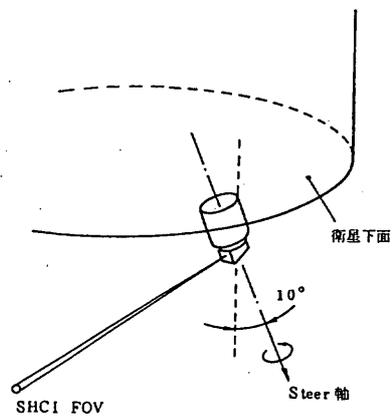


図2 SHCI視野

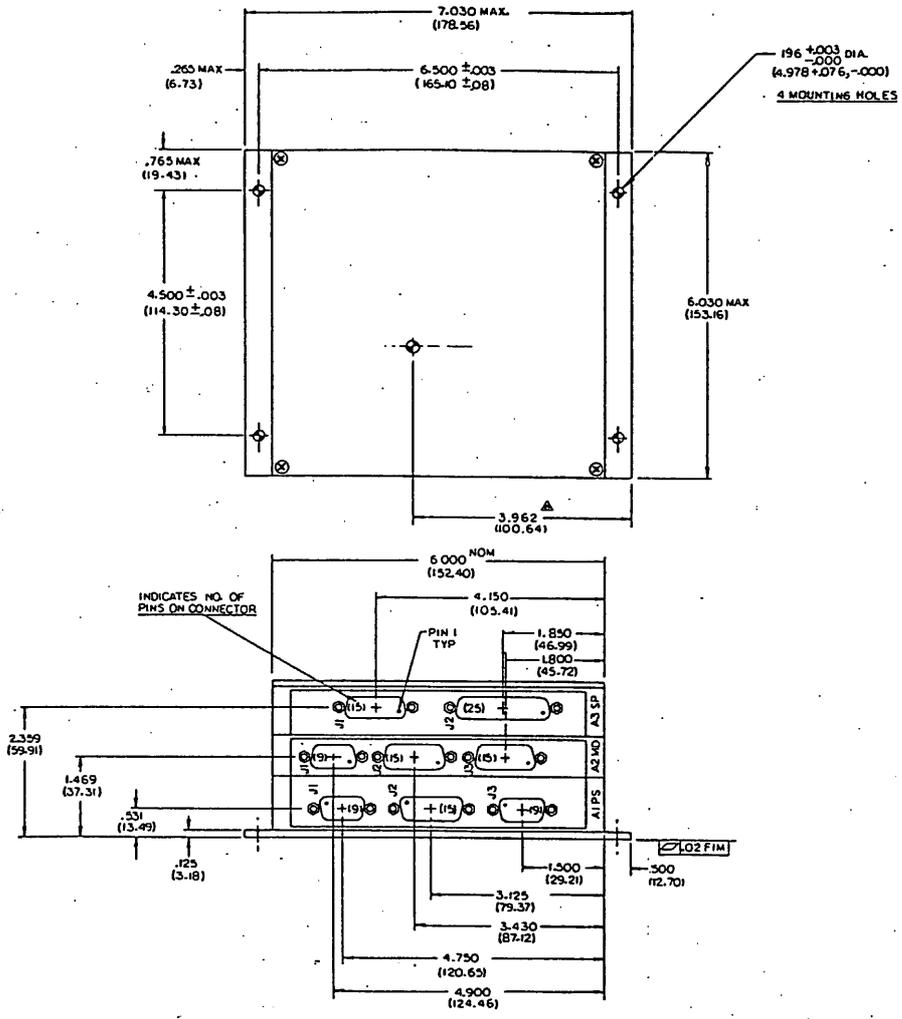


図4 SHCI エレクトロニクス部外観図

二宮研、NEC

5.3.4 加速度計 (ACM)

1. 概要

加速度計 (ACM) は、科学衛星 MUSES-A に搭載され、衛星の ΔV (RCS) 計測の目的で使用可能な (ACM-B 及び ACM-C) 及び M-3B の縦加速度計測を兼ねて ΔV (KM-M) 計測の目的で使用可能な (ACM-D) とがある。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エレクトロニクス温度センサのアナログ電圧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の主要構成と下図に示す。

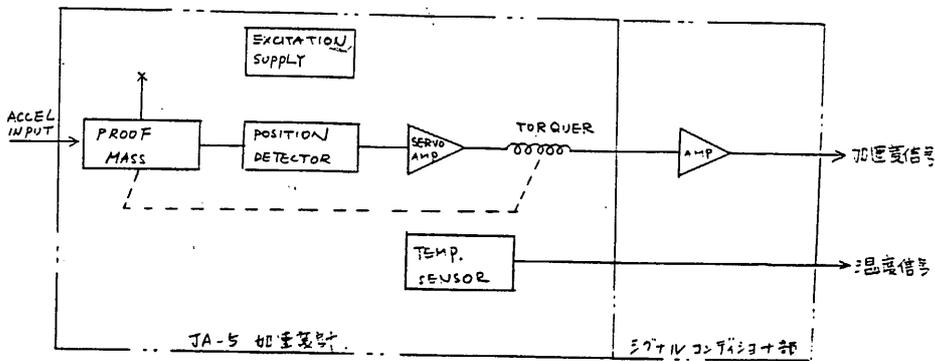


図-1. ACM主要構成図。

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, ACM-C の場合	ACM-D の場合
1. 計測範囲	$\pm 40 \text{ mG}$ 以上	$\pm 20 \text{ G}$ 以上
2. 感度	$125 \text{ V/G} \pm 5\%$ 以内	$0.25 \text{ V/G} = 5\%$ 以内
3. バイアス (at 25°C)	$\pm 200 \mu\text{G}$ 以内	$\pm 2 \text{ mG}$ 以内
4. バイアス温度係数	$\pm 30 \mu\text{G}/^\circ\text{C}$ 以内	$\pm 30 \mu\text{G}/^\circ\text{C}$ 以内
5. バイアス安定度	$\pm 100 \mu\text{G}/\text{年}$ 以内	$\pm 100 \mu\text{G}/\text{年}$ 以内
6. 感度直線性	$\pm 0.1\%$ 以内	$\pm 0.1\%$ 以内
7. ドライバ	$\pm 0.1 \text{ deg.}$ 以内	$\pm 0.1 \text{ deg.}$ 以内
8. 周波数特性 (±3dB以内)	0 ~ 200 Hz	0 ~ 20 Hz
9. 重量 (T-71V, 7121 は含み可)	100 gr 以下	100 gr 以下
10. 寸法	図-2 に 示す	同左
11. 温度電圧	$-1 \mu\text{A}/^\circ\text{K}$	$-1 \mu\text{A}/^\circ\text{K}$
12. 使用電圧	$\pm 12.5 \text{ VDC}$	$\pm 12.5 \text{ VDC}$
13. 消費電力	$\pm 30 \text{ mW}$ 以下	$\pm 40 \text{ mW}$ 以下 (値は ±10% の誤差)
14. 使用温度範囲	$-30 \sim +60^\circ\text{C}$	同左
15. 保存温度範囲	$-50 \sim +60^\circ\text{C}$ 312	同左

5. 外觀.

ACMの外觀を下記に示す。但しACM-B C及びDは全て同一である。

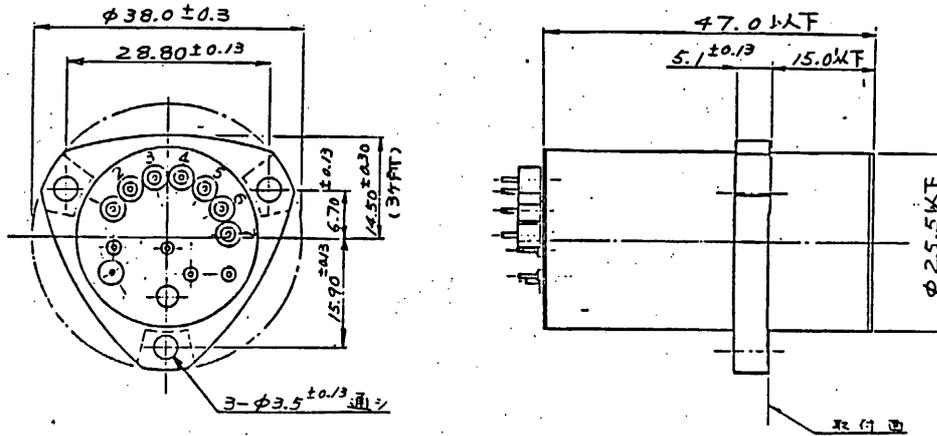


図3 ACMの外觀

二宮研、日本航空電子(株)