

「さきがけ」, 「すいせい」のシステム設計とミッション運用

上杉邦憲・平尾邦雄*・林友直
原宏徳**・山本東光**・升本喜就**
折井武**・上村正幸**

(1986年12月25日受理)

System Design and Mission Operation of the spacecraft Sakigake and Suisei

By

Kuninori UESUGI, Kunio HIRAO, Tomonao HAYASHI, Hironori HARA,
Harumitsu YAMAMOTO, Yoshinari MASUMOTO, Takeshi ORII
and Masayuki KAMIMURA

Abstract: In this paper, the system design of the spacecraft “Sakigake” and “Suisei” which was carried out in consideration of requirements and restrictions related to the scientific mission, weight, power, communication, thermal design and so on. The verification of this system design through the mission operation of both spacecraft is also discussed.

概 要

「さきがけ」, 「すいせい」両探査機に対する科学観測ミッションからの要求, 重量, 電力, 通信, 熱設計等工学上の諸要求と制限を考慮したシステム設計及び打上げ後の運用結果によるその評価について述べる。

1. はじめに

MS-T5 (後の「さきがけ」) 及び PLANET-A (後の「すいせい」) は, 昭和52年頃から宇宙研内部での可能性の検討, 概念設計を経て, 宇宙開発委員会の承認の得られた昭和55年度から PLANET-A 計画の名称で正式に開始された。探査機のシステム設計開始に

* 東海大学工学部

** 日本電気(株)宇宙開発事業部

表1表 PLANET-A 重量履歴

単位 kg

サブシステム名	原案	A 案	B 案	決定案	予測値	最終実測値
	1977.12	1978.4				
電源系	20	13.7	13.7	14.7	19.9	20.2
通信系	} 34	27.8	17.1	18.8	18.2	18.3
コマンド・データ処理系		14.0	14.0	9.7	9.7	10.0
姿勢制御系		6.2	16.2	24.2	19.2	20.4
2次推進系	24	20.0	20.0	19.8	20.2	19.8
熱制御系	5	8.0	8.0	7.5	5.9	5.6
構造・計装系	17	26.4	25.6	31.1	29.5	30.3
観測系	20	15.0	15.0	13.2	13.6	15.1
合計	120	131.1	129.6	139.0	136.2	139.7

あたって最も基本となるのは打上げロケットの可搬能力、即ち探査機に許される重量であるが、本計画の場合、打上げロケット (M-3 S II型) の開発が探査機の開発と全く並行して進捗する形をとったため、人工衛星に較べ一層厳しい重量管理を必要とする人工惑星の設計を更に難かしいものとした。予備検討の段階においては M-3 S II型ロケットの予測性能及びハレー彗星邂逅のための地球脱出エネルギー (C 3) の検討結果 [1], [2] に基づいて探査機に割当てられた重量は 120 kg と大変厳しいものであった (第1表) が、その後のロケットの開発の進展と C 3 の最小化の努力により許容重量を 140 kg として開発が進められた。但し最終的にロケット各段モーターの地上燃焼試験により確証が得られる時点まで、探査機の制御用燃料 (ヒドラジン) の搭載量 (最大 10 kg) を減少させることで打上げ能力との調整をはかる可能性が残されていたが、全ての新規開発モーターにおいて所期の性能が得られたため、この非常手段をとらずに済んだことは幸いであった。

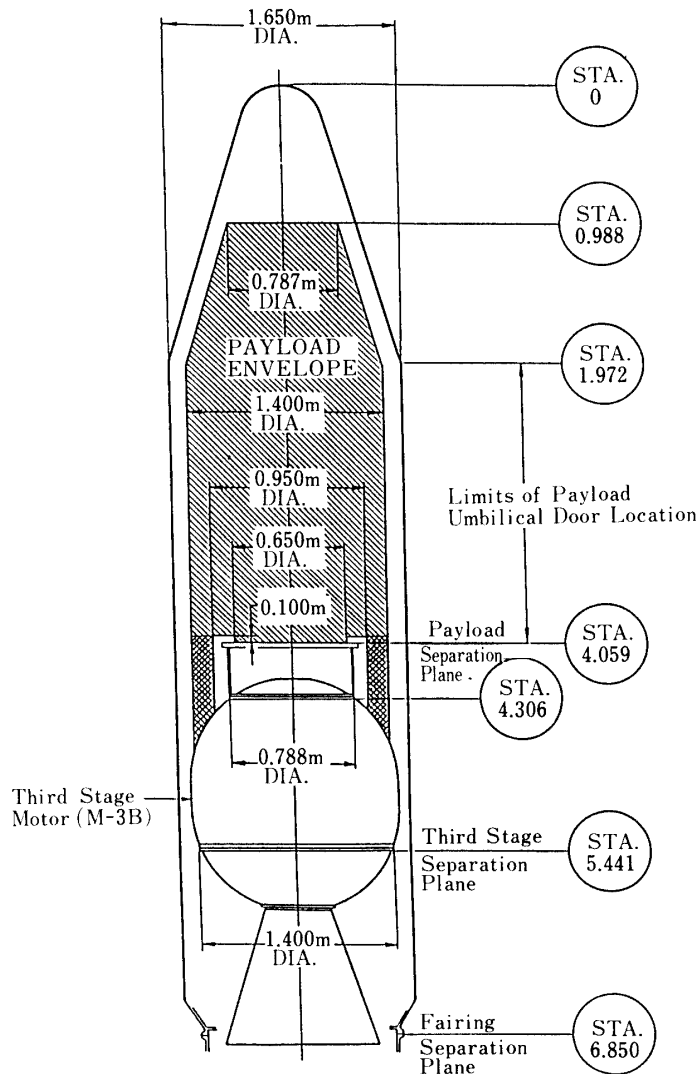
本稿ではハレー彗星探査という科学観測ミッションを上記許容重量のみならず、電力、通信、熱設計等からの諸条件下で達成するために開発された探査機のシステム設計と、打上げ後の運用から得られたその評価について報告する。

2. ミッション要求

PLANET-A の科学観測ミッションとしては真空紫外撮像装置 (UVI) によるハレー彗星の水素コマの撮像と、太陽風のイオン及び電子の温度、密度、速度の測定 (ESP) が選択された。このうち ESP は電子、イオンの 3次元速度分布を得る際アジムス方向のスキャンを探査機のスピンのよって行うが、角度分解能を高めるためそのスピン速度は或る程度早い方が望ましく、最低 6 rpm を必要とする。一方 UVI は撮像という観点から本来は被写体 (ハレー彗星) に対しカメラが正対して動かないのが良いが、探査機を三軸安定方式と

することやデスパン・プラットフォームを設けその上に UVI を搭載することは当初から重量的に困難と考えられた。このため 2 次元 CCD 上に得られた像を探査機のスピンの同期して CCD 上で移動させる特殊な駆動方式を採用することになったが、その際のスピン速度は $0.2 \text{ rpm} \pm 0.4\%$ という超低速且つ高安定度が要求されることになった。

一方 MS-T 5 の第一の目的は、M-3 S II 型ロケットの初号機としての飛翔性能の確認、探査機の惑星間軌道投入と深宇宙探査機としての機能確認およびこれに関連した超遠距離通信、姿勢及び軌道の決定と制御等新技術の習得にあり、いわゆる試験探査機であるが、更に太陽風イオン観測器 (SOW)、プラズマ波動観測器 (PWP) 及び惑星間磁場観測器 (IMF) を搭載する。IMF は数十ナノテスラという極めて弱い惑星間磁場を測定するため、探査機本体の帯磁の影響を避け、センサを 2 m のブームの先端に取り付ける必要があり、また PWP は電場成分を観測するための 2 本の 5 m アンテナを有する。MS-T 5 はこれら



第 1 図 M-3 S II 型ロケットペイロード収納許容範囲

第2表 M-3SII型ロケット環境試験基準

Sinusoidal Vibration

Thrust axis		Lateral axes	
10~12 Hz	0.69 mm(0-P)	10~12 Hz	0.23 mm(0-P)
12~15 Hz	2.21 mm(0-P)	12~15 Hz	2.76 mm(0-P)
15~30 Hz	0.69 mm(0-P)	15~30 Hz	0.23 mm(0-P)
30~80 Hz	2.5 g (0-P)	30~80 Hz	0.83 g (0-P)
80~500 Hz	1.0 g (0-P)	80~500 Hz	0.5 g (0-P)
500~2000 Hz	5.0 g (0-P)	500~2000 Hz	1.67 g (0-P)

NOTE sweep rate : 1 oct/min

Random Vibration

Thrust Axis		Lateral Axes	
20~40 Hz	$3 \times 10^{-2} \text{ g}^2/\text{Hz}$	20~50 Hz	$1 \times 10^{-2} \text{ g}^2/\text{Hz}$
40~99 Hz	-12 dB/oct	50~76 Hz	-18 dB/oct
99~422 Hz	$8 \times 10^{-4} \text{ g}^2/\text{Hz}$	76~510 Hz	$8 \times 10^{-4} \text{ g}^2/\text{Hz}$
422~700 Hz	12 dB/oct	510~1000 Hz	9 dB/oct
700~2000 Hz	$6 \times 10^{-3} \text{ g}^2/\text{Hz}$	1000~2000 Hz	$6 \times 10^{-3} \text{ g}^2/\text{Hz}$
Total 3.31 grms		Total 2.85 grms	

duration : 60 sec.

Shock

Thrust Aixs	+25 G peak half sine, duration : 10 msec -10 G peak half sine, duration : 10 msec
Lateral Axes	5 G peak half sine, duration : 10 msec

観測器を除いては、試験探査機という性格から PLANET-A と同一設計とする。たとえば 0.2 rpm 超低速スピン等 PLANET-A で要求される性能も MS-T5 において試験を行う。

3. 探査機設計上の制約条件

2.で述べたミッション要求に加え、打上げロケット、軌道、通信、熱設計等から下記の制約条件が探査機設計に課せられた。

- (1) 最大重量 140 kg, 最大外径 1.4 m, 地球脱出用キックモーターも含めて第1図斜線部内に納まること。
- (2) 探査機と地球間の距離 1.2 AU (天文単位) 以上で通信可能のこと。(臼田深宇宙局 64 mφ アンテナの使用を前提とする)

- (3) 太陽熱入力が地球近傍の2.2倍(探査機軌道近日点0.68 AU)の状態まで耐えられること。
- (4) 打上げ時の振動, 衝撃を考慮し, 探査機システムレベルで第2表の環境基準を満足すること。

4. 探査機のシステム設計

上記ミッション要求及び制約条件を考慮してMS-T5とPLANET-Aのシステムを観測器とこれに関連した部分を除き同一とし, 以下のようにすることとした。

(1) 形状, 構造

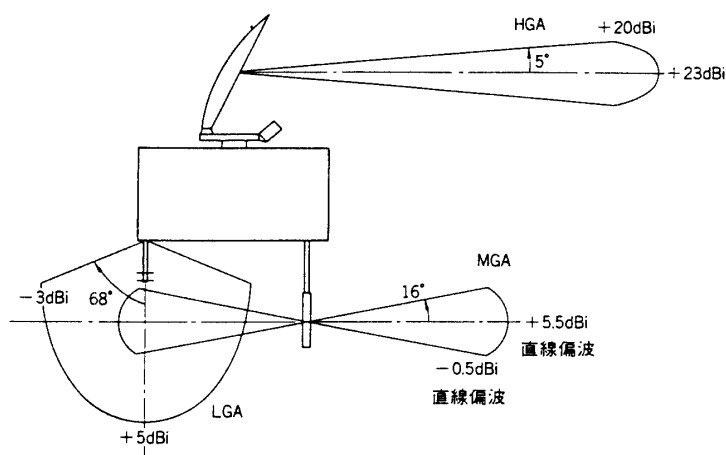
探査機本体を外径1.4 m, 高さ70 cmの円筒形とし, 内部に一段のデッキを設け機器を搭載する。このデッキおよび太陽電池を貼る外部円筒(サブストレート)は中央の円筒状スラストチューブ(外径約50 cm)と8本のストラットで支持する。

(2) 軌道・姿勢制御

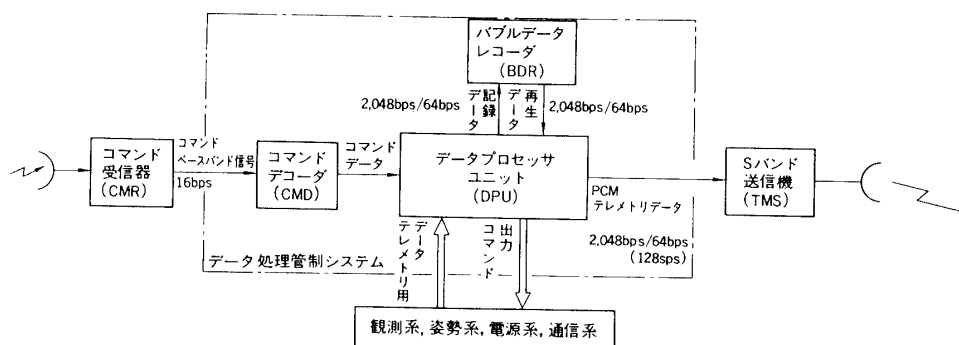
姿勢安定はスピンによる。巡航時のスピン速度は6 rpmをノミナル値とするが, UVIによるハレー彗星撮像時の0.2 rpm超低速スピン要求を満たすため, モーメントム・ホイール(MWA)を搭載する。軌道及び姿勢の制御にはヒドラジン燃料とするリアクション・コントロール・システム(RCS)を用いる。RCSの作動は後述の自動噴射モードを除き主に地上からのコマンドで制御する。姿勢センサーとしてはスピン型太陽センサ(SAS)とスター・スキャナー(STS)を搭載し, これらのテレメータ・データを地上で処理することによって探査機の姿勢を決定すると共に, 必要に応じRCS作動のコマンドを送出する。なお姿勢・軌道制御系については[3], [4], [5], [6]に詳しく述べられている。

(3) 通信系

周波数はアップリンク, ダウンリンク共Sバンドを使用する。遠距離通信を実現するため, -140 dBm以上の高感度受信機(SBR 2台), 出力5 W/0.07 Wを地球からの距離に応じて切替える送信機(TMS), 20 dBi以上の口径80 cmオフセットパラボラアンテナ



第2図 「さきがけ」「すいせい」のアンテナパターン



第3図 データ処理管制システム系統図

(HGA) を備える他、中利得アンテナ (MGA) 及び低利得アンテナ (LGA) を搭載する。HGA は中心から 5° で 3 dB ダウンと指向性が強いいため、これを常に地球に向けるためのデスパン機構が必要になる。このデスパン機構は 6 rpm のみならず、0.2 rpm という低スピンの時においても機能することという他に類を見ない要求が課されたため、多くの技術的課題の克服がなされた[7]。アンテナの配置は、打上げ直後探査機の姿勢変更の要求が多い期間、アップリンク、ダウンリンクを確保出来るよう、第2図に示したアンテナ・パターンと共に決定された。探査機が巡航状態に入った後は、スピン軸方向を黄道面とほぼ垂直にして、地球角 θ_e (スピン軸と地球方向との成す角) を $90^\circ \pm 5^\circ$ 以内に保つ。また2台の受信機のうち1台は常時 MGA に接続されており、万一 HGA の地球指向がはずれてもアップリンク回線を保つ設計とする。なお通信系の概要と運用結果については本特集号別稿において述べられている。

(4) データ処理系[8]

第3図に示したように探査機の頭脳として、データ処理ユニット (DPU) を中心に置き、地上からのコマンド信号 (16 bps) の解読と各機器への分配、各機器からのデータのフォーマッティングと PCM テレメトリ信号への変換、水晶発振器による基準時刻信号の発生、自動管制等の機能を果たす。PCM テレメトリの伝送密度は地球との距離に応じて 2,048 bps と誤り訂正符号を付加した 64 bps (信号としては 128 bps) をコマンドにより切換えて用いる。又データは臼田からの非可視時等必要に応じ容量 1 メガビットの磁気バブルメモリに記録可能である。このバブルメモリは機械的駆動部分がないため姿勢への悪影響がなく耐久性にも勝れるという利点があり、深宇宙探査機としては世界に「さきがけ」での採用である。DPU は、地上から予じめ送り込んだプログラムコマンドに従って最大 6 日間の自動管制を行うことができる。

なおこの自動管制機能とは別に姿勢制御系に以下の3種の自動制御の機能を持たせることとした。

① 自動スピンドウン停止機能

探査機はキックモータが燃焼終了し切離されるまでは約 2 rps のスピンを与えられている。その後直ちに探査機のスピン軸を太陽に直交させ、太陽電池からの電力を確保する必要があるが、そのために RCS を噴射して姿勢を変更させるにはスピンを 30

rpm 程度まで落さなければならない。然しながら探査機はキックモーター切離し直後に KSC から非可視となるため、このスピンドアウンを地上からのコマンドなしに自動的に行う必要がある。実際には上記自動管制部にプログラムされた RCS 噴射指令によりスピンドアウンが 2 rps から 30 rps に落ちた時点でこの自動停止機能が働く。

② 自動太陽捕捉制御

①で述べた打上げ直後非可視時での太陽角 θ_s (スピン軸と太陽方向との成す角) を 90° にする場合や、巡航時において熱設計から課された θ_s を $90^\circ \pm 3^\circ$ 以内に保つという条件を満たすため、 θ_s が $90^\circ \pm 3^\circ$ を越えた場合、自動的に RCS を噴射してこれを戻す機能を持たせる。この機能を働かせるか否かはコマンドにより選択できる。例えば打上げ時この機能はオフとなっているが、スピンドアウンが 30 rpm に落された後自動管制によりオンとなり、自動的に $\theta_s = 90^\circ$ が達成される。

③ 自動地球捕捉制御

この機能はエマージェンシー用である。即ち万一地上とのリンクがとれなくなって一週間を経過した場合(一週間一発のコマンドも受けなかった場合)、探査機側で地球を探査制御を開始する。具体的には θ_s を 90° に保持しつつ、RCS を噴射して θ_e を 1 日につき約 4.5° 変化させ、更に HGA のポインティング方向をステップ状に変え、地球からの電波(コマンド)をサーチする。この過程でコマンドが受信されればこれらの制御は停止され、その後の姿勢決定と RCS 噴射で精密な再捕捉が実施されることになる。

(5) 電源系

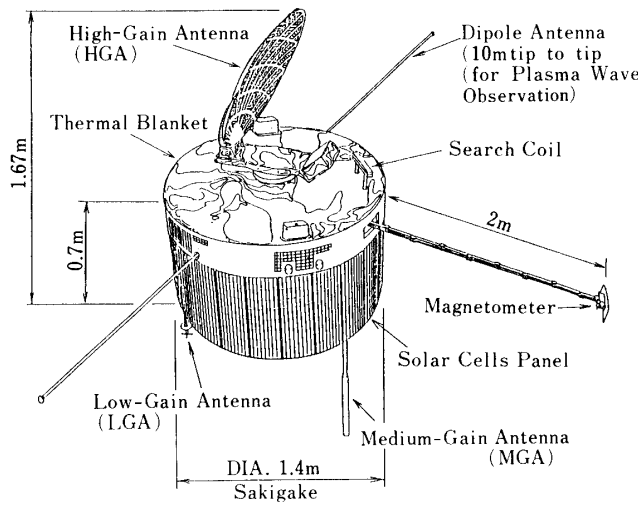
電力は外径 1.4 m 同筒形スプストレートに貼った太陽電池から供給される。軽量化の要求、太陽光の照射強度が地球近傍の 2.2 倍となる点を考慮し、太陽電池としては BSFR (Back Surface Field with back surface Reflector) 型の $2\text{ cm} \times 6\text{ cm}$ の大型素子を主体として、一部 $2\text{ cm} \times 2\text{ cm}$ のものを使用した。両探査機共 $2\text{ cm} \times 6\text{ cm}$ 素子を 1400 枚、 $2\text{ cm} \times 2\text{ cm}$ は MS-T 5 が 896 枚、PLANET-A 336 枚である。MS-T 5 の方が枚数が多いのは打上約 280 日後の遠日点(約 1 AU)付近での出力最小時に消費電力に対するマージン不足が懸念されたためである。この結果 PLANET-A では最大予想消費電力 67 W に対し打上げ直後で出力約 78 W (バス電圧 23.5 V, 以降同じ) ハレー邂逅時で約 110 W, MS-T 5 の最大予想消費電力 69 W に対し折上げ直後で約 88 W, ハレー邂逅時に約 79 W の出力が得られる見通しとなった。

両探査機共、全ミッション期間にわたり日陰に入ることはなく、バッテリーとしては打上げ時 $\theta_s = 90^\circ$ になるまでの短期間以外殆んど用いられないことがないため定格容量 2 AH の Ni-Cd 二次電池を搭載するに留めた。

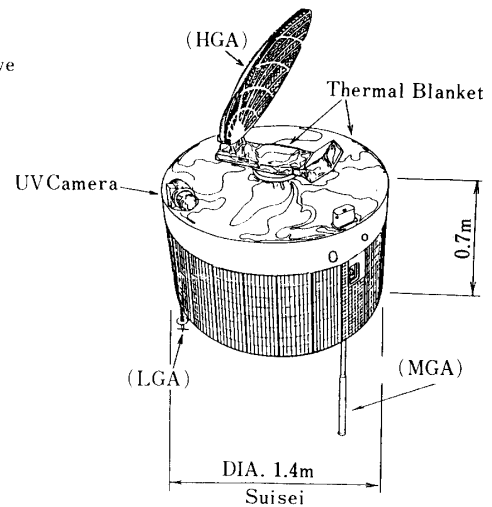
コンバータはバスラインの非安定化直流電圧を 5 種類の安定化直流電圧に変換するコンバータ A と 28 V に昇圧安定化するコンバータ B を搭載するが、いずれも発振周波数を 30 kHz と高め小型軽量化をはかることとした。

電源系の概要及び運用結果については本特集号別稿を参照していただきたい。

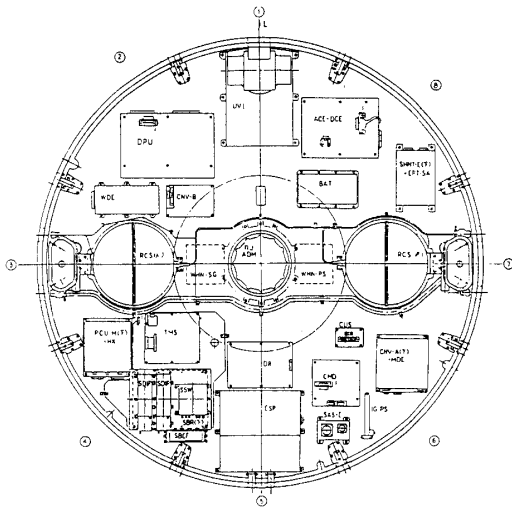
(6) 熱設計



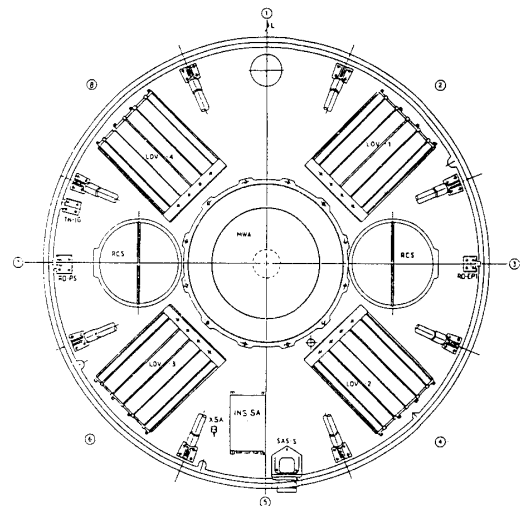
第4図 (a) 「さきがけ」外観図



第4図 (b) 「すいせい」外観図



第5図 (a) 「すいせい」機器配置 (デッキ上面)

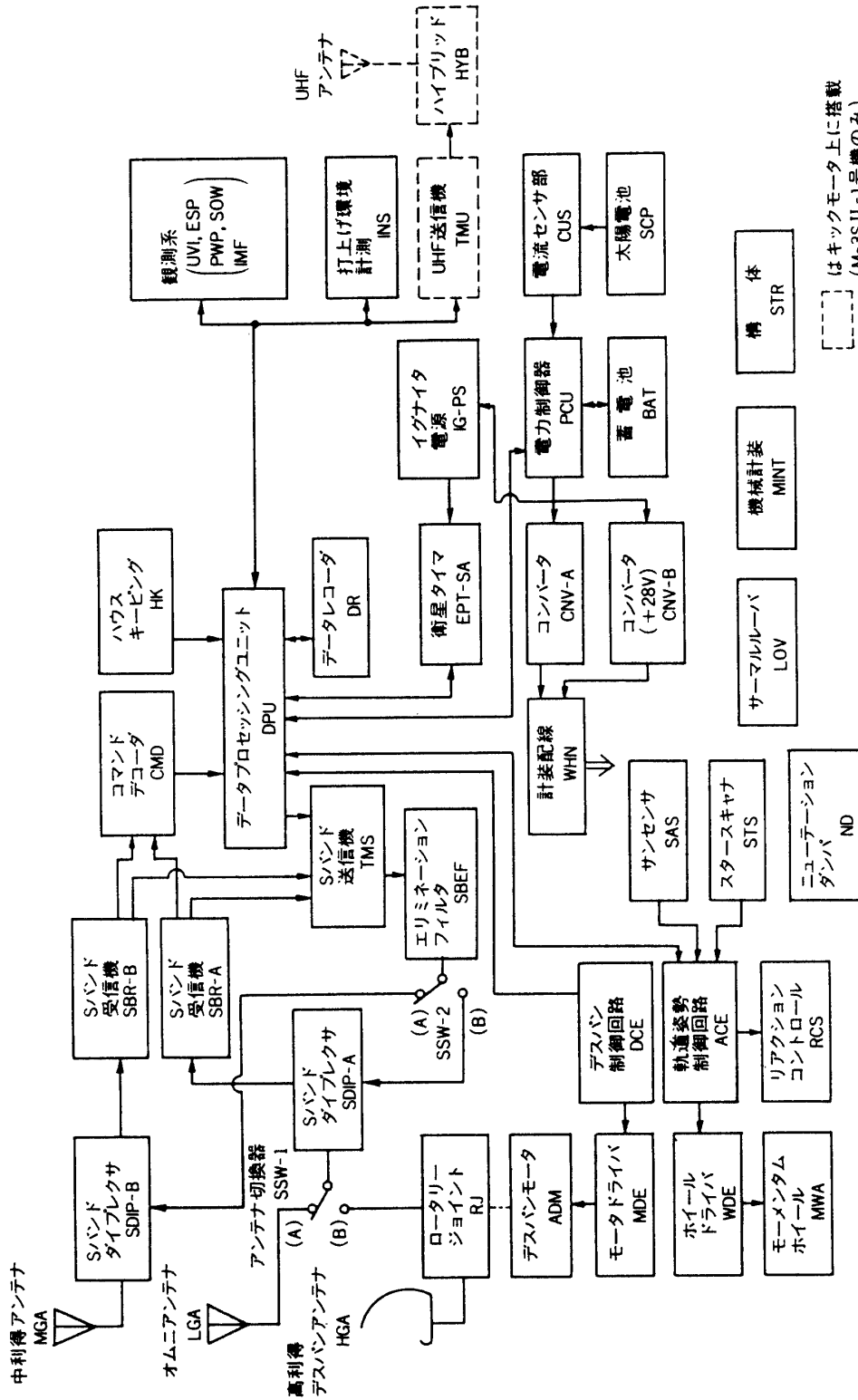


第5図 (b) 「すいせい」機器配置 (デッキ下面)

両探査機とも日陰に入ることはない一方、従来の衛星とは異なり太陽からの熱入力 1 solar から 2.2 solar まで大きく変化するという特徴がある。このため熱設計の基本方針として、内部機器はサーマルブランケットによって外部宇宙空間と熱的に遮断し、内部の発熱をデッキ下面に設けたサーマル・ルーバーで放出させる能動的熱制御方式を採用することとした。また 2°C で凍結するヒドラジンを持つRCS系やスラストチューブ内のSTS等の機器についてはヒーターで温度を保てるようにした。

熱解析の結果、以上の熱設計によっても θ_s が $90^{\circ}\pm 3^{\circ}$ を逸脱すると、内部機器で許容温度範囲を越えるものが出る可能性が指摘され、前述のように運用時の姿勢に制限が加えられることになった。

熱設計の概要と評価についても本号別稿を参照されたい。



第6図 「さきがけ」と「すいせい」のシステム系統図

(7) 軽量化設計

衛星に於いても軽量化の要請は常に存在するが、惑星間探査機では、この要求は更に厳しいものとなる。即ち惑星間軌道に投入するに必要な速度増分は決まっているから、探査機の重量増はキックモータの推薬量増をも招くことになり、探査機重量増の数倍の感度で打上げ能力を圧迫することになるためである。MS-T 5/PLANET-A では CFRP やケブラー繊維の採用による構造材料の軽量化の他、フラットパック IC の使用、サブシステムケースの薄肉化、電気計装における MDM コネクター及び Be-Cu 線の採用、チタンネジの使用など抵抗、ネジに至るまで可能な限りの重量削減がはかられた。例えばフラットパック IC の使用により通常の IC に比べ 1 個で 1 gr の重量減となったが、探査機には約 3000 個の IC が用いられており、これだけで約 3 kg という大きな重量削減効果が得られた。

更に設計の進捗に伴い重要となったのは厳密な重量管理である。各サブシステム毎に設計開始時の予測重量と最終的な実測重量に若干の差が出ることは止むを得ないが、常時重量をチェックしていくことにより、第 1 表に示したように FM (Flight Model) の設計凍結時 (1982 年 12 月) と最終実測値 (1985 年 6 月) を全重量で殆んど一致させることができたのは幸いであった。

以上両探査機のシステム設計に関し概要を述べたが、第 4 図に外観図、第 5 図に機器配置、第 6 図にシステム・ブロック図を示した。両探査機同一設計のため外観は観測器部分を除き殆んど同一であるが、前述の如く MS-T 5 の方が太陽電池貼付枚数の多いのが特徴である。

なお他にシステム設計について述べたものとして [9], [10], [11] 等がある。

5. 探査機の運用結果概要

1985 年 1 月 8 日午前 4 時 26 分 (JST) MS-T 5 の打上げ (「さきがけ」と命名)、同 8 月 19 日午前 8 時 33 分 (JST) PLANET-A の打上げ (「すいせい」と命名) から両探査機のハレー彗星最接近 (「すいせい」1986 年 3 月 8 日、接近距離 15 万 km, 「さきがけ」同 11 日、700 万 km) に至るまでの運用結果については既に多数発表されており (例えば [4], [5], [6], [10], [12], [13]), 又通信系、電源系および熱設計に関する運用評価は本号別稿に於いて報告されるので、ここでは第 3 表、第 4 表に示した運用概要に沿ってシステム設計の観点からの評価を行うに留める。

まず、両機打上げ時においてほぼ予定した惑星間軌道に投入できたことにより、M-3 S II 型ロケットの性能が計画値に極めて近かったことに加え、軌道設計、探査機への重量割当等の妥当性が証明された。特に「すいせい」ではロケットの第 3 段及びキック・ステージでの速度増分の過不足が打消し合うという幸運はあったものの結果としての速度誤差は合計の特性速度 7.7 km/s に対し 0.7 m/s とわずかで、打上げ後 3 日目に予定した第 1 次速度修正を不要のものとした。

打上げ直後の非可視時に実行された自動スピンドアウン及び太陽捕捉制御も第 3 表、第 4 表に見る如く正常に機能し、姿勢制御の観点からはこの時点で全ミッション期間を通じ最もクリティカルな制御が達成されたとも言える。なお [5] に述べられているように「すい

第3表 「さきがけ」姿勢・軌道制御系運用概要

年月日	打上後日数	主要運用内容
60.1. 8	0	<ul style="list-style-type: none"> ・スピンドアウン (126 rpm→28.7 rpm) ・太陽捕捉制御 (θ_s 29°→89°) (以上2項目打上後非可視時に実行, 第1可視時確認) ・レンジ計測, 軌道決定
60.1. 9	1	<ul style="list-style-type: none"> ・スピン制御 (兼 RCS 較正) 28.7 rpm→13.4 rpm→18.9 rpm→6.4 rpm ・STS 作動, 姿勢決定開始 ・レンジ計測, 軌道決定
60.1.10	2	<ul style="list-style-type: none"> ・RCS 較正 ・レンジ計測, 軌道決定 (ハレー最接近距離 757 万 km)
60.1.11	3	<ul style="list-style-type: none"> ・第1次軌道修正 姿勢変更→$\Delta V=3$ m/s (キャンテッド・モード) →$\Delta V=26$ m/s (アキシャル・モード) →姿勢戻し
60.1.12	4	<ul style="list-style-type: none"> ・レンジ計測, 軌道決定 (ハレー最接近距離 702 万 km) ・巡航スピン時におけるアンテナ・デスピッチェック
60.1.14	6	<ul style="list-style-type: none"> ・レンジ計測, 軌道決定 (以後 記載省略) ・モーメンタム・ホイール作動チェック (ホイール 1843 rpm で探査機本体 0.21 rpm) ・低速スピン時におけるアンテナ・デスピッチェック
60.1.16	8	<ul style="list-style-type: none"> ・$\pm 4.5^\circ$ マヌーバ制御チェック ・自動太陽捕捉制御チェック
60.1.17	9	<ul style="list-style-type: none"> ・RCS プルーフ・インピンジメント実験
60.1.18	10	<ul style="list-style-type: none"> ・アンテナ地球方向ポインティング (プログラム・モード)
60.1.22	14	<ul style="list-style-type: none"> ・姿勢制御 (STS 視野内に星を捕捉するため)
60.1.23	15	<ul style="list-style-type: none"> ・低速スピン時におけるアンテナ地球方向ポインティングチェック
60.1.24	16	<ul style="list-style-type: none"> ・RCS プルーフ・インピンジメント実験
60.1.25	17	<ul style="list-style-type: none"> ・プルーフによる通信回線への影響チェック ・姿勢制御 (黄道面に対しほぼ垂直へ)
60.1.28	20	<ul style="list-style-type: none"> ・ニューテーション・ダンパ 時定数測定実験
60.2. 5	28	<ul style="list-style-type: none"> ・同上
60.2. 6	29	<ul style="list-style-type: none"> ・同上
60.2.14	37	<ul style="list-style-type: none"> ・第2次軌道修正 姿勢変更→$\Delta V=5$ m/s (アキシャル・モード) →姿勢調整 (ハレー最接近距離 699 万 km)
60.2.21	44	<ul style="list-style-type: none"> ・姿勢制御
60.2.25	48	<ul style="list-style-type: none"> ・自動太陽捕捉制御
60.3. 3	54	<ul style="list-style-type: none"> ・同上
60.3. 7	58	<ul style="list-style-type: none"> ・同上
60.3.11	62	<ul style="list-style-type: none"> ・同上
60.3.12	63	<ul style="list-style-type: none"> ・姿勢制御
60.4.12	94	<ul style="list-style-type: none"> ・姿勢制御 (黄道面垂直へ)
60.6.17	160	<ul style="list-style-type: none"> ・同上
61.3.11	427	<ul style="list-style-type: none"> ・ハレー彗星最接近

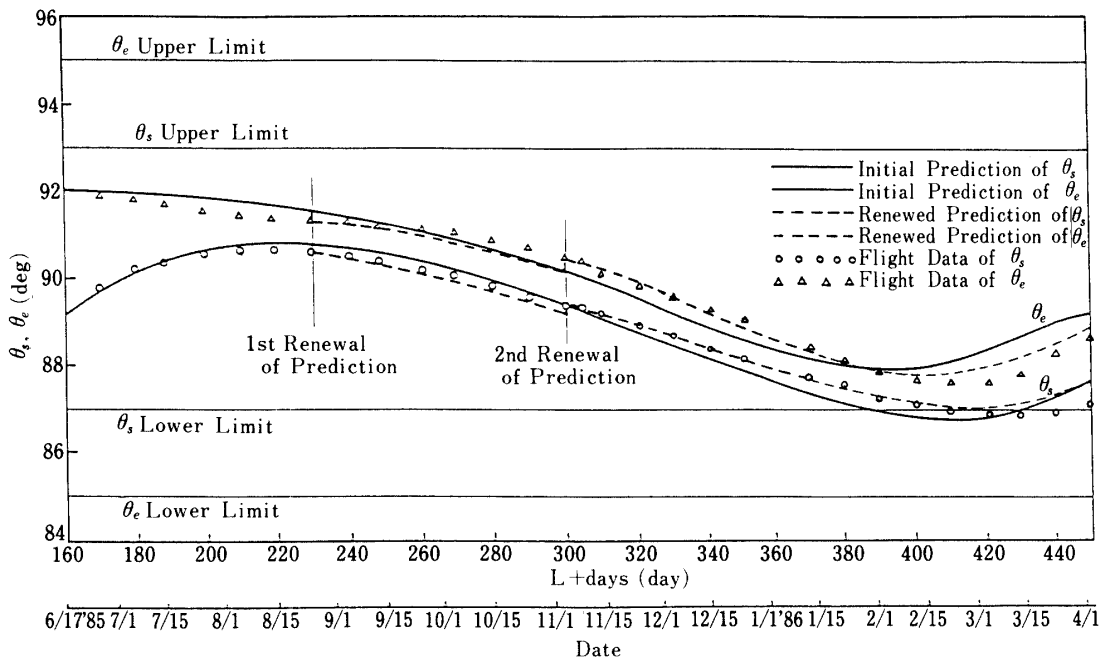
第4表 「すいせい」姿勢・軌道制御系運用概要

年月日	打上後日数	主要運用内容
60. 8.19	0	<ul style="list-style-type: none"> • スピンドアウン (129 rpm→29.3 rpm) • 太陽捕捉制御 (θ_s 44°→89°) (以上2項目打上後非可視時に実行, 第1可視時確認) • スピン制御 (兼 RCS 較正) 29.3 rpm→13.4 rpm→18.5 rpm→6.5 rpm • STS 作動, 姿勢決定開始 • 姿勢制御 (STS 視野内に星を捕捉するため) • レンジ計測, 軌道決定
60. 8.20	1	<ul style="list-style-type: none"> • RCS 較正
60. 8.21	2	<ul style="list-style-type: none"> • レンジ計測, 軌道決定 (ハレー最接近距離 21万 km)
60. 8.22	3	<ul style="list-style-type: none"> • $\pm 4.5^\circ$ マヌーバ制御チェック • スピン調整 • 姿勢制御 (黄道面に対しほぼ垂直へ)
60. 8.23	4	<ul style="list-style-type: none"> • レンジ計測, 軌道決定 (以後 記載省略) • 巡航スピン時におけるアンテナ・デスピッチェック • モーメンタム・ホイール作動チェック (ホイール 1996 rpm で探査機本体 0.19 rpm) • 低速スピン時におけるアンテナ・デスピッチェック • アンテナ地球方向ポインティング (プログラム・モード)
60. 8.27	8	<ul style="list-style-type: none"> • モーメンタム・ホイール回転数較正 (以後 UVI による撮像時・低速スピン)
60. 9.17	29	<ul style="list-style-type: none"> • 姿勢制御 (黄道面垂直へ)
60.11.14	87	<ul style="list-style-type: none"> • 軌道修正 $\Delta V=13$ m/s (キャンテッド・モード) →姿勢調整
60.11.15	88	<ul style="list-style-type: none"> • スピン調整 • 姿勢制御
60.11.16	89	<ul style="list-style-type: none"> • レンジ計測, 軌道決定 (ハレー最接近距離 15万 km)
60.12. 4	107	<ul style="list-style-type: none"> • スピン調整
60.12. 5	108	<ul style="list-style-type: none"> • スピン調整 • 姿勢制御
61. 3. 8	201	<ul style="list-style-type: none"> • ハレー彗星最接近

せい]の第1パス以降で行われた RCS の較正において、アキシャル・スラスターの一方(A 2)のセントロイド(推力の時間積分の重心を表わすパラメータ)が予測値と食違い、又自動太陽捕捉制御後のスピン軸方向も予定と若干異っていたことから A 2 スラスターに何らかの不調が考えられる。原因は現在究明中であるが、発射時の振動が影響している可能性が強い。

「すいせい」と異なり「さきがけ」は試験機としての性格から科学観測に先立ち、第1次軌道修正を無事終了[5]した後約1ヶ月かけて各種の工学試験が実施された。それらには巡航スピン(6 rpm)時、低速スピン(0.2 rpm)時双方での HGA デスピンのチェック、MWA の回転を微調整して探査機本体のスピンを $0.2 \text{ rpm} \pm 0.4\%$ に入れる実験等「すいせい」に備えての試験の他、RCS のプルームが HGA に当たった場合の姿勢への影響を調べるプルーム・インピンジメント実験とプルームによる通信回線への影響チェックやニューテーション・ダンパ (ND) の温度を制御した上での時定数測定実験等が含まれる。RCS のプルーム実験では姿勢、通信回線共に全く影響のないことが確認され、ND の時定数の温度感度に関しては、ND の温度が上昇すると時定数が長くなることを示すその後の運用によって貴重なデータが得られた。

両探査機共スピン軸を黄道面にほぼ垂直とした巡航姿勢に入った後は運用も定常状態に入り、臼田深宇宙局 (UDSC) からリアルタイムで送られ駒場深宇宙局 (KDSC) の QL 画面に表示される姿勢、通信回線、温度等のデータをモニターするのみとなる。この間姿勢は太陽からの輻射圧によって序々に変化していくが、 θ_s が $90^\circ \pm 3^\circ$ 或いは θ_e が $90^\circ \pm 5^\circ$ の制限を越えた場合には RCS を噴射して姿勢をこの範囲内に戻さねばならない。「さきが



第7図 「さきがけ」太陽角と地球角の予測と実測値

け」打上げ前の解析では10日乃至20日程度に一度の割合でこの姿勢を戻す作業が必要と考えられていたが、第3表に見るように「さきがけ」打上げ後48日以降ほぼ4日に一回自動太陽捕捉制御機能が働いて θ_s を 90° 方向に戻す状態となった。これは打上げ前には探査機表面やHGA部分の太陽光反射率が正確には判らなかつたことと、この時点でのHGAの地球ポインティング角が探査機全体として最も輻射圧の影響を受け易い状態にあったことによるもので、暫定的に安全な姿勢に投入した(打上後63日)後、その後の姿勢変動から探査機表面の反射率を推定する手順を踏み、打上後160日目、その後約一年間は姿勢を戻すためのRCS噴射を必要としないと思われる姿勢へと投入した。この過程は[12],[6]に詳しく述べられているが、実際の運用上も1986年6月5日(打上後513日)まで殆んど一年間全くRCSを使用することなく経緯した。第7図はこの間1986年4月1日までの θ_s , θ_e の予測値と実測データを示したものである。「すいせい」では打上げ当初からこの手法を適用し、1985年12月5日より1986年8月25日まで8ヶ月以上にわたりRCS噴射を必要としなかつた。この結果現在のヒドラジン残量は「さきがけ」で5.5 kg (55%), 「すいせい」は第一次軌道修正を行わなかつたこともあって7.5 kg (75%)と充分残っており、現在この燃料を用いて軌道変更を行い、1992年に地球に接近させる案の可能性が検討されている。

以上運用の概要のみ述べたが、両探査機共当面のミッション寿命であったハレー彗星との邂逅時期までのみならず現在まで順調に飛行し、「さきがけ」は2回、「すいせい」は1回半の太陽周回を終えていることを述べて本報告を終る。

6. 謝 辞

M-3S II ロケットの開発, UDSC, KDSC の開設, 相模原試験棟の建設および MU 発射装置を初めとする KSC 改装を含め PLANET-A 計画に関連された全ての方々, 並びに探査機追跡に御協力頂いた宇宙開発事業団, JPL/NASA の DSN を初め関係各位に深堪の謝意を表します。

参 考 文 献

- [1] 松尾弘毅「PLANET-A 計画」, 計測と制御 (1982) 第21巻2号 pp. 20~24.
- [2] 上杉邦憲他「ハレー彗星探査の工学的検討」, 科学衛星シンポジウム講演集 (1979) 東京大学宇宙航空研究所 pp. 94~109.
- [3] K. Ninomiya et al. "Planet-A Attitude and Orbit Control Sybsystem" Advances in the Astronautical Sciences Vol. 55 (1984) pp. 121~147.
- [4] 二宮敬虔他「“さきがけ” および “すいせい” の姿勢決定」宇宙研報告 (1986) 第32号.
- [5] 二宮敬虔他「“さきがけ” および “すいせい” の姿勢・軌道制御」宇宙研報告 (1986) 第33号.
- [6] 二宮敬虔他「“さきがけ” および “すいせい” の姿勢・軌道制御系の設計」宇宙研報告 (1986) 第37号.
- [7] 林友直他「“さきがけ” および “すいせい” のデスパンアンテナ制御系」宇宙研報告 (1986) 第34号.
- [8] 林友直他「さきがけ/すいせい搭載のデータ処理・管制システム」NEC 技報 (1985) 第38巻

- 13号 pp. 21~32.
- [9] K. Hirao et al. "System Design of Japan's First Interplanetary Flight Project" IAF-85-66 (1985).
- [10] K. Uesugi et al. "The Spacecraft Sakigake and Suisei" J. of Space Technology and Science Vol. 1, No. 2 (1986) pp. 1~8.
- [11] 伊藤富造他「深宇宙探査機“さきがけ”および“すいせい”の概要」NEC 技報 (1985) 第38巻13号 pp. 5~9.
- [12] K. Uesugi et al. "Solar Pressure Induced Attitude Drift on MS-T 5 (Sakigake)" Advanced in the Astronautical Sciences Vol. 60 (1985) pp. 587~599.
- [13] 西村敏充他「“さきがけ”および“すいせい”の宇宙航行」日本航空宇宙学会誌第34巻391号 (1986) pp. 401~414.