

# 「さきがけ」, 「すいせい」の熱設計

大 西 晃・林 友 直  
小 林 康 徳\*  
飯 田 亨\*\*・松 藤 幸 男\*\*  
加 藤 誠 一\*\*・町 田 恒 雄\*\*

(1986年12月25日受理)

## Thermal Design of “SAKIGAKE” and “SUISEI”

By

Akira OHNISHI, Tomonao HAYASHI Yasunori KOBAYASHI  
Toru IIDA, Yukio MATSUFUJI  
Seiichi KATOH and Tsuneo MACHIDA

**Abstract:** “SAKIGAKE” and “SUISEI” were placed into heliocentric orbits to encounter the Halley’s Comet. In orbit, these spacecraft were subjected to severe thermal environment caused by changes in the intensity of solar radiation. For both spacecraft on board instruments were thermally isolated from external solar heat load during the missions, while the internal heat dissipations were radiated into space through four sets of thermal louvers.

Temperatures of onboard components and structures agreed satisfactorily with the predictions, and were kept within the required temperature ranges for each component. The effectiveness of the design for thermal control systems of these spacecraft was verified.

### 1. 概 要

惑星間探査機「さきがけ」, 「すいせい」は, 地球周回衛星の様にアルベドあるいは地球

---

\* 筑波大学

\*\* 日本電気(株)

からの赤外放射といった煩わしい熱入力がない代わりに、両探査機がハレーに遭遇するまでに受ける太陽光の受光強度は最高「さきがけ」で周回衛星の約1.5倍、「すいせい」で約2倍となり、熱的に変化量の大きい外部環境に曝される。

したがって、このような熱環境の変化に対処するため探査機の熱設計は外部から探査機内部への伝導および放射による熱移動を最小限に抑えるべく、構体部材や熱制御材など設計上の工夫がなされている。一方、内部機器の発熱に対してはプラットフォームの裏面に取付けられた4台のサーマルルーバを用いて宇宙空間へ放熱する方法が採用され、基本的には受動型と能動型を併用した熱制御方法が用いられている。

現在まで取得された飛翔データから探査機の温度は予測結果と良く一致しており、また、「すいせい」の主観測機器であるハレー彗星紫外線撮像装置(UVI)のCCDセンサも予想どおりに冷却され、有効な観測結果を得ている。この意味で、探査機の熱設計は満足すべきものであったといえることができる。

ここでは、探査機の熱設計の概念と飛翔データの解析結果について報告する。

## 2. 熱 設 計

### 2.1 熱設計の経緯

「さきがけ」、「すいせい」の熱設計は1980年から節点数30の数学モデルの作成から開始された。その後、詳細なる探査機の設計が進むにつれて数学モデルの節点数も増し、最終的には「さきがけ」で160節点、「すいせい」で180節点の数学モデルによって、熱設計の検討が行われた。

数学モデルの検証のために行われる熱モデルの熱真空試験は、従来のヒータパネル方式に加え日本電信電話公社横須賀通信研究所(現NTT通信網第二研究所)の擬似太陽光を用いてNTTとの共同実験が行われた。これは「すいせい」観測機器であるハレー彗星紫外線撮像装置の光学部が宇宙空間に露出しているため、ヒータパネル方式では光学部から機器内へ流れる熱量の厳密な評価を行うことができないおそれがあるため擬似太陽光の照射実験が行われた。また、高利得アンテナ部も直接太陽光の照射を受けるため主反射鏡の熱歪がアンテナパターンに及ぼす影響を検討する必要性から同様な照射実験が合せて行われた。ここで得られたデータは設計に反映され、さらに詳細な熱設計が進められた。UVIについては、さらに三菱電機鎌倉製作所の小型擬似太陽光を借用し単体の熱真空試験がなされ、光学部から機器部へ流れる熱の評価とCCDセンサ部の冷却機能の確認が行われた。

このような経緯を経て「さきがけ」、「すいせい」の熱設計が進められ、最終的には相模原キャンパスに新たに設置された真空チャンバを用いてフライトモデルの熱真空試験を実施し、フライトモデルに対する熱設計の最終的な検証を行った。

### 2.2 熱設計の基本概念

探査機の姿勢は、方向修正等を除くと基本的にはスピン軸と太陽光とのなす角度を90度に保って運用されることが多く、したがって軌道上での熱入力は側面サブストレイトから入射する太陽光が支配的である。その受光強度は図1に示す様に「さきがけ」では約1.0 SC (1 Solar Constant = 1353 W/m<sup>2</sup>) ~ 1.5 SC (2025 W/m<sup>2</sup>), 「すいせい」では1.0 SC (1353

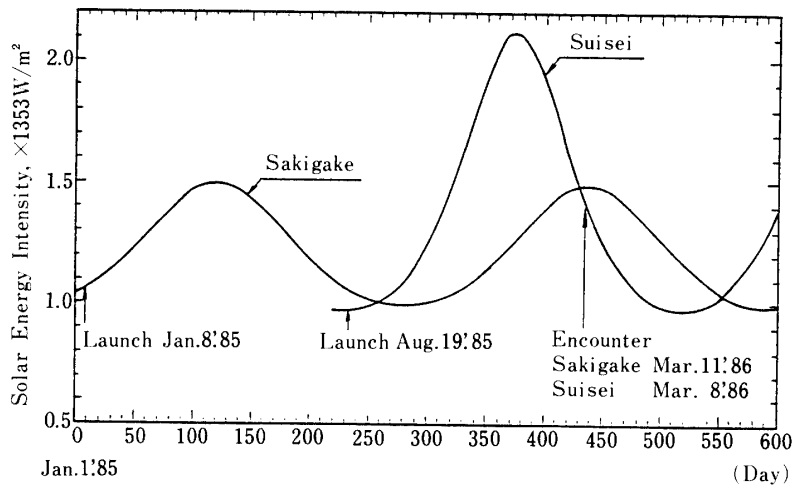


図1 「さきがけ」, 「すいせい」の太陽光の受光強度の変化

表1 「さきがけ」, 「すいせい」の外部熱入力量および機器発熱量

No.	Item	Contents
1.	External Thermal Load	Solar Intensity SAKIGAKE...1323~2025 watts/m <sup>2</sup> SUISEI .....1317~2895 watts/m <sup>2</sup>  Solar Incident Angle 12°~35° (Launch Phase) 90°+3° (Mission Phase)
2.	Internal Thermal Load	Heat Dissipation SAKIGAKE...40 watts (Launch Phase) 57~85 watts (Mission Phase) SUISEI.....40 watts (Launch Phase) 57~95 watts (Mission Phase)

W/m<sup>2</sup>)~2.1 SC (2895 W/m<sup>2</sup>)と大きく変化する。また、両探査機に搭載されている機器の運用中の発熱量の変化は表1に示す通りである。

この様に探査機が外部から受ける太陽光の受光強度の変化あるいは搭載機器から発生される熱に対処するため熱設計に課せられた要求と、これに対処するための設計方針を表2に示す。

### 2.3 熱計装

前節で述べた熱設計への要求を満たすには、探査機全体に対して図2に示す様な熱制御方式とすることが最適と考え、これを実現するための具体的な熱計装については構体、搭

表 2 熱設計への要求に対する設計方針

Requirement	Design Approach
* External Solar Intensity .....	Isolation for External Thermal Load
* Variation of Internal Heat Dissipation .....	Radiation through Thermostatically Controlled Louvers
* Solar Irradiation on Aft Plate .....	Reflected by Low Absorptance Coating
* Narrow Temperature Range and Cold Location .....	Heaters and Multilayer Insulation Blankets
* High Power Unit .....	Thermal Doubler
* CCD Sensor of UVI Cooling .....	Radiation Heat Coupling with Aft Heat Sink

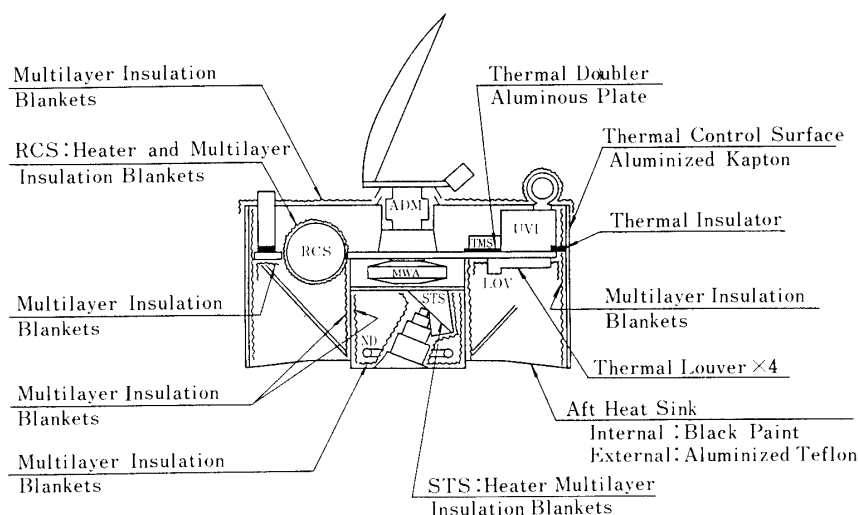


図 2 熱制御システムの概要

載機器およびアンテナ部に分けて以下に述べる。

### 1) 構 体

探査機への熱流入が主に側面サブストレイト側からと考えられることからサブストレイトの上部外側にはアルミ蒸着カプトンテープ（カプトン面を表）を貼り付けて熱制御面としている。さらに外部から内部への熱の移動を抑えるため、サブストレイトと各機器を搭載しているプラットフォームとの間にはスペイサを挟み伝導による熱絶縁を図っている。一方、放射に対してはサブストレイト内側のほぼ全面を多層インシュレーション・ブランケットで覆い放射交換を少なくしている。このブランケットは他にスラストチューブの内外面、サーマルルーバ取付部以外のプラットフォーム裏面にも用いられている。

搭載機器で発生した熱はプラットフォームの裏面に取付けられた4台の箱形のサーマルルーバから下部放熱プレート (AFT PLATE) を介して間接的に宇宙空間へ放出される。ルーバ単体の放射能力はブレード全閉時 (10°C) で 5.4 W となり、全開時 (20°C) で 28.7 W を有している。なお、ここで用いた下部放熱プレートはマヌーバ時の姿勢の変化あるいは外乱などによるスピンの傾きなどのあらゆる要因によって探査機の下方向から入射する可能性のある太陽光放射による機器の急激な温度上昇を防ぐ役目をしており、機器部に対して常に安定したヒートシンクとしての役割を果たすために取付けられている。下部放熱プレートはアルミニウム板 (厚さ 0.2 mm) の内面に黒色塗装を施し、外面にアルミ蒸着テフロン (テフロン面を表) を貼りつけることにより構成されている。上部プレートに対しては側面と同様な考えから最外層がアルミ蒸着カプトンシート (カプトン面を表) から成る多層インシュレーション・ブランケットで覆い宇宙空間との放射交換を切っている。

## 2) 搭載機器

搭載機器取付け面を除くプラットフォーム上面および搭載機器に対しては各機器間の放射交換を良くするために原則として全て黒色塗装を施している。

高発熱機器である S バンドテレメータ送信機には純アルミ材の薄板 (厚さ 1 mm, 面積約 1070 cm<sup>2</sup>) で出来ているサーマルダブラを送信機の下に敷きプラットフォームへの熱散逸を促進している。

リアクションコントロール系 (RCS) のタンクと燃料配管, スタースカナ (STS) の取付け台およびニューテーションダンパ (ND) にはそれぞれヒータを貼り付け低温防止対策をとっている。また、左右対称の位置に搭載された RCS タンクの温度差を 10°C 以内に収める設計要求がなされたため、周囲との伝導および放射を遮断するためプラットフォームの間にはスペイサを挟み、さらにタンク全体とその配管系はブランケットで被覆して

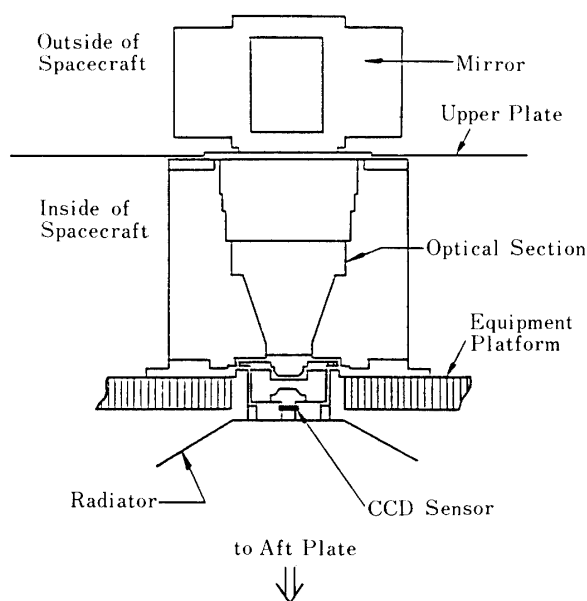


図3 観測器 UVI の熱計装

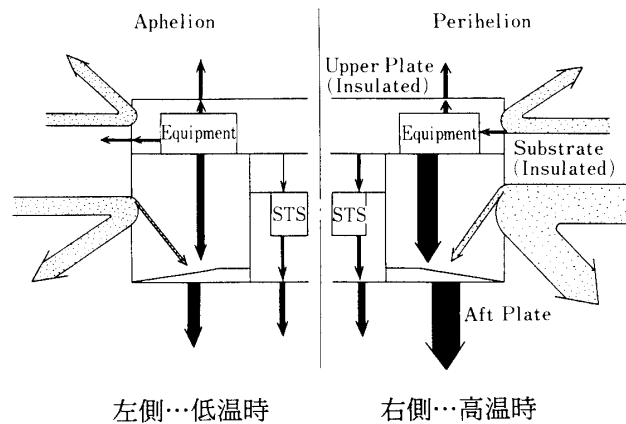


図4 探査機へ出入する熱の流れ

いる。

観測器 UVI の光学系は宇宙空間に露出しているため全体がサーマルブランケットで包んである。また、CCD センサ部は全ミッションにわたり  $-20^{\circ}\text{C}$  以下に保つよう要求されたため図3で示すようにアルミニウム製(厚さ 0.5 mm)の放熱板を直接 CCD センサ部に取り付けて放射冷却による熱制御を行っている。放射熱の表面積は約  $512\text{ cm}^2$  で下部プレートと対向する面には黒色塗装を施し放射交換を図っている。逆にプラットフォームと向い合う面はバフ研磨することによりプラットフォームとの間の放射交換は極力抑えている。

直接宇宙空間に露出している高利得アンテナの一次放射器およびサポート部はサーマルブランケットで包み、主反射鏡の背面には、熱歪による RF 放射特性への影響を配慮して黒色に塗装されている。

上記の熱計装を探査機に施した結果、熱の流れを探査機全体で考えると図4で示す様な概念図を描くことができる。右側で示されている部分は太陽光の受光強度が 1 SC という低温時における熱の流れであり、これに対して左側は受光強度が 2 SC という高温時の熱の流れを表している。点線で示す矢印は外部からの熱入力を示し、黒塗りの矢印は探査機内部から宇宙空間への熱の流出を表している。

### 3. 飛翔および解析結果

#### 3.1 飛翔結果

「さきがけ」と「すいせい」の飛翔時の温度履歴を図5および図6に示す。図では構体および搭載機器の代表的な計測点であるサブストレイト(太陽電池貼付け部)、下部放熱プレート、Sバンドテレメータ送信機、バッテリーおよびコンバータの温度データを示している。

両探査機の温度は図1で示した太陽光の受光強度の変化に伴って上昇している。また、「さきがけ」の打上げ後 30~40 日および 70~80 日と「すいせい」の 147~204 日にかけてみられる下部放熱プレートの温度上昇はマヌーバによる姿勢変化のため放熱プレートから太陽光が入射したためで、これに伴い搭載機器の温度も上昇しているが、その上昇率は下

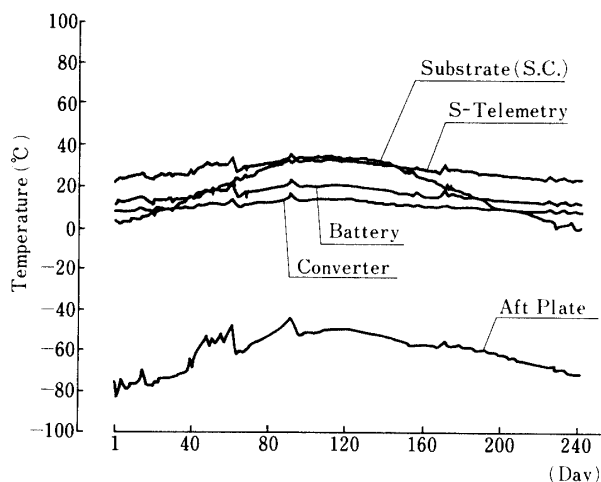


図5 「さきがけ」の打上げ後の飛行温度データ

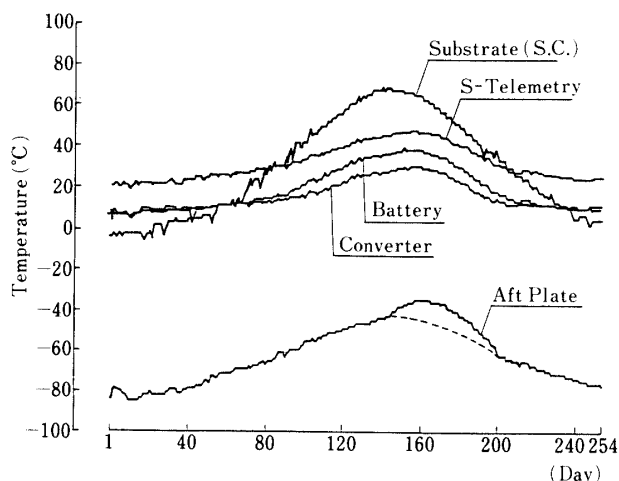


図6 「すいせい」の打上げ後の飛行温度データ

部放熱プレートにより緩和されていることがわかる。なお、「すいせい」の下部放熱プレートで示されている点線は下方向からの熱入力がないときのプレート温度の変化を予想したものである。UVIのCCDセンサ部には温度センサの貼付けが不可能なためそのセンサ近傍で計られている温度を目安として評価を行っている。このため、高温時においてセンサ近傍の温度が $-5^{\circ}\text{C}$ となっているが——UVI単体の熱真空試験の結果からセンサ部の温度は計測点より $30\sim 40^{\circ}\text{C}$ 低いことが明らか——センサ部の温度は要求された $-20^{\circ}\text{C}$ 以下に収まっているものと考えられる。

### 3.2 解析結果

図7および8に熱入力最大となる「さきがけ」('85.5.1)と「すいせい」('86.1.13)の飛行温度データと予測温度との温度差を示している。プラットフォームに搭載されている機器は予測値に対して約 $\pm 4^{\circ}\text{C}$ 以内に収まっているが、構体部ではやや大きな温度差

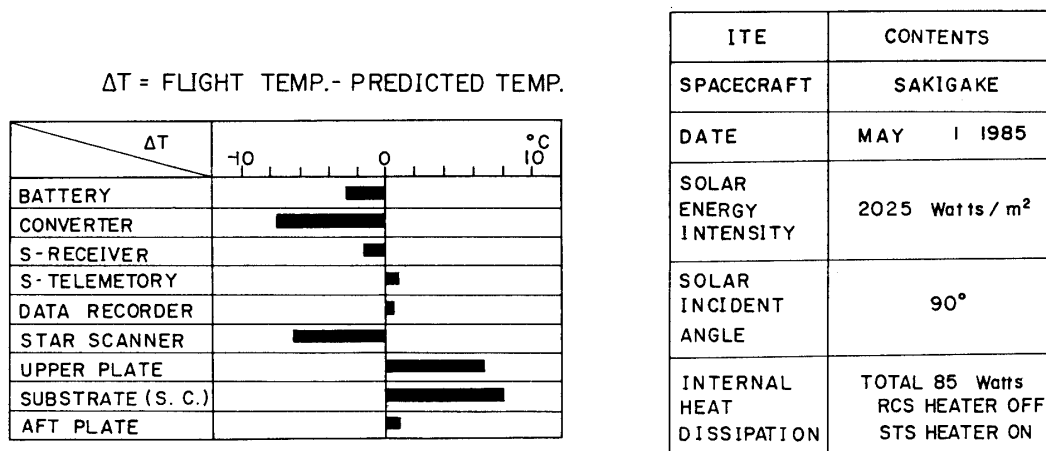


図7 「さきがけ」の飛行温度データと予測温度との温度差

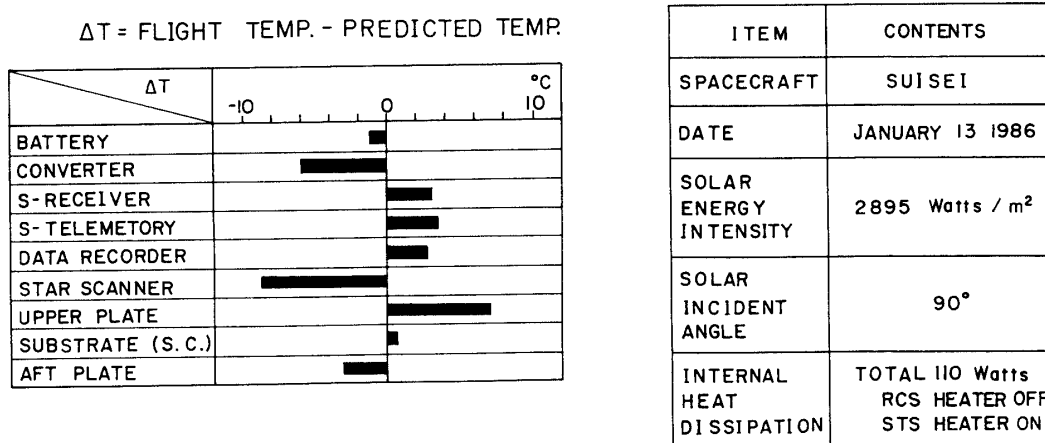


図8 「すいせい」の飛行温度データと予測温度との温度差

が生じる結果となった。しかし、この温度差の影響がUVIの観測に支障を与えたり、左右対称に配置されたRCSタンクの温度差を増加させる様な傾向は全く認められなかった。

#### 4. ま と め

「さきがけ」、「すいせい」は今までにない低温および高温モードの厳しい熱的環境を経過してきたが、いずれの環境に対しても当初の熱設計の目標とほぼ一致する結果が得られている。このことは受動型および能動型の熱制御方法を併用することにより可なり幅広い熱設計が可能であることを示したものと考える。

終りに、本熱設計に御協力頂いたNTT通信網第二研究所並びに三菱電機鎌倉製作所の関係各位に深甚の謝意を表す。