

科学衛星の熱設計の歩みと 熱物性研究について

History of Thermal Design for Spacecraft and
Research of Thermophysical Properties

序 論

本稿は、「科学衛星の熱設計の歩みと熱物性研究について」、日本熱物性学会誌 2008 Vol. 22, No. 1 ~ 2010 Vol. 24, No. 1 の 8 回にわたり解説記事として執筆しました原稿、および JAXA 宇宙科学研究所 SES データセンター発行(2010.9)の原稿を基に、さらに加筆・修正したものです。

本稿は、次のような構成から成っています。

科学衛星の熱設計については、1970 年 2 月 11 日、ロケット L-4S-5 号機により打上げられました「おおすみ」から、2006 年 9 月 23 日、ロケット M-V-7 号機により打上げられました「ひので」に至る、計 29 機の歩みについてまとめています。この間、打上げ能力は質量約 24 kg から最大 1,700 kg、消費電力は約 30 W から約 600 W に増え、正しく大型衛星の仲間入りです。

熱設計については、以下のようにまとめています。

- ・熱設計の課題
- ・課題に対処するための熱計装
- ・熱設計の構築、および設計温度を確認するための熱数学モデル（熱解析モデル）
- ・熱設計を検証するための熱真空試験
- ・衛星のフライト前後の温度解析と評価

また、熱物性研究については、衛星の熱設計に欠かせない内容を記述しています。

- ・太陽光吸収率 α_S 、全半球放射率 ϵ_H の測定技術と推算
- ・熱制御材料の紫外線、電子線、陽子線等による光学劣化とその評価
- ・機能性ラジエータの開発

なお、科学衛星の熱設計および熱物性研究に関する詳細については、参考文献を参照いただければ幸いです。

2012 年 9 月 25 日
元 (独)JAXA 宇宙科学研究所
大西 晃

目次

	序論	i
1	宇宙へ	1-5
	「おおすみ」「たんせい」「しんせい」の熱設計	
	熱物性研究について	6-7
	熱数学モデルの構築	
	参考文献	
2	オーロラをたずねて	8-13
	「でんぱ」「たんせい2号」「たいよう」「たんせい3」「きょっこう」「じきけん」 「はくちょう」の熱設計	
	熱物性研究について	14-16
	太陽光を利用した太陽光吸収率・全半球放射率の測定	
	参考文献	
3	太陽指向衛星	17-23
	「たんせい4」「ひのとり」「てんま」「おおぞら」の熱設計	
	熱物性研究について	24-26
	太陽光吸収率・全半球放射率の測定技術	
	付録 ・ 展開パドルの動釣合と人工衛星のレーザ測距、参考文献	27-29
	参考文献	
4	ハレー彗星との遭遇	31-38
	「さきがけ」「すいせい」の熱設計	
	参考文献	
5	月・惑星探査	39-48
	「ぎんが」「あけぼの」「ひてん」「ようこう」「GEOTAIL」「あすか」の熱設計	
	熱物性研究について	49-53
	熱制御材料の紫外線、電子線、陽子線等による光学劣化とその評価	
	参考文献	
6	深宇宙を電波で探る	55-62
	「はるか」の熱設計	
	熱物性研究について	63-66
	ラジエータの機能化に関する研究1-放射率可変素子の開発	
	参考文献	
7	火星探査機「のぞみ」・小惑星探査機「はやぶさ」	67-74
	「のぞみ」「はやぶさ」の熱設計	
	熱物性研究について	75-77
	ラジエータの機能化に関する研究2-自律型吸放熱デバイスの開発	
	参考文献	
8	大型天文衛星「すざく」「あかり」「ひので」	79-87
	「すざく」「あかり」「ひので」の熱設計	
	熱物性研究について	88-90
	ポリイミドフォームによる多層断熱システムの開発	
	参考文献	
	謝辞	91-92

1 宇宙へ

1 Go to Space

はじめに

本稿は、我が国の宇宙開発の創成期から成熟期に至るまでの科学衛星の熱設計の経緯について述べます。それは、日本の第1号衛星「おおすみ」から第24号科学衛星「ひので」に至る計29機の科学衛星の熱制御技術と、そこで必要とされる熱物性研究について、エピソードなどを交えながら、8回に分けて連載する予定です。

本題に入る前に宇宙機の基本的な構成や熱設計の考え方について述べます。宇宙機は、科学衛星、実用衛星、およびその大小に係わらず構造系、熱制御系、姿勢制御系、推進系、通信系、電源系、データ処理系などのバス部と、宇宙空間や惑星、あるいは地球を観測するための機器が搭載されたミッション部から構成されています。このように宇宙機を設計・製作することは、多岐にわたる専門技術とこれらを統合、管理するシステム工学が要求されます。この中で熱設計の果たす役割は大きく、宇宙機システムや搭載機器の全運用に係わっており、特に宇宙機の寿命を左右するという点が特徴的です。

第1回は、我が国最初の人工衛星「おおすみ」(世界で4番目)、工学試験衛星「たんせい」、第1号科学衛星「しんせい」と、まさしく日本の宇宙開発の幕開けを担った3衛星について記述します。表1.1に各衛星の諸元をまとめて示します[1.1]。

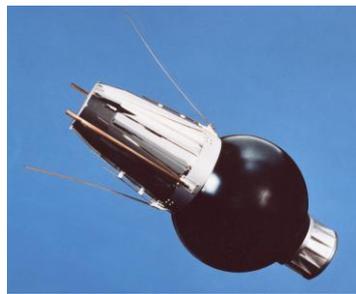
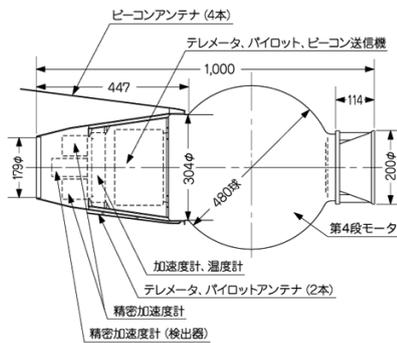
熱設計の歩み

「おおすみ」 [1.2, 1.3]

「おおすみ」は、人工衛星打上げ技術の習得と衛星に関する工学的試験を目的に、ロケットL-4S-5号機により、1970年2月11日に打ち上げられました。「おおすみ」の名は、打ち上げ地である大隅半島に因んで名づけられたものです。図1.1に「おおすみ」の概念図と写真をそれぞれ示します。黒の球形部分は衛星を軌道に投入するための第4段球形モータ(チタンニウム合金)、銀色の台形の部分は衛星本体で、総重量は23.8kgです。衛星本体は、図1.2に示すように(1)アルミニウムの外部ケース、(2)搭載電子機器、(3、4)アンテナ類から構成されています。電子機器は上から精密加速度計、2段目には加速度計、温度系、3段目はテレメータ送信機、トラッキング用送信機、ビーコン送信機、酸化銀-亜鉛電池(5AH)等が搭載されました。

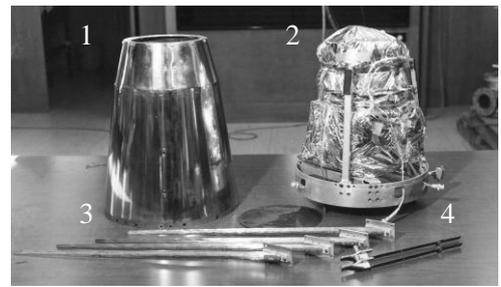
Table 1.1 Dimensions of spacecrafts.

衛星	ミッション	質量 (kg)	近地点/遠地点 (km)	打上げ ロケット	打上げ時期
「おおすみ」	人工衛星打上げ技術の習得と 衛星についての工学的試験	24	350/5,140	L-4S-5	1970.2.11
試験衛星 「たんせい」	軌道投入後の衛星環境及び機 能試験	63	990/1,110	M-4S-2	1971.2.16
第1号科学衛星 「しんせい」	電離層、宇宙線、短波帯太陽雑 音等の観測	66	870/1,870	M-4S-3	1971.9.28



1970年2月11日13時25分打上げ

Fig. 1.1 Configuration of OSUMI.



1. Al case, 2. Experimental equipment,
3. 136 MHz antenna, 4. 400 MHz antenna.

Fig. 1.2 Onboard experiments.

熱設計は、衛星本体と球形モータが結合された状態で宇宙空間を飛行するため、球形モータの燃焼後の放熱を図るため黒色塗装を施しました。また、衛星本体は宇宙空間で低温になることを想定して、全体をアルミニウムカバーで覆い宇宙空間とはふく射断熱を図りました。特に重要な電池部は、構体と断熱するため、厚さ 2 mm のテフロン板を挟み、かつ 25 μm のアルミ蒸着マイラフィルムを 4 層構造にした多層断熱材で包み、ふく射断熱を図りました。後述しますが、実はこの熱設計の考え方に誤りがあり、予定より衛星の寿命を早める結果になりました。

「おおすみ」の 1 週目の信号電波は鹿児島県内之浦宇宙空間観測所において正常に受信され、ここに初めて日本の人工衛星が誕生しました。ただ、この時の球形モータケースの表面温度は約 50°C、テレメータ送信機の温度は約 68°C と、予想より高温となり、筆者等は初の人工衛星誕生の喜びと背中合せに冷や汗を掻く破目になりました。その現実には打上げ後 2 日目に現れ、テレメータ送信機の温度は約 70°C と高温となり、テレメータ送信機の送信が不能になり、「おおすみ」の寿命を失いました。計画では、搭載電池の容量から約 30 時間の寿命を予定していましたが、最初にして、熱設計の困難さにぶつかるありさまでした。この要因は球形モータ燃焼後のヒートソークバックの評価を誤ったこと、加えて搭載電子機器の発熱を考え、衛星本体と宇宙空間とはふく射結合を図るところを断熱設計にしたことにありました。

そもそも、熱設計の始まりはこうでした。土曜の昼下がり、'大西君、第 4 段目の球形モータの色、白色と黒色の塗料を準備しているが、どちらにするかを夕方まで決めてくれませんか'とお声がかかり、早速、熱解析に必要な情報収集に取り掛かりました。しかし、熱解析に一番重要な燃焼後の球形モータの温度が分からず、某助教授に訊ねると、手で触れますよ、と返事がありました。手で触れることは、私を含めて皆チョット熱めの風呂を想像し、球形モータ燃焼後の温度は 50°C 程度とと思いました。当時のロケットモータの燃焼試験は大気中で行われるため、対流効果の影響でモータ温度があまり上昇しないこと、ましてや真空中での伝熱など想像もしませんでした。もう一つ問題がありました。当時の土曜日は、半ドンと言って午前中みの勤務でした。当然、日本にまだ 2 台しかないスーパーコンピュータも既に稼働が止まり、熱解析用ソフトウェアを使用した温度予測は不可能で、手計算に頼ることにしました。その結果、球形モータは黒色と決めました。今、考えてみると、アホみたいな話です。しかし、日本の人工衛星の誕生を目指して研究所全体（東京大学宇宙航空研究所）が一丸になっていたことは事実でした。その「おおすみ」は、地球の引力に引っ張られるように 2003 年 8 月に寿命を終えました。「おおすみ」の模型や写真を見ると、いまだに苦い喜びが湧いてくると、この経験が以後私の生きる基礎になりました。

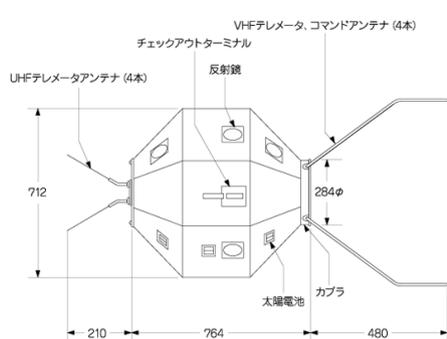
試験衛星「たんせい」 [1.2-1.4]

「たんせい」は、L-4S 型より一回り大きい M-3S 型ロケットで 1971 年 2 月 16 日に打ち上げられました。この目的は開発されたロケットの性能評価と、衛星の新しい技術を実環境において実証し、習得することです。当時、諸外国の宇宙機の設計は、フライト用とバックアップ用の 2 機を製作することが一般的でした。しかし、大学の 1 研究所ではそのような予算はなく、1 機のみを製作し、安価で効率よく

性能を評価してフライトに臨む方法が行われました。それは、設計、製作する立場の者にとって、常に緊張を強いられました。

図 1.3 に「たんせい」の概念図と写真を示します。形状は、直径約 75 cm の球に内接する 26 面体で、質量は約 63 kg です。外被パネルは厚さ 8 mm のアルミニウムハニカムが用いられ、その表面はエポキシ系半光沢黒色塗料で処理されました。衛星の頭部は 400 MHz テレメータアンテナ、下端には 136 MHz のテレメータ送信機と 148 MHz コマンド受信機の共用アンテナが搭載されました。搭載機器はマグネシウム合金から成るデッキ構造の上下に配置されました。この衛星は、試験内容が限定され寿命が短いため、電池のみの運用としました。

熱設計は受動型の熱制御方式を採用しました。外被パネルは、球形に近い多面体表面に黒色塗装を施し、その内面は Al バフ研磨の処理をしました。これは、スピン制御の姿勢制御のため、どのような姿勢に対しても太陽光の熱入力が一様で、かつ宇宙空間への放熱も一様になるように設計された結果です。各搭載機器は、図 1.4 に示すように多層断熱材 MLI (Multilayer insulation) で包む、独立熱設計としました。熱設計ではノード数約 30 点の熱数学モデルを構築しました。



1971年2月16日13時00分打上げ



Fig. 1.3 Configuration of TANSEI.

Fig. 1.4 Onboard experiments with MLI.

熱真空試験は、一般に擬似太陽光が用いられませんが、ここでは太陽光、アルベド、地球赤外ふく射に相当する熱入力をヒータで与えるスキンヒータ方式を採用しました。具体的には、外被パネルにシートヒータを貼り、その表面はフライトモデルの放射率の特性に合わせた処理を行います。各パネルヒータの熱入力の切替は、当時はまだコンピュータではなく、タイマが用いられました。スキンヒータ方式の利点は、試験設備や試験に係わる運用経費が安価であること、運用が容易であること等が挙げられます。その反面、実装される材料の太陽光吸収率の評価、および搭載機器の観測窓による太陽光の熱入力を厳密に評価することが行えない等の欠点があります。

図 1.5 に熱真空試験用チャンバに設置された「たんせい」を示します。温度計測には打点式記録器が用いられ、全測定点数は約 60 チャンネルで、現在の 10 分の 1 です。

フライトの温度計測は外部、内部合わせて 18 チャンネルで、データレコーダにより、初めて軌道一週分のデータを取得することができました。衛星の寿命は約 1 週間で、96 周回分のデータを取得することができました。「たんせい」では「おおすみ」の教訓を生かして、第 3 段球形モータは軌道投入後、分離することになりました。

フライト温度は、搭載機器等で約 20 ~ 30°C、構体や外被パネル等では約 -45 ~ 35°C に収められ、それぞれ許容温度範囲内であることが確認されました。図 1.6 は外被パネル中段部の軌道一周中の温度変化を示しま

す（縦軸は温度；℃、横軸は時間；時：分）。4時40分頃の急激な温度低下は宇宙機が地球の陰、日陰に入ったことを示し、5時06分頃の温度上昇は日陰から日照に移ったことを示しています。図でお分かりのように、取得されたデータはコンピュータ処理をされますが、グラフにする手段がなく手書きされたものです。このときは、軌道一周分の温度データを初めて取得することができ、詳細な熱解析と熱設計の評価が行えるようになりました。早速、アルバイトの人と18チャンネルの温度データ96週分全てをグラフにしました。グラフ用紙にすると1728枚、今でも捨てきれずにいます。不思議なもので、手書きではデータ数に限りはありますが、それでも宇宙機の熱の流れ方がいろいろと理解できました。

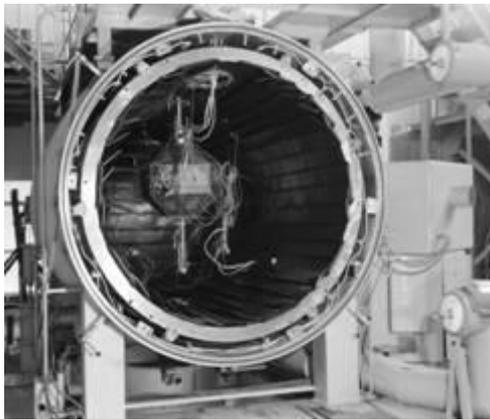


Fig. 1.5 Thermal vacuum test of TANSEI.

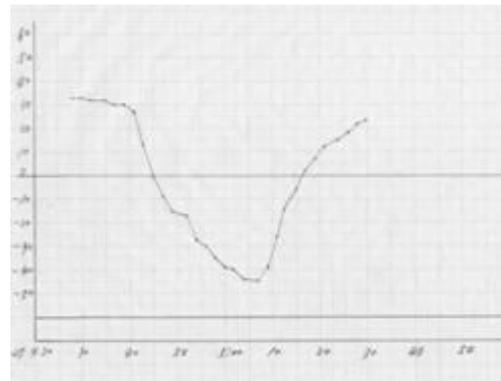
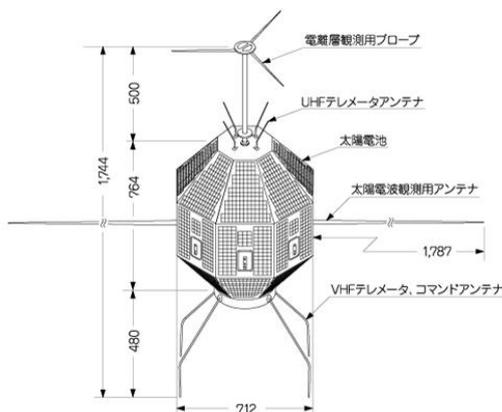


Fig. 1.6 Flight temperature of TANSEI.

科学衛星「しんせい」 [1.2, 1.3, 1.5]

「たんせい」から約7ヵ月後の1971年9月28日、我が国の本格的な科学衛星「しんせい」が誕生しました。外観形状は26面体、質量は66kgと、「たんせい」とほぼ同様です。「しんせい」では外被に太陽電池セルがほぼ全面に貼られ、発生電力は約30W、搭載電子機器の消費電力約15Wをまかなうのに十分でした。図1.7に「しんせい」の概念図と写真をそれぞれ示します。

熱設計は「たんせい」と異なり、外被パネルの内面にMLIを実装し宇宙機全体を包み、外部と断熱を図りました。図1.8(a)に外被パネル用MLIを、(b)に外被パネル内面に実装されたMLIをそれぞれ示します。搭載機器の表面は図1.9に示すようにアルマイト（黒色）で処理し、機器間のふく射結合を強め内部温度の均一化を図りました。しかし、図でお分かりのように、とても熱設計のことを考えて構築されているとは思えない程、電子機器やケーブルがぎっしりと詰まっています。

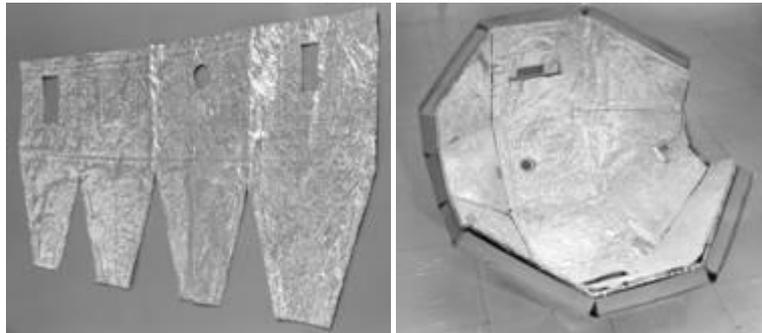


1971年9月28日13時00分打上げ

Fig.1.7 Configuration of SHINSEI.

搭載電子機器のフライト温度は、許容温度範囲の 20～30℃に収められましたが、電池の温度は、打上げ当初-10～50℃と大きく変化する結果になりました。また冷や汗をかくところでしたが、駒場の衛星管制室で連日夜を徹して電池の運用を工夫することによって、難を逃れることができました。「たんせい」では、電池の放電のみを考慮すればよかったです。「しんせい」では太陽電池セルによる充電が過充電になり、温度上昇を招く結果になりました。まだまだ、科学衛星の熱設計の基本的な考え方が分からない時期でした。熱設計の手法がまだ分からないところに加えて、この頃のロケットは熱屋泣かせでした。それは、表 1.1 でお分かりのように、ロケットの軌道投入精度が余り良くなく、目標の楕円軌道が実際には長楕円軌道に変わりました。それは、打上げ前に正確な軌道 6 要素が得られないため、日陰率の予測がつかないことでした。加えて、姿勢制御が行われなため、宇宙機の温度ポテンシャルを決める太陽光の入射方向が定まらないことも 1 つの要因でした。

「しんせい」のフライト温度の結果から、日陰率や姿勢の予測できない宇宙機に対しては、日照時の太陽角（宇宙機の各要素表面（ノード）の法線ベクトルと太陽方向ベクトルとのなす角）をパラメータにし、熱入力が最大するとき高温最悪とし、日陰最大するとき低温最悪とし、その高温、低温の最悪条件において許容温度範囲（搭載機器の動作温度範囲）を逸脱しないように熱設計を構築することが必要であると、分かってきました。「しんせい」の成果は、はじめて宇宙機の熱設計として論文にまとめることができました[1.6]。



(a) External MLI.

(b) External panel with MLI.

Fig. 1.8 Multilayer insulation of SINSEI.

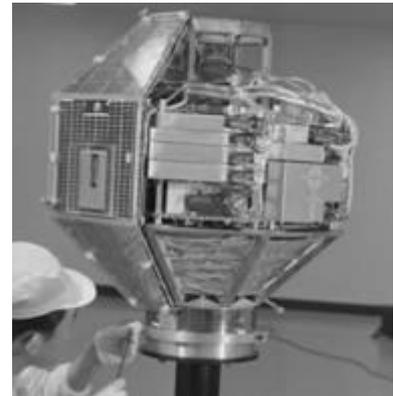


Fig. 1.9 Experimental equipments of SHINSEI.

熱物性研究について

熱数学モデルの構築

私が宇宙に飛び込んだ時代は、軌道上の宇宙機の温度を予測するソフトウェアはまだありませんでした。そのため、宇宙機の軌道中の熱解析を行い、各部の温度を求めるソフトウェアの作製することが、私の熱設計に携わるきっかけになりました。作製したソフトウェアは、次のようなステップで構成されています [1.7, 1.8]。

① 入力条件

軌道 6 要素、宇宙機の姿勢、スピンの有無、各ノードの形状、ノード間の熱伝導結合係数・ふく射結合係数

② 地球の扁平差（摂動）による軌道要素の変化の計算

③ 宇宙機の位置・太陽方向の計算

④ 宇宙機各要素への外部熱入力の計算

太陽光ふく射、地球アルベド、地球赤外ふく射

⑤ 宇宙機各ノードの温度計算

⑥ 出力

このソフトウェアにより、熱解析が可能になりましたが、当時のスーパーコンピュータの能力は、1つの軌道を 50 分割にし、かつその分割点で求められる宇宙機の温度のノード数は 15 程度でした。アメリカでは 100 ノード近くの熱解析ができることを聞き、ノード数を増やすため、All night でスーパーコンピュータを独占して解析したこともありました。

ここで、宇宙機の熱設計で重要となる④項の外部熱入力である太陽光ふく射、地球アルベド、地球赤外ふく射等について、少し触れたいと思います。

- 太陽光は、約 6000 K の黒体温度に相当し、各惑星で受けるふく射エネルギーは表 1.2 に示すように太陽からの距離の 2 乗に反比例します。地球周回する宇宙機の熱設計では太陽の季節変動のみを考慮して熱設計を構築すればよいわけですが、惑星探査の場合はそう簡単ではありません。それは地球を出発点にして、例えば、水星探査では太陽光のふく射エネルギーは地球の約 10 倍になり、逆に、木星探査では約 27 分の 1 となります。熱設計なしではとても成り立ちません。この惑星探査機の熱設計については、また別の機会にお話しいたします。
- 地球アルベドは、太陽光が地球表面で反射された成分が宇宙機に入射するエネルギーです。この計算は太陽が地球の半分を照らしているとき、その上を通過する宇宙機が地球を見る立体角内に明るい部分は何割あるかを求めるもので地球の公転、自転、および宇宙機の軌道周回により、時々刻々と変化します。地球表面の反射は拡散反射と考え、反射率は海、森、氷など地表の状態によって異なりますが、平均して 36% が使われています。この根拠はアメリカの宇宙機によって地球表面の反射率を長年に渡って測定された結果です [1.9]。未知のことにチャレンジし、それを成功に導くには、このような地道な研究の連続があってはじめて成り立つことに気付くのと、また関心もさせられました。例えば、平板の法線方向から受ける地球アルベドは、高度 500 km で約 350 W/m^2 になります。表 1.2 に各惑星のアルベド係数を示します。
- 地球赤外ふく射は、宇宙機から地球を見る立体角で定まり、地球アルベド同様に地表状態により異なります。一般に、地球の温度を約 288 K の黒体として考えています。例えば、平板の法線方向から受ける地球赤外ふく射は、高度 500 km で約 237 W/m^2 になります。

このように熱設計では、太陽光はもちろんのこと、地球アルベドや地球赤外ふく射等を考慮することが重要であることがお分かりいただけたと思います。もちろん、他の惑星においても同様です。また、このソフトウェアを作製して改めて実感したことは、地球は丸くない、ということでした。それは、地球の扁平差により、軌道傾斜角が変わらないまま、楕円軌道の遠地点と近地点の位置が移動し、何ヶ月後には入

れ替わる現象で、実際の宇宙機の動きが予測通りになり、何かワクワクした覚えがあります。このソフトウェアの作製に2年程掛かりましたが、熱解析を進めていくうちに、そこで扱われている材料の熱物性値が重要であることを痛感しました。ハンドブック（余り有用ではなかった）やNASA等の文献を調べましたが、納得いくような解が得られないことから、自分でやるかと思ひ、熱物性の研究に進むことになりました。

Table 1.2 Solar constant and albedo for planets.

惑星	太陽からの平均距離		惑星半径 (km)	太陽定数 (W/m ²)	アルベド
	天文単位(AU)	×10 ⁶ km			
水星	0.38	57	2485	9029	0.06
金星	0.72	108	6199	2586	0.76
地球	1.00	149	6370	1353	0.36
火星	1.52	227	3314	582.8	0.16
木星	5.20	778	69885	49.9	0.73
土星	9.54	1427	57515	14.8	0.76
天王星	19.18	2869	25482	3.68	0.93
海王星	30.07	4498	24850	1.4	0.62
冥王星	39.44	5900		0.8	0.50

まとめ

今回は、1970年2月から1971年9月の短期間に打ち上げられました3機の宇宙機の熱設計を中心にお話をさせていただきました。繰返しになりますが、「おおすみ」の成功は、さらにさかのぼること15年前、1955年4月東京大学生産技術研究所が都下国分寺で行った、ペンシルロケット水平発射の実験が出発点であることは言うまでもありません。

参考文献

- [1.1] 宇宙科学研究本部パンフレット, (2007).
- [1.2] 宇宙科学研究本部ホームページ, <http://www.isas.jaxa.jp/j/enterp/missions/catalogue.shtml>.
- [1.3] 宇宙空間観測所30年史, 文部省宇宙科学研究所発行, (1987).
- [1.4] M-4S-2 実験報告書 (たんせい), 東京大学宇宙航空研究所, SES データセンター, (1971.2).
- [1.5] M-4S-3 実験報告書 (しんせい-1971-080A), 東京大学宇宙航空研究所, SES データセンター, (1971.9).
- [1.6] 大西晃, 他; 第1号科学衛星「新星」の熱設計, 第16回宇科連, (1972), 33.
- [1.7] 大西 晃; 人工衛星の外部ふく射強度と温度計算, 東京大学宇宙航空研究所, 計測部輪講会資料, (1970).
- [1.8] 大西 晃, 他; 宇宙機用熱解析法の研究, 川崎重工技報第92号, (1985), 26-32.
- [1.9] A. J. Drummond; NASA SP-8005, (1971).

2 オーロラをたずねて

2 Make a Search for Aurora

はじめに

第2回は、科学衛星の基本技術の習得およびロケットの性能を検証するために打上げられた2機の試験衛星と小型衛星ながら科学ミッションを遂行した5機の科学衛星の熱設計について述べます。

「でんぱ」「たんせい2」および「たいよう」では、姿勢制御が行われ熱設計の条件が明確になりました。しかし、熱設計はまだ暗中模索で、数少ない熱制御材料を駆使して行った時期でした。

「たんせい3号」「きょっこう」は、オーロラ観測のため、スピン軸を地球の磁力線に沿った姿勢制御が行われました。熱設計では、複雑な太陽光の熱入力の変化に対応するため、「たんせい3」ではヒートパイプを初めて搭載し、衛星内部の温度の均一化を図りました。「たんせい3」の熱設計は容易ではなく悩まされました。そんな思いから今回のタイトルとしました。

「じきけん」は、ミッション要求から長楕円軌道に投入されるため、日陰時間が長くなり衛星の低温化を防ぐ熱設計が求められました。「きょっこう」に引き続き一難去ってまた一難といった日々でした。表2.1に今回紹介する7つの人工衛星の諸元を示します[2.1]。

熱物性の測定については、研究室で行いました太陽シミュレータによる太陽光吸収率 α_s と全半球放射率 ϵ_H の比の測定と、北アルプス乗鞍山系の東京大学乗鞍コロナ観測所において太陽を追尾しながら行った(α_s/ϵ_H)の測定方法について述べます。

Table 2.1 Dimensions of spacecrafts.

衛星	ミッション	質量 (kg)	近地点/遠地点 (km)	打上げ ロケット	打上げ時期
第2号科学衛星 「でんぱ」	プラズマ波・密度, 電子粒子線, 電磁波, 地磁気等の観測	75	250 / 6,570	M-4S-4	1972.8.19
試験衛星 「たんせい2号」	ロケットの特性の測定と衛星についての 工学的試験	56	290 / 3,240	M-3C-1	1974.2.16
第3号科学衛星 「たいよう」	太陽軟X線, 太陽真空紫外放射線, 紫外 地球コロナ輝線等の観測	86	260 / 3,140	M-3C-2	1975.2.24
試験衛星 「たんせい3号」	ロケットの特性の測定と衛星についての 工学的試験	129	790 / 3,810 軌道傾斜角 66°	M-3H-1	1977.2.19
第5号科学衛星 「きょっこう」	プラズマ密度・温度・組成, 電子エネルギーの 分布, 地球コロナ分布等の観測, オ ーロラの紫外線撮像	126	630 / 3,970 軌道傾斜角 65°	M-3H-2	1978.2.4
第6号科学衛星 「じきけん」	電子密度, 粒子線, プラズマ波等の観測	90	220 / 30,100	M-3H-3	1978.9.16
第4号科学衛星 「はくちょう」	X線星, X線バースト, 超軟X線星雲等の 観測	96	545 / 577	M-3C-4	1979.2.21

熱設計の歩み

「でんぱ」・「たんせい2」・「たいよう」 [2.2-2.6]

図 2.1 に「でんぱ」「たんせい2」「たいよう」の概観図と写真を示します。形状は対角線 75 ~ 80 cm、高さ 45 ~ 70 cm の八角柱で、質量は 56 ~ 86 kg です。これら 3 衛星から、太陽光の入射角が側面法線方向 $\pm 30^\circ$ 以内に姿勢制御が行われるようになりました。その結果、熱設計の考え方が明確になり、また共通化されました。具体的には、衛星の上部、下部パネルの外被表面はアルミバフ研磨で処理し、内面は多層断熱材 MLI で処理しふく射断熱を図りました。またパネル間には金蒸着 FRP を挿入して伝導断熱を図り、衛星内の上下方向の温度勾配を小さくしました。

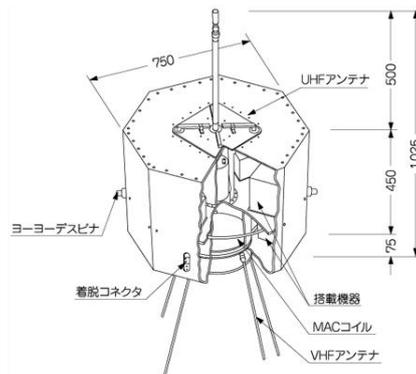
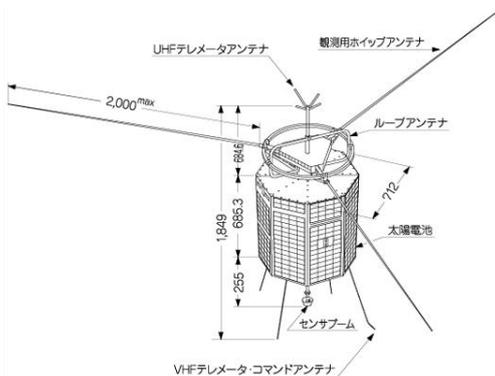
側面パネルの外被は「でんぱ」「たいよう」では太陽電池素子を貼付け (図 2.1(a)、(c))、「たんせい2」は、太陽電池素子の α_s と ε_H に等しくなるように黒色塗装 94%、アルミニウムバフ研磨 (以後アルミバフ研磨と呼ぶ) 6%の割合で処理しました (図 2.1(b))。また、側面パネルの内面は「でんぱ」「たいよう」ではアルミバフ研磨を、「たんせい2」は黒色塗装 50%、バフ研磨 50%のストライプ状 (図 2.2) にしました。

搭載機器は、「でんぱ」では機器毎に MLI で包む独立制御 (図 2.3(a)) とし、「たんせい2」は搭載機器の表面を黒色塗装 (図 2.3(b)) で処理して機器間のふく射結合を図り、内部温度の均一化を図りました。この考え方は、今日の熱設計の基本になりました。

ここで特記すべきことは、「でんぱ」までは、ノーズフェアリングの開頭が第 2 段ロケットモータの点火以前に行われていました。そのため、空力加熱により一部搭載機が厳しい温度環境に晒されていました。しかし、「たんせい2」からは、開頭が点火後に行われるようになり、空力加熱の問題は解消しました。

熱解析は 3 衛星ともほぼ同数の約 30 ~ 40 ノードで行いました。

フライト温度は、「でんぱ」では打上げ時の空力加熱により、初期は上部パネル 70°C 、搭載機器 40°C と高い温度でしたが、軌道を 25 周するころから安定し、搭載機器は約 10°C 、太陽電池素子では日照で約 20°C 、日陰で約 -55°C に収まりました。「たいよう」は、軌道 1 週中の変化が 2.3°C と小さく収まりましたが、衛星の熱容量が小さいため、太陽光の入射角や日陰の長短による影響を直接受けて $10 \sim 30^\circ\text{C}$ と大きく変化しました。特に、二次電池は充放電により $20 \sim 40^\circ\text{C}$ 変化し、独立制御の必要性が求められました [2.7]。



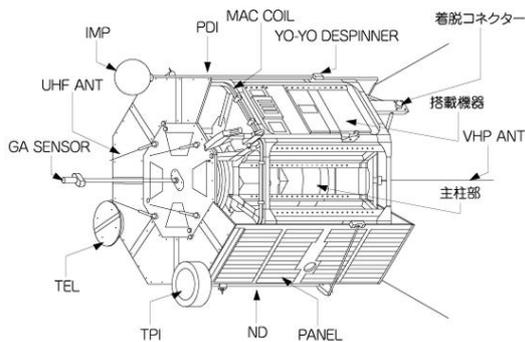
1972年8月19日11時40分打上げ

(a) DENPA.



1974年2月16日14時00分打上げ

(b) TANSEI 2.



1975年2月24日14時25分打上げ

(c) TAIYO.

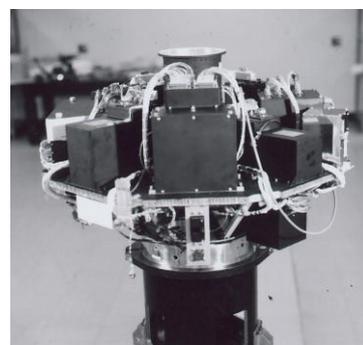
Fig. 2.1 Configuration of DENPA, TANSEI 2 and TAIYOU [2.3].



Fig. 2.2 Side panel of TANSEI 2.



(a) Arrangement MLI.



(b) Arrangement black paint.

Fig. 2.3 Experimental equipments of DENPA and TANSEI 2.

「たんせい3」・「きょっこう」 [2.2, 2.3]

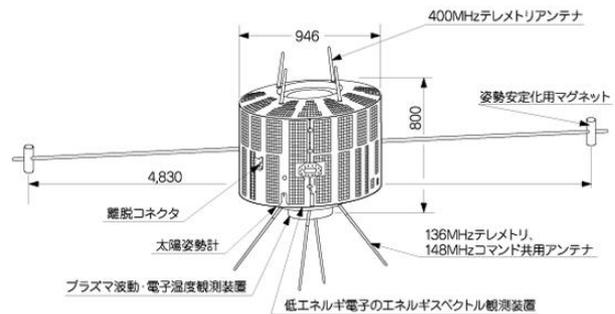
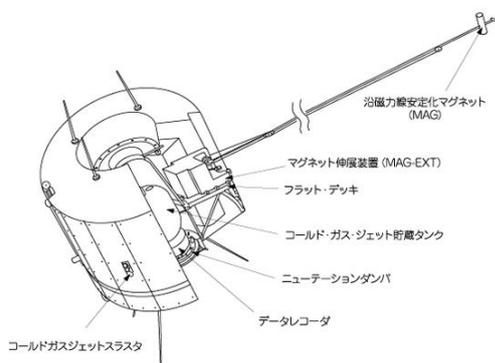
図 2.4 に「たんせい3」「きょっこう」の概観図と写真を示します。形状は直径約 94.6 cm、高さ約 80.0 cm の円筒形です。質量は、ロケットの性能が向上され両機共約 120 kg です。2機の衛星は、沿磁力線姿勢制御による北極圏のオーロラ観測を行うため、スピン軸を地球の磁力線に沿って制御し、かつ低スピンの要求がなされました。熱設計では、太陽光が全方向から入射することを前提にしました。

「たんせい3」の外被パネルは、図 2.4(a) に示すように太陽電池素子の α_S と ϵ_H に併せるように無色アルマイト 60%、黒色塗装 40%の縞模様としました。内面は無色アルマイト 50%、黒色塗装 50%の処理をしました[2.8]。さらに、「たんせい3」では、衛星内部の温度勾配が生じないようにグループ型のヒートパイプを初めて採用しました。図 2.5(a)にヒートパイプ搭載図、(b)にスピン軸用ヒートパイプをそれぞれ示します。ヒートパイプは、スピン軸に対して垂直面内の側面パネルに 4 本、スピン軸方向のスラストチューブに 4 本搭載されました。材料は SUS を、冷媒にはメタノールを用いました。熱制御能力は、7~10 W と 18~26 W でした。ヒートパイプは、フライト温度から正常に動作していることが確認されましたが、期待した程顕著な効果が得られませんでした。当初の解析では、衛星のスピンがヒートパイプの動作に影響を及ぼしたものと考えられましたが、今思いますと、ヒートパイプの吸熱部と放熱部における各接点の部材との伝熱の扱い方に誤りがあったのではないかと考えています。この結果、「きょっこう」ではヒートパイプの効果が期待できないことと、ヒートパイプの冷媒が衛星の姿勢安定に影響を及ぼすこと等を考量して搭載を断念しました。このため、ヒートパイプを積極的に搭載して熱設計が行われるのは、28 年後の 2005 年 7 月に打上げられました第 23 号科学衛星「すざく」まで待たなければなりません。

「きょっこう」の外被パネルは、図 2.4(b)に示すように太陽電池素子 57%、アルミバフ研磨 26%、黒色塗装 17%の割合で処理し、内面は全て黒色塗装を施しました[2.9, 2.10]。

図 2.6 (a)に「きょっこう」で使用した熱制御材料の熱物性、(b)に 82 ノードから構成される搭載機器の熱数学モデルをそれぞれ示します。図 2.7 に「きょっこう」の搭載機器の配置を示します。

熱真空試験は、このときからミニコンピュータが導入され太陽光、アルベド、地球赤外放射等の熱入力は、計算制御により供給されました。また、温度測定点も 120 点に増え、グラフィックディスプレイによるグラフ表示が可能になり、データ処理、温度解析に有効でした。手書きのグラフからも解放されました。フライト温度は、「たんせい 3」では、発熱が安定しているテレメータ送信機で 30 ~ 50°C、側面パネルで 10 ~ 75°Cと予測に比べ約 10°C高めになりました。これは、外被パネルの熱制御材料の α_s と ϵ_H の値が正確に測定されていないためでした。「きょっこう」は、受動型のみ熱設計で行われたため、内部の温度は-16 ~ +35°Cと搭載機器にとっては厳しい温度環境となりましたが、オーロラ観測をはじめ全ミッション無事終了することができました。



1977年2月19日14時15分打上げ

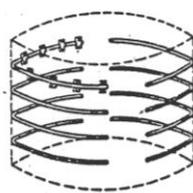
(a) TANSEI 3.



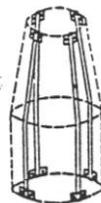
1978年2月4日16時00分打上げ

(b) KYOKKO.

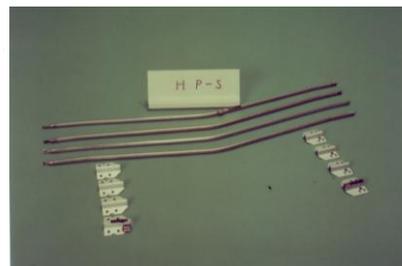
Fig. 2.4 Configuration of TANSEI 3 and KYUKKO.



Side panel



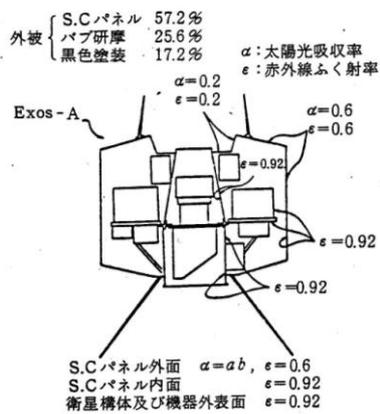
Spin axis



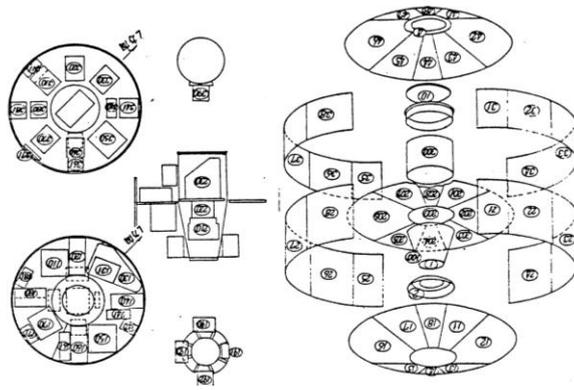
(b) Spin axis heat pipe

(a) Overview of heat pipe

Fig. 2.5 Onboard heat pipe of TANSEI 3.



(a) Thermal control materials.



(b) Thermal analysis model with 82 node.

Fig. 2.6 Thermal design of KYOKKO.

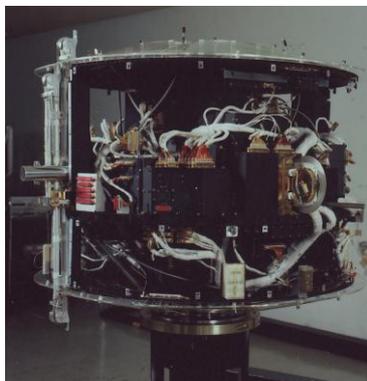


Fig. 2.7 Experimental equipments of KYOKKO.

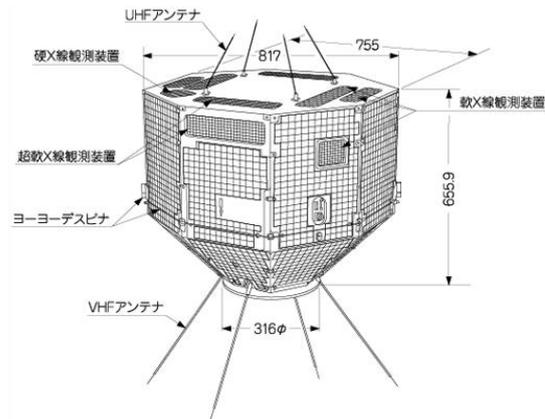
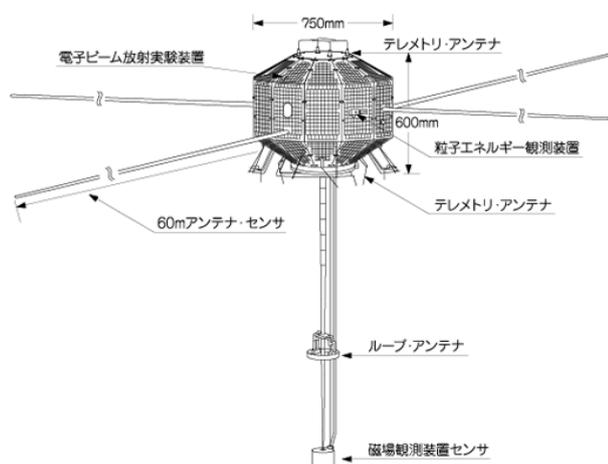
これまで述べてきましたように、この頃の熱設計は、熱制御材料の種類が少ない、 α_s や ϵ_H の熱物性を正確に測定する技術がない、加えて宇宙環境における熱制御材料の劣化データが少ない等の課題を抱えていました。そのため、熱設計では熱物性が一般的によく知られ、かつ劣化の少ない白色塗料（ただし、紫外線によく劣化する）、黒色塗料および金属バフ研磨と限られた材料で行うか、あるいは「たんせい3」の外被パネルのように縞模様にし、擬似的に α_s 、 ϵ_H を作り、対処しました。

「じきけん」・「はくちょう」 [2.2, 2.3]

図 2.8 に「じきけん」「はくちょう」の概観図と写真を示します。形状は直径約 80 cm、高さ約 60 cm で、質量は約 90 kg です。運用中の消費電力は約 20 W です。

「じきけん」は、ミッション要求から近地点 220 km、遠地点 30,100 km の長楕円軌道に投入することが計画され、日陰時間が 118 分と長くなりました。そのため、電力が常に約 19 W 確保できること、また熱入力が一様になるように 38 面の多面体の形状とし、全外被表面の 80%を太陽電池素子、残り 20%をアルミバフ研磨で処理しました。衛星内部の上面と側面パネルは、アルミバフ研磨 60%、黒色塗装 40%、下面パネルにはアルミバフ研磨 94%、黒色塗装 6%の処理を行いました。搭載機器は、図 2.9 に示すように黒色塗装を基本としましたが、長時間の日陰による一部機器の低温化が心配されたため、機器表面を金メッキで処理し、周囲とふく射断熱を図りました。特に、許容温度範囲の狭い電池には専用のヒータが初めて採用され、能動型熱制御の幕開けとなりました。

「はくちょう」では、搭載機器の要求温度範囲が示され、熱設計の方針が明確になりました。外被上面パネルはアルミバフ研磨 100%、側面と下部パネルには太陽電池素子と一部黒色塗装で処理しました。内部は、上面パネル、側面パネル共に黒色塗装とアルミバフ研磨、下面パネルは黒色塗装でそれぞれ処理しました。搭載機器のフライト温度は、「じきけん」で 0~30℃の範囲に[2.11]、「はくちょう」では約 25℃と、非常に安定した温度範囲に収められました[2.12, 2.13]。



1978年9月16日14時00分打上げ



1979年2月21日14時00分打上げ

Fig. 2.8 Configuration of JIKIKEN and HAKUCHO.

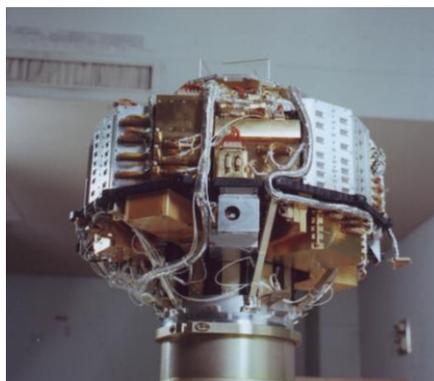


Fig. 2.9 Experimental equipments of JIKIKEN.

熱物性研究について

太陽光を利用した太陽光吸収率 α_s 、全半球放射率 ϵ_H の測定

当時、人工衛星の温度を決定する上で最も必要とされたパラメータは、太陽光吸収率 α_s と全半球放射率 ϵ_H の熱物性でした。したがって、筆者は、これらパラメータの測定から取り掛かることに致しました。とは言え、当研究室にはまだ装置がそろっていませんので、太陽電池素子の研究を行っています他の研究室の装置をお借りしてスタートしました。当時の手書きの資料が私の手元に残っていましたので、その資料を基にお話いたします[2.14]。ご紹介する測定方法は、今日ではさほど重要ではないので簡単に述べます。図 2.10 に (α_s/ϵ_H) 測定装置の系統図を示します。構成はクセノン光源の太陽シミュレータ、照度計、液体窒素冷却が可能なシュラウド付スペースチェンバ、試料、試料ホルダ、および記録計から成ります。試料は木綿糸で試料ホルダ吊り下げ、液体窒素で冷却されたスペースチェンバ内に設置します。その試料に太陽シミュレータで照射し、まず試料温度の上昇過程、平衡状態を測定し、次に太陽シミュレータを off し、下降過程を測定します。この時、太陽シミュレータの照射エネルギーは標準太陽電池を用いて、One solar constant (大気圏外における太陽エネルギー) であることを確認します。その結果、平衡温度では (α_s/ϵ_H) の比を、また上昇と下降過程の同一温度の (dT/dt) と T^4 の関係から同様に (α_s/ϵ_H) の比をそれぞれ求めます。しかし、測定結果を整理し、ハンドブックと比較しますと[2.15]、黒色塗料等では比較的一致しますが、カバーガラス付太陽電池素子等では一致しないことが分かりました。それは、大気圏外の太陽光と太陽シミュレータとのスペクトルの違いであることが分かりました。浅知恵で太陽シミュレータといえ、太陽光と同等のスペクトルが得られるものと思っていました。その当時は、まだ太陽スペクトルと同等の出力が得られるフィルタの設計、製作する技術がなかったものと思います。

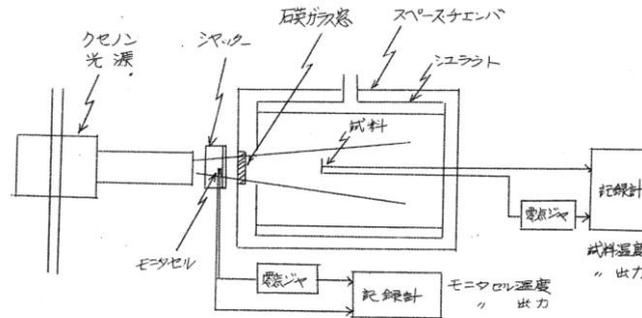
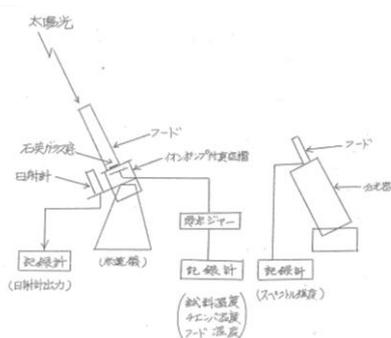


Fig. 2.10 α_s/ϵ_H measurement system by solar simulator.

そこで、実際の太陽光を使えば良いのではないかと考え研究室で議論しました。衛星の熱設計が押迫っており、 α_s 、 ϵ_H のデータが必要であること、また、太陽電池素子の出力校正が必要であること等が加わり、話しは簡単にまとまりました。太陽光の大気による減衰がなるべく少ない場所ということで、確か相談をしてから 1 週間後には北アルプス乗鞍山系摩利支天岳 (海拔 2876 m) の東京大学乗鞍コロナ観測所 (現国立天文台) に居ました。コロナ観測所に来るまでの 1 週間は、今でも思うとゾッとします。短期間で太陽追尾装置である赤道儀の調達や、その上に設置する小型の真空容器や排気装置等を徹夜で準備したこと、また、観測所に着いた時は生憎雨で、その中を実験装置類、とりわけ 200 l の液体窒素のデュワをトラックから人力で降ろす作業を 7 月とはいえ山はまだ寒く、身の縮まる思いをしました。図 2.11(a) に太陽追尾による (α_s/ϵ_H) 測定装置の系統図、(b) に測定装置の写真、(c) に測定の準備風景をそれぞれ示します。装置の構成は、太陽追尾用赤道儀、イオンポンプ付真空容器と周囲の散乱光を防ぐためのフード、太陽エネルギー測定用日射計、および太陽光のスペクトルを測定する分光器から成ります。この測定では、もう一

つエピソードがありました。やっと準備ができ、連日の雨も上がり太陽が現れましたので、測定に取り掛かろうと装置を太陽に向けたとたん、黒色塗料の試料からアウトガスが発生し、真空装置の石英窓ガラスが真空蒸着されたように曇ってしまいました。初めてアウトガスの怖さを実感すると、実に情けない思いをしました。気を取り直して装置を改修し、再度測定を行いました。測定中の太陽エネルギーは Air mass 1 (大気圏外は 0) が得られ、時折薄い雲が流れる程度で測定には支障をきたすことはありませんでした。この太陽追尾による (α_S/ϵ_H) の測定は、ロケット打上げ基地の鹿児島宇宙空間観測所においても引き続き行いました。太陽シミュレータと太陽光追尾の (α_S/ϵ_H) の測定結果の一例を示します。黒色塗料は 1.08 と 1.05、太陽電池素子では 0.84 と 0.99 でした。つくづく分光器があればと思った幸いです。



(a) Schematic diagram of α_S/ϵ_H measurement. (b) α_S/ϵ_H measurement system. (c) Equipment of measurement system.

Fig. 2.11 α_S/ϵ_H measurement system by solar.

まとめ

今回は 7 機の人工衛星の熱設計を中心に書かせていただきました。人工衛星の成功により、科学者が目を見開いたようにいっきに宇宙観測を開始した時期でした。そんな魅力あるミッションを熱的立場から如何に成功させていくかを念頭に携っていた時代でした。余談になりますが、図 2.1(b)「たんせい 2」の写真をご覧ください。衛星の周りにワイヤーが巻いてあり、その左端の小さな四角の重りがご覧になれるかと思えます。それは、私のテーマの一つで「ヨーヨーデスピナ」と言います。原理はきわめて簡単で、衛星のスピン軸に直交する面内に重りの付いたワイヤーを巻きつけ、その重りを衛星から切り離すと、ワイヤーは衛星のスピン方向にほどけていき、その間にケーブルに働く張力によって衛星のスピンを減衰させるトルクが生じます。ワイヤーが完全にほどけ、それを衛星から切り離すと、それまで衛星が持っていた角運動量を重りが持ち去り、衛星は所定のスピン数に減速される、仕組みです。

参考文献

- [2.1] 宇宙科学研究本部パンフレット, (2007).
- [2.2] 宇宙科学研究本部ホームページ, <http://www.isas.jaxa.jp/j/enterp/missions/catalogue.shtml>.
- [2.3] 宇宙空間観測所 30 年史, 文部省宇宙科学研究所発行, (1987).
- [2.4] M-4S-4 実験報告書(でんぱ-1972-064A), 東京大学宇宙航空研究所, SES データセンター, (1972.8).
- [2.5] M-3C-1 実験報告書(たんせい II 号 1974-08A), 東京大学宇宙航空研究所, SES データセンター, (1974.2).
- [2.6] M-3C-2 実験報告書(たいよう 1975-014A), 東京大学宇宙航空研究所, SES データセンター, (1975.2).
- [2.7] S. Kato, Y. Matsufuzi, I. Mase, T. Hayashi and A. Ohnishi; "Thermal Control of the Scientific Satellite TAIYO", Pro. 12th Int. Sym. on space technology and science, (1977) 757-762.

- [2.8] M-3H-1 実験報告書(たんせい3号), 東京大学宇宙航空研究所, SES データセンター, (1977.6).
- [2.9] 科学衛星 EXOS-A 中間報告書, 東京大学宇宙航空研究所科学衛星専門委員会, 第35 研究班
- [2.10] M-3H-2/EXOS-A 号機実験報告書(きょっこう), 東京大学宇宙航空研究所, SES データセンター, (1978.5).
- [2.11] M-3H-3/EXOS-B 号機実験報告書(じきけん), 東京大学宇宙航空研究所, SES データセンター, (1978.9).
- [2.12] M-3C-4 号機実験計画書(CORSA-b), 東京大学宇宙航空研究所, SES データセンター, (1978.2).
- [2.13] M-3C-4/CORSA-b 号機実験報告書, 東京大学宇宙航空研究所, SES データセンター, (1979.6).
- [2.14] 大西晃; 「衛星表面材料の太陽光吸収率と温度放射率」, 東京大学宇宙航空研究所 宇宙電子工学談話会資料 (1972).
- [2.15] David G. Gilmore; “ Satellite Thermal Control Handbook”, The Aerospace Corporation Press/EI Segundo, California.

3 太陽指向衛星

3 Sun Pointing Satellites

はじめに

第3回は、太陽電池素子が衛星本体の周りに貼り付けられていましたボディ・マウント (Body mount) 方式から、展開型太陽電池パドル方式と構造的に大きく変化した4機の科学衛星「たんせい4」「ひのとり」「てんま」「おおぞら」の熱設計について述べます。この方式の採用は、熱設計においても大きな変化を与えました。それは、衛星のスピンの軸がほぼ太陽指向する姿勢制御が行われるため、衛星のほぼ全表面を熱制御面として扱うことが可能になりました。例えば、太陽光入射がある上面パネルは主熱制御面とし、側面パネルは放熱面に、下面パネルは断熱面と、役割を明確にすることが可能になり、厳密かつ定量的な熱設計が行えるようになりました。また、「おおぞら」ではミッション中に温度ポテンシャルが3衛星よりも大きく変化することから、宇宙空間への放熱量の調整が可能なサーマル・ルーバを初めて搭載しました。表3.1に4機の科学衛星の諸元を示します[3.1]。

熱物性研究については、熱設計において重要なパラメータとなる全半球放射率の温度依存性、太陽光吸収率の入射角度依存性等の測定技術について、地上と衛星を用いて宇宙空間で行ったそれぞれの測定方法を紹介します。

熱設計の歩み

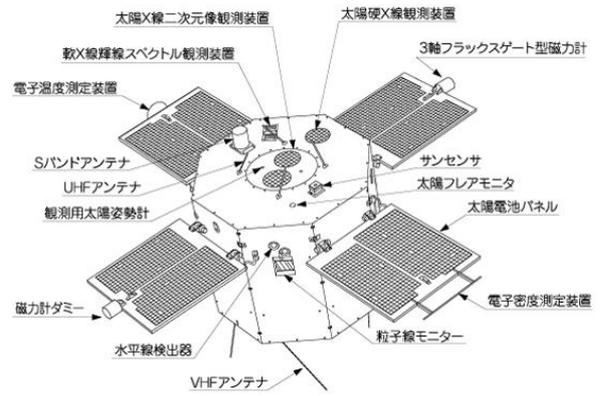
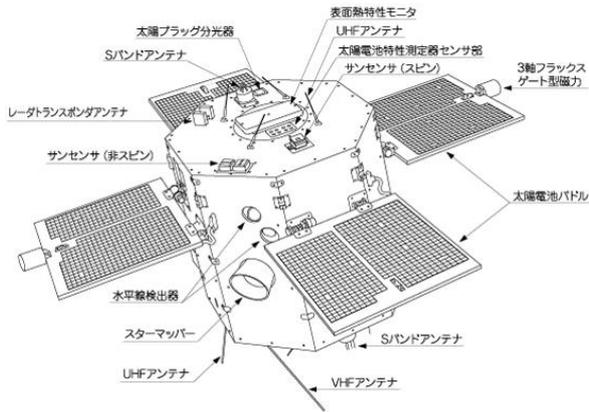
概要

図3.1に「たんせい4」「ひのとり」「てんま」「おおぞら」の概観図とイラストを示します[3.2]。4機の衛星の形状は、ほぼ同様に対辺寸法約90～100 cm、高さ約85 cmです。パドルは縦65 cm（「てんま」では86 cm）、横60 cmの物が90°毎に4枚搭載されました。太陽電池素子の発生電力は、Body mount方式の30～40 Wに比べ、パドル方式では3倍から4倍増やすことが可能になり100～180 W(4枚合計)になりました。また、ロケットの打上げ能力の性能向上により、衛星の質量は「たんせい3」の約120 kgに対して「たんせい4」では約185 kgに増加されました。

以降、太陽指向衛星の熱設計については「たんせい4」「おおぞら」を中心に記述します。

Table 3.1 Dimensions of spacecrafts.

衛星	ミッション	質量 (kg)	近地点/遠地点 (km)	打上げロケット	打上げ時期
試験衛星「たんせい4号」	ロケット特性の測定と衛星についての工学試験	185	521/606	M-3S-1	1980.2.17
第7号科学衛星「ひのとり」	太陽硬X線フレアの2次元像、太陽粒子線、X線バースト等の観測	188	576/644	M-4S-2	1981.2.21
第8号科学衛星「てんま」	X線、X線銀河、 γ 線バースト、軟X線雲の観測	216	497/503	M-4S-3	1983.2.20
第9号科学衛星「おおぞら」	地球周辺科学観測	207	354/865	M-4S-4	1984.2.14



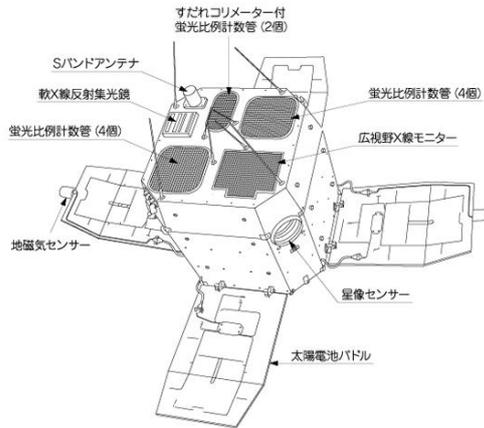
1980年2月17日9時40分打上げ

(a) TANSEI 4.



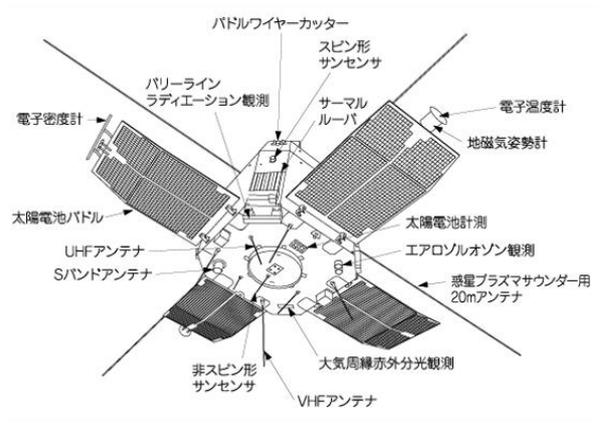
1981年2月21日9時30分打上げ

(b) HINOTORI.



1983年2月20日14時10分打上げ

(c) TENMA.



1984年2月14日17時00分打上げ

(d) OHZORA.

Fig. 3.1 Configuration of TANSEI 4, HINOTORI, TENMA and OHZORA.

「たんせい 4」「ひのとり」「てんま」 [3.3-3.7]

ここでは、主に「たんせい 4」を例にして熱設計を紹介します[3.8-3.10]。

表 3.2 に熱設計に課せられた諸条件を示します。表でお分かりのように熱設計に必要なパラメータ等が明確化され、定量化されました。

- ・ 軌道：衛星の投入高度、傾斜角、周期等から定まる日陰率。
- ・ 姿勢制御：初期運用から定常運用に移行する際の太陽角とスピンレートの変化。
- ・ 搭載機器：初期運用と定常運用における発熱量の変化。
- ・ 要求温度：搭載機器やセンサ類、および太陽電池パドルで代表される構造等の温度範囲。

初期運用はヨーヨーデスピナによるスピンレートの低減(軌道投入時の 30 rpm から 5 rpm)、パドルの展開、スピン軸の太陽指向による電力の確保等の運用が行われます。定常運用では観測機器等の正常動作、つまり計画された姿勢制御や衛星の各温度が許容温度範囲内に収められているか等の確認が行われます。このように設計条件を定め、整理して設計を進める方法は、「たんせい 4」からであったと思います。この熱設計条件の整理の方法は、今日ではより複雑にはなっていますが、基本的な考え方は受け継がれています。図 3.2 に太陽指向衛星の熱の流れを模式図で示します。右図は日照時を、左図は日陰時をそれぞれ示します。日照時の上部パネルは主熱入力面と考え、太陽光の約 8 割を反射し、1 割は衛星内に取り込め、他 1 割は側面パネル上部を通して宇宙空間に放熱されます。側面パネルは、内部発熱が従来の 2 倍の約 70 W が増えたため、側面中部を宇宙空間への放熱面とし、側面パネル下部と底部パネルは断熱面としました。一方、日陰時では上部パネル、側面パネル上部、中部から宇宙空間に放熱されますが、各パネル表面は内部機器の許容温度範囲の下限を逸脱しないように処理しました。

Table 3.2 Condition of thermal design.

軌道	<ul style="list-style-type: none"> ・ 高度：500 ~ 650 km の略円軌道 ・ 軌道傾斜角：約 39° ・ 周期：約 95 分 ・ 日陰率：0.138 ~ 0.378
姿勢	<ul style="list-style-type: none"> ・ 初期運用 <ul style="list-style-type: none"> -太陽角：0 ~ 50° -スピンレート：5 rpm ・ 定常運用 <ul style="list-style-type: none"> -太陽角：1.2°±0.5° -スピンレート：5 rpm または 0 ~ 0.1 rpm
打上げ時期	昭和 55 年 冬期
ミッションライフ	1 ヶ月

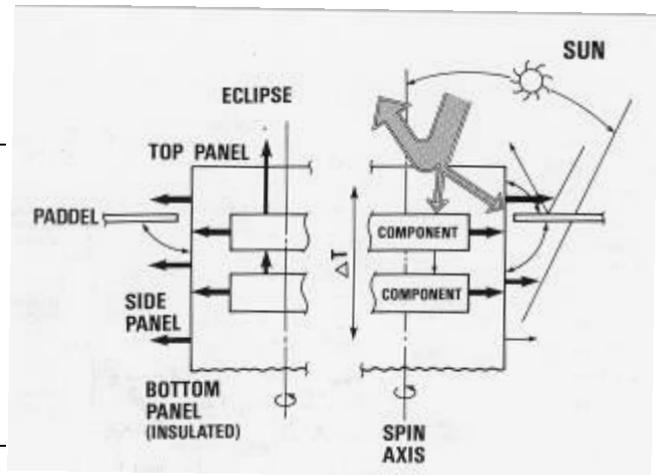


Fig. 3.2 Heat flow of sun pointing satellite.

図 3.3 に「たんせい 4」の外被パネルと搭載機器の熱計装(熱制御材料による表面処理方法)を示します。上部パネルはアルミバフ研磨 85%、アルミ蒸着テフロン 15% (仮想的な $\alpha_s / \epsilon = 0.23/0.14$)、側面パネル上部にアルミバフ研磨 35%、アルミ蒸着テフロン 65% (仮想的な $\alpha_s / \epsilon = 0.21/0.46$)、側面中部にはアルミバフ研磨 64%、アルミ蒸着テフロン 36% (仮想的な $\alpha_s / \epsilon = 0.22/0.27$)、側面パネル下部と底部パネルにはアルミバフ研磨 100% ($\alpha_s / \epsilon = 0.23/0.05$) の処理を施しました。

図 3.4 に「たんせい 4」の搭載機器を示します。搭載機器の表面は黒色塗装を基本としていますが、上部デッキに搭載された機器、例えば DAM-E、ACE 等の上面には金メッキを施し、上部パネルとのふく射結

合を抑える設計にしました。このような熱設計を行うことで、衛星内部の上下方向の温度差を小さくし、かつ均一化が図れました。電池は制御温度範囲が厳しく制限されたため、「たんせい4」では地上からの on/off のコマンド指令で動作する、受動型熱制御のヒータを初めて搭載しました。

また、太陽電池パドルの温度は日照時と日陰時において大きく変化することが予測されたため、上面は太陽電池素子とアルミ蒸着テフロンを、下面は放熱面としアルミ蒸着テフロンを施しました。

図 3.5 に「ひのとり」「てんま」の熱計装を示します。特記することは、「ひのとり」に搭載された太陽フレア X 線像観測器において、長さ 46 cm の上下方向の温度分布を 2°C 以内に収めることが要求されました。設計では周囲とはふく射、熱伝導共に断熱を図ることとし、機器全体を MLI で包み、かつ衛星構体とは断熱材を介して結合する方法としました。その結果、フライト温度は日陰のある軌道においても 1.1°C 以内に収めることができました。

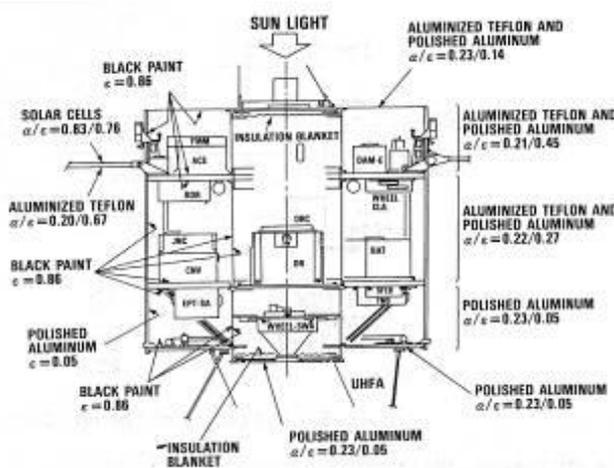
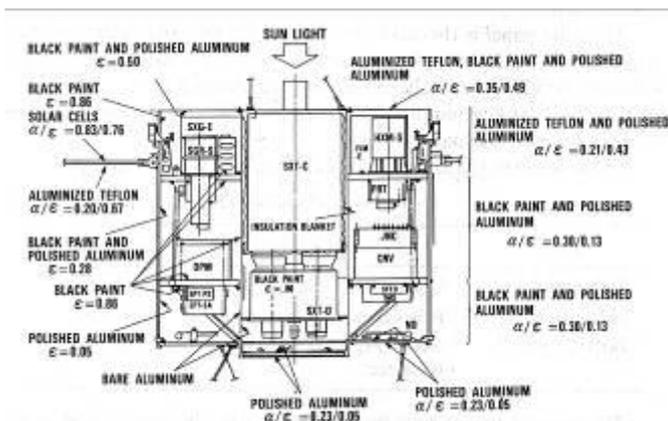


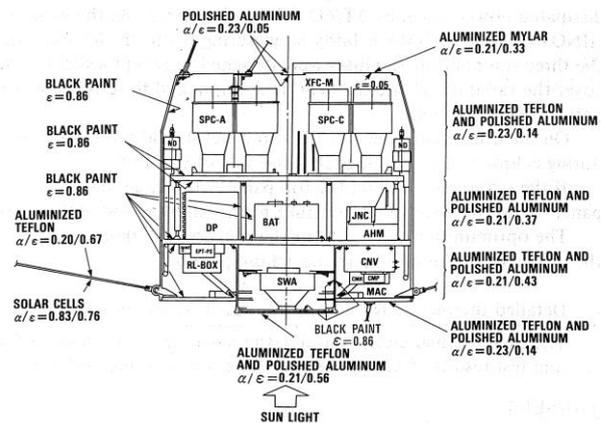
Fig. 3.3 Thermal design of TANSEI 4.



Fig. 3.4 Experimental equipments of TANSEI 4.



(a) HINOTORI.



(b) TENMA.

Fig. 3.5 Thermal design of HINOTORI and TENMA.

「おおぞら」 [3.11, 3.12]

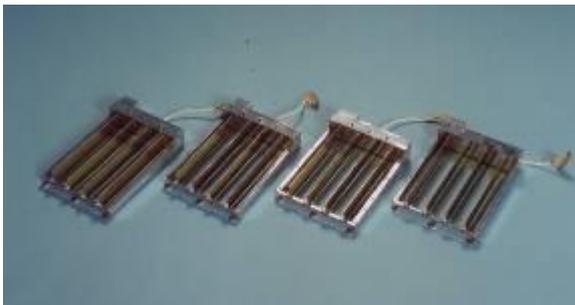
「おおぞら」は、観測目的から外被パネル表面で使用される熱制御材料の約 50%を導電性材料で覆うことが要求されました。この要求に対応するため、外被表面にはアルミバフ研磨約 70%とアルミ蒸着テフロ約 30%の処理を施しました。また、軌道傾斜角が 73°に投入されるため、軌道 1 周中において常に太陽光に晒される全日照ケースと地球の陰に入る日陰ケースが存在し、太陽光による軌道熱入力が大きく変化すること、搭載機器の消費電力が 40 W から 90 W に変化すること等から衛星の温度ポテンシャルがこれまでの 3 衛星に比べ大きく変化することが熱設計の課題になりました。

そこで、「おおぞら」では衛星内部の放熱量の調整が可能なサーマル・ルーバを 4 台搭載しました。

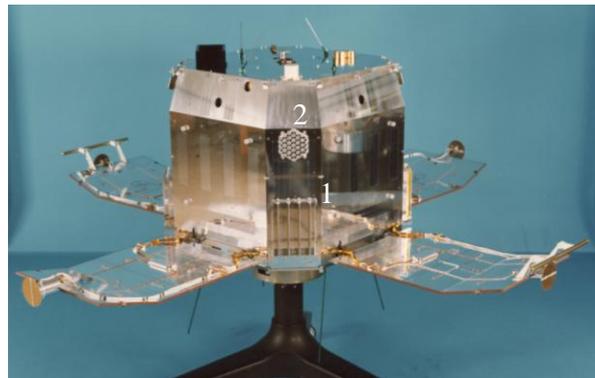
図 3.6(a)にサーマル・ルーバ、(b) にサーマル・ルーバの搭載位置をそれぞれ示します。この機能は、搭載機器が高温になるにしたがいルーバが開き宇宙空間への放熱を促進し、機器の高温化を防ぎます。逆に、低温になるにしたがいルーバが閉じて放熱を抑え、機器の低温化を防ぎます。構成は 2 枚のサイドフレーム、エンドフレーム、4 枚のルーバ・ブラッド、4 個のアクチュエータとハウジングから成ります。寸法は約 30×20×50 cm、質量は 1 台約 518 g です。表 3.3 に 1 台当たりのサーマル・ルーバの実効放射率と放熱能力の性能を示します。放熱能力は 4 台合計約 48 W です[3.13, 3.14]。搭載位置は、太陽光が入射する上部パネルの近傍の側面パネル上部に設置しました。内部発熱が大きく、かつ太陽光の入射がある場合、余分な熱を衛星内部に取り入れずサーマル・ルーバを介して素早く宇宙空間に放熱するためです。サーマル・ルーバは諸外国では既に用いられていましたが、日本では最初の試みでした。

Table 3.3 Performance of thermal louver.

サーマルルーバ	実効放射率	放熱能力 (W)	動作温度 (°C)
全 閉	0.07	2.0	5.0
全 開	0.54	12.0	15.0



(a) Four thermal louvers.



1. Thermal louver, 2. Laser reflector.

(b) On board thermal louver.

Fig.3.6 Thermal louver and laser reflector of OHZORA.

熱数学モデルと熱真空試験

4機の衛星の熱設計は、100から120のノード数の熱数学モデルを構築し行いました。また、この時期、初期に製作いたしました熱解析プログラムを使い易くすること、軌道決定精度の向上を図ること等を狙ってプログラムの整理と改修を行いました[3.15]。

「たんせい4」の熱真空試験は、展開型太陽電池パドルの採用によりその熱設計の検証と、パドルと衛星構体とのふく射結合の評価を行うため、図3.7に示すようにパドルを展開した状態で試験を行いました。試験の結果、パドルによるふく射の影響を理解することができたものと思ひ、「ひのとり」ではパドル無し状態で試験を行いました。その代わり、パドルから受けるふく射エネルギーをヒータで単純に側面パネルへ与えることにいたしました。しかし、パドルがないために側面パネルと液体窒素で冷却されたシールドとのふく射結合が増えたため、解析より低い温度になることが分かりました。この問題を解決するため、ふく射損失分を更にヒータで補う方法、あるいはふく射結合が強く結ばれている場合にはダミーパネルを準備することにしました。

熱真空試験では、擬似太陽光の代わりにヒータで熱入力を与えるスキンヒータ方式を採用していることを

(1)でお話いたしました。しかし、この方式による試験結果は解析に比べ10°Cから20°C程低くなる傾向が示されました。ただ、フライト温度は解析に比べ大きく逸脱しないことが分かっていたので、何か試験方法に問題があるものと思ひ、熱数学モデルのノード分割の方法などを検討いたしました。しばらく原因がわかりませんでした。結果はアホみたいな話でした。解析では全面に熱入力されることを、試験ではシートヒータを使用していたため、熱入力が局所的になりヒータある部分と、ない部分で温度差が生じ、結果的にはそこからのふく射損失が異なるために生じていました。熱解析の条件を正確に模擬していませんでした。「てんま」からは、シートヒータの代わりに線ヒータを用い、全面に熱入力を与える方法にしました。試験結果は解析と比較して±5°C以内に収められ、ここでスキンヒータ方式が確立されました。

これまでの熱真空試験では、ミニコンピュータのメモリの制約から230分毎にデータ(温度データ100~120チャンネルを2分毎に取得)を記録する作業が行われていました。それも、「おおぞら」からはミニコンピュータの性能が向上され、試験中の全データの処理が可能になり体力勝負の熱真空試験も楽になりました。

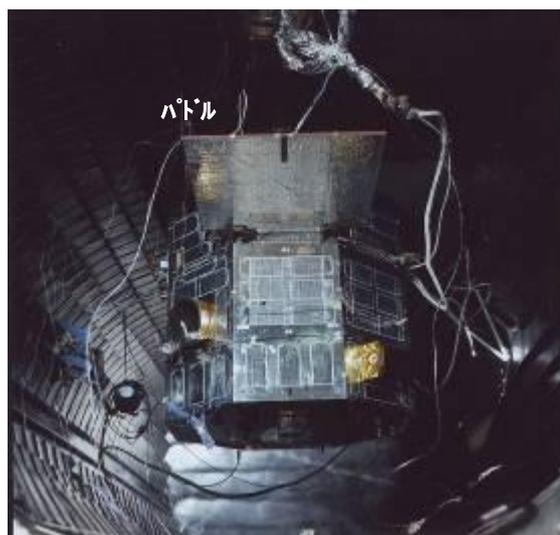


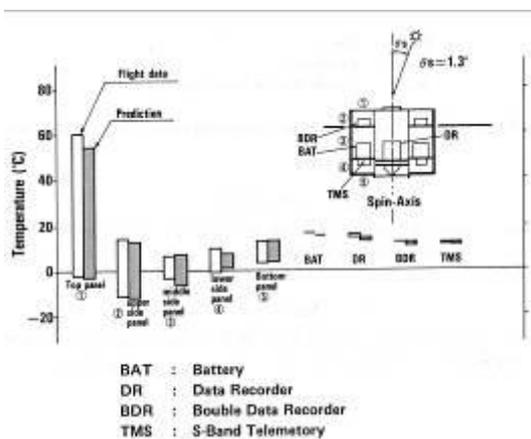
Fig. 3.7 Thermal vacuum test of TANSEI 4.

フライト温度

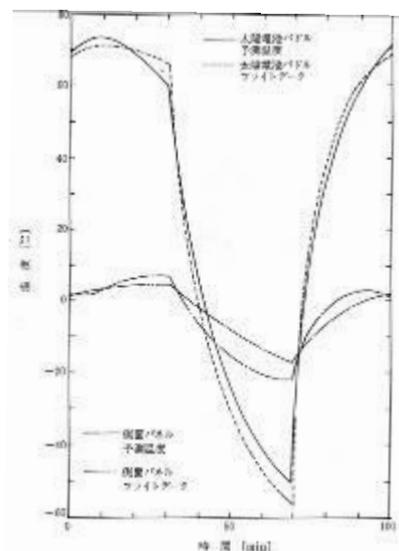
図 3.8 は「たんせい 4」のフライト温度と熱解析温度です。(a)は外被パネルおよび搭載機器の軌道 1 周中の最高、最低温度、(b)は太陽電池パドルと側面パネル温度の時間変化をそれぞれ示します。フライト温度は熱解析温度と良く一致していることが示されました。パドルのフライト温度と熱解析温度との差約 7°C の要因は、全半球放射率の温度依存性を考慮した設計が当時まだ行われていないためと考えています。

図 3.9(a)に「ひのとり」、(b)に「てんま」の搭載機器のフライト温度と熱解析温度の軌道 1 周中の最高、最低温度をそれぞれ示します。フライト温度は、熱解析温度と良好な一致が得られました。

「おおぞら」は、不幸なことに第 3 段モータの分離後、モータの残留ガスの影響により太陽電池パドル、およびパネルの一部が汚染されました。そのため、太陽光吸収率、全半球放射率が劣化して衛星の温度がテンシヤルが日照時で約 40°C 高くなる結果になりました。打上げ当初は熱設計に誤りがあるのではないかと考えましたが、詳細に温度データの解析を行うことと、先の「てんま」のフライトデータと比較することにより、明らかに汚染の影響を受けていることが分かりました。特に太陽電池パドルでは顕著に現れ、先端部では「てんま」との有意差は認められませんでした。中央部では「てんま」の -20 ~ +40°C に比べ、-50 ~ +73°C と大きく異なることが確認されました[3.12]。初めてアウトガスの洗礼を受け、その怖さを知りました。このとき、問題解決のために一月近くデータを眺めていた記憶があります。

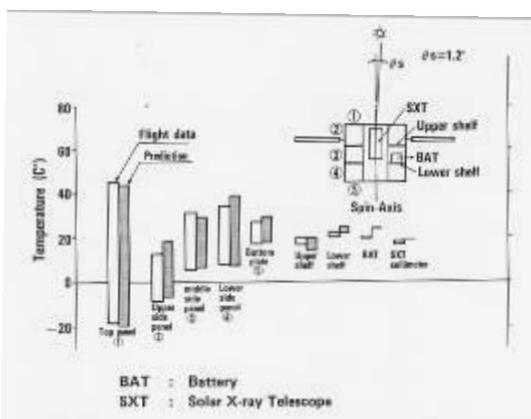


(a) Experiments temperatures.

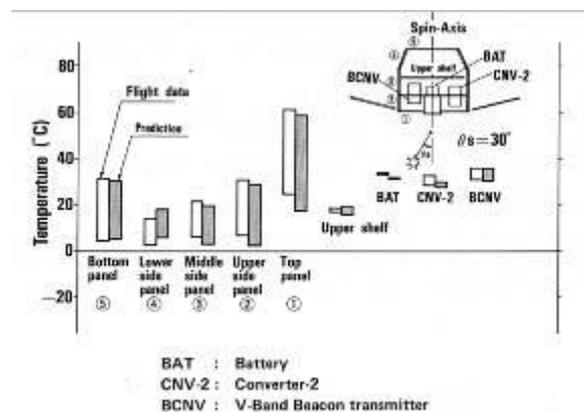


(b) Solar cell paddle and side panel temperatures.

Fig. 3.8 Flight data of TANSEI 4



(a) Experiments temperature of HINOTORI.



(b) Experiments temperature of TENMA.

Fig. 3.9 Flight data of HINOTORI and TENMA.

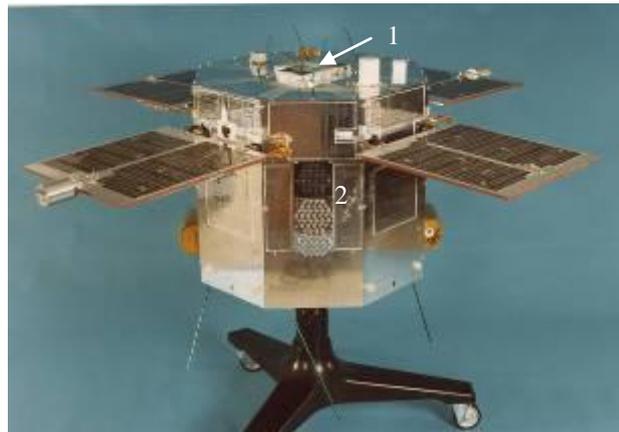
熱物性研究について

「たんせい4」による (α_s/ϵ_H) の測定

「たんせい4」では 1.5° 以内に太陽指向することを利用して、衛星上部パネルに「表面熱特性モニタ (AE : Measurement experiment of solar absorptance α_s and total hemispherical emittance ϵ_H)」を搭載しました。日照時に (α_s/ϵ_H) の比を、日陰時には ϵ_H のデータをそれぞれ取得し、地上データとの比較、および宇宙空間における劣化データの取得等を行いました。図 3.10(a)に AE 装置、(b)に AE の搭載位置をそれぞれ示します。搭載された材料は太陽電池素子 2 種類、アルミ蒸着テフロン、アルミ蒸着カプトン、金メッキ、アルミバフ研磨、白色塗料、黒色塗料の計 8 種類です。これらデータは 1980 年 2 月の打上げから約 3 年に渡り取得しました。詳細は参考文献をご参照ください[3.16-3.18]。



(a) Experiment AE.



1. AE, 2. Laser reflector

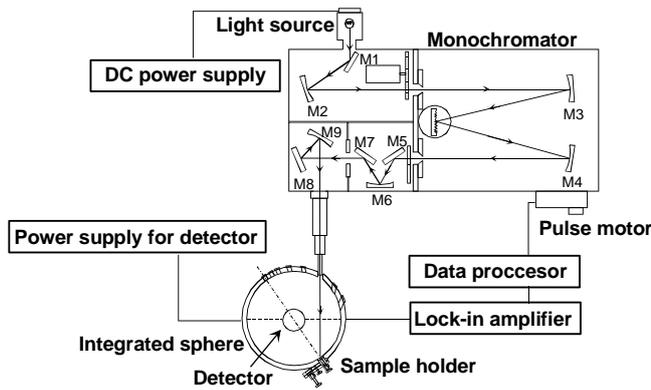
(b) On board AE.

Fig. 3.10 Measurement experiment of α_s and ϵ_H of TANSEI 4.

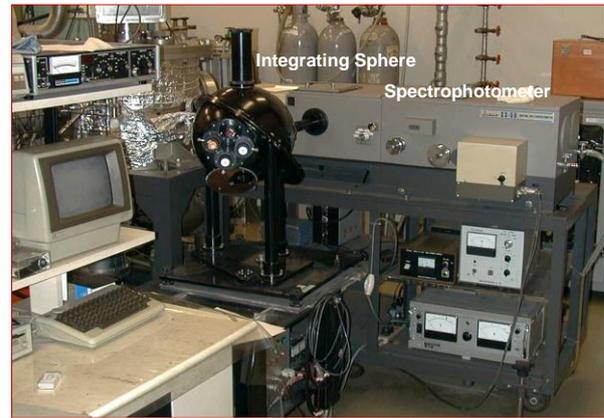
太陽光吸収率の入射角度依存性の測定[3.19-3.22]

図 3.11(a)に太陽光吸収率 α_s の測定装置の概観図、(b)に測定システム、(c)に積分球をそれぞれ示します。構成は、ツエルニターナ型シングルビーム分光器と入射角度可変積分球を組み合わせた光学系と、データ処理系から成ります。測定波長範囲は $0.26 \sim 2.5 \mu\text{m}$ で、太陽光のふく射エネルギーの約 97% に相当します。太陽光吸収率の測定では、任意の入射角における半球反射率を求めるため積分球を用いました。積分球の内径は 300 mm、その内壁は硫酸バリウムで処理されています。入射角度は 0° 、 5° で、 10° から 60° の間は 10° 毎に可変可能です。ここで重要なことは、各入射ビームポートの表面積は光損失量が一樣になるように等しく作られていることです。その評価は 0° 入射の全反射率を 100% とし、各入射ビームポートの光損失量を調べました。結果、1% 以内で一致していることが確認されました。また、積分球の場合、試料による多重反射成分が不確かさの要因になります。ここでは、試料表面積と積分球表面積比の割合を約 0.1% 以下にすることで、多重反射成分の影響をほぼ 0 にすることができました。標準試料は分光反射率に優れ、かつ劣化の少ない SRS99 (スペクトラロン社製) を用いています。測定系全体の不確かさは $\pm 3\%$ 以内で、再現性も優れています。測定装置は古く約 25 年前に設計、構築されたものですが、信頼性のあるデータが得られることから現在も使用しています。難を言えば測定に時間を要することです。

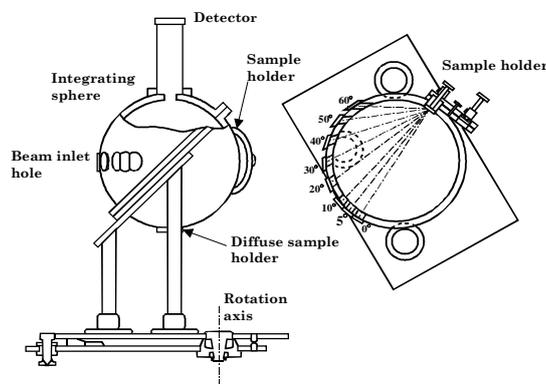
最近、センサ付積分球と小型分光器を組み合わせたポータブルタイプの太陽光吸収率測定装置の開発を行いました。測定時間は約 2 分で可能です。



(a) Overview of α_s measurement system.



(b) α_s measurement system.



(c) Integrating sphere.

Fig. 3.11 Measurement of incidence angle dependence of α_s .

全半球放射率の温度依存性の測定[3.23, 3.24]

全半球放射率の測定装置は、任意温度における全半球放射率の測定が可能なカロリメータ法を基本に製作されています。測定原理は、低温・高真空が準備された測定室にヒータ内蔵の試料を吊るし、そのヒータに外部から電力を供給して平衡温度に維持します。その結果、任意温度における全半球放射率が導出されます。

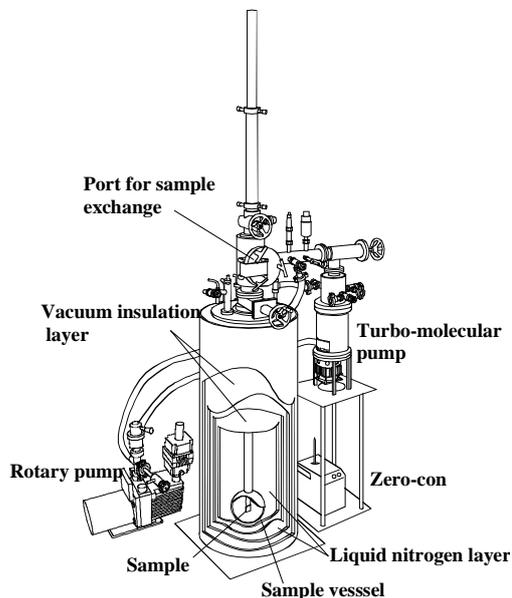
図 3.12(a)に全半球放射率測定装置の概観図、(b)に測定システム、(c)に試料構成をそれぞれ示します。構成は測定室、試料交換室、試料上下機構、クライオスタット、排気系、および試料の自動温度制御とデータ処理から成ります。測定室は温度の時間的・空間的安定性を得るため、銅を選定しました。内径は 250 mm、内壁は黒色塗料で処理されています。測定室はターボ分子ポンプで高真空に排気され、かつ液体チッソで冷却されたデュワ内に設置され、低温の安定した状態に保たれます。試料交換は高真空・低温の状態に保持した状態で行われ、連続測定が可能です。

試料は板厚 0.5 mm、30 mm の正方形 Al 板 2 枚の間にシートヒータを挟んだ、サンドイッチ構造を基本にしています。試料が塗料の場合、試料基板に直接塗布し、また、熱制御フィルムの場合には、接着剤で試料基板に貼付けています。通常、 ϵ_H の測定は 173.15 ~ 373.15 K の温度範囲で、20K 毎に行っています。高温域の測定は、ヒータ線を交換することにより約 700 K まで可能です。この測定方法では、測定室の壁面の全半球放射率が 1、また、試料の全半球放射率と全半球吸収率が等しい等の仮定条件が必要になります。これらの仮定条件が ϵ_H に及ぼす影響を評価するため、測定室を仮定条件がほぼ無視できる液体ヘリウム (約 4.2K) で冷却した場合と、通常の測定で使用する液体チッソ (約 79 K) で冷却した場合について、それぞ

れ ϵ_H を求めました。その結果、仮定条件の影響が一番顕著に現れる黒色塗料において、温度 173 K における ϵ_H の両者の差は $\pm 0.5\%$ 以下であることが確認されました。 ϵ_H 測定は、173.15 ~ 373.15 K の温度範囲であれば液体チッソ冷却で充分であることが分かりました。また、試料に付加された熱電対線やヒータ供給線、端子電圧測定線等による熱損失を考慮することにより、測定系の全不確かさは約 $\pm 3.0\%$ 以内です。この装置も既に 20 年はゆうに過ぎていますが、全半球放射率の温度依存性が測定可能であることから現役で動いています。

上記以外の全半球放射率測定装置の開発を以下に示します。

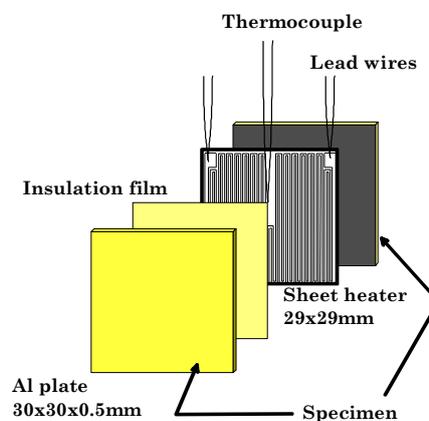
- 簡易型の測定装置の開発[3.25]。
- カロリメータ法を基本に極低温域の放射率測定装置の開発。本測定装置は、極低温域のセンサや搭載装置の熱設計に必要なデータ取得を目的として構築しました。測定室は液体チッソ、液体ヘリウム、 He^3 ガス（装置内で 0.32 K に液化）等を用いて 0.5K の極低温に保つことで、試料温度 7 ~ 50 K の範囲で測定が可能です[3.26-3.28]。
- 500 ~ 2000 K の垂直分光放射率と光学定数の同時測定装置の開発。高温に曝される熱防御材料等のデータ取得を目的に現在も進めています。[3.29-3.31]。



(a) Overview of ϵ_H measurement system.



(b) ϵ_H measurement system.



(c) Configuration of specimen.

Fig. 3.12 Measurement of temperature dependence of ϵ_H .

まとめ

これまで、太陽指向衛星の熱設計について記述してきました。お分かりのように当時の熱設計では、太陽光の熱入力や、宇宙空間へのふく射を抑制する方法として今日のように多層断熱材 MLI がないため、アルミバフ研磨が多用されました。また、アルミバフ研磨とアルミ蒸着テフロンを組み合わせ、仮想的な (α_s / ϵ_H) の表面を作り、熱設計を構築していました。アルミ蒸着テフロン (シェルダール社製) はフッ素系の高分子フィルムの裏面に Al 蒸着が施された熱制御フィルムで、初めて外被パネルに使われました。ただし、初期の熱設計ではアルミ蒸着テフロンは太陽光の入射面に使われていましたが、紫外線、電子線等で劣化することから、今日では太陽光の入射面には使用されていません。代わりに最近までは、太陽光の入射面にはポリエーテルイミドフィルムの表面に酸化セリウムと導電性薄膜、裏面に銀蒸着が施された PEI フィルム (住友ベークライト社製) が用いられていました。この材料は、宇宙用熱制御材料として優れ、NASA も認めたにも関わらず、高価である、との理由から使用頻度が落ちたため、製造メーカーの判断で製造中止になりました。今になって設計・製造メーカーは苦勞しています。国内の材料メーカーを育てる気運が足りないように思えます。残念なことです。

付 録

「たんせい 4」は、私にとって大変思い出の多い衛星の一つです。それは、衛星全体をまとめる役に初めて携わることができ、システム設計を学ぶことができたことです。ページの許す限り筆者が担当いたしましたところをご紹介させていただきます。

「たんせい 4」の思い出

「たんせい 4」の運用は、大変劇的でした。それは、打ち上げ直後のヨーヨーデスピナの不具合により、所定のスピン数に至らない状態で太陽電池パドルの展開を行ったことから始まります。内之浦の最初の周回でパドルの展開を行わないと電力が確保されないこと、反して所定のスピン数以上でパドル展開を行うと構造的破壊を招くことが考えられました。運用時間が 10 分と短い時間で判断する必要に迫られ、何もしないで衛星の寿命を終わるよりもと思い、パドル展開のコマンドの指令を出しました。衛星が消感 (内之浦局と衛星との通信が不可能になる) する寸前に無事パドルの展開を確認しました。これは、パドルの展開手順にスピン数の良否の判定が想定されていなかったためでした。その後は、幸いに順調に進み 1980 年 2 月の打上げから 1981 年 6 月まで正常に観測が行われ、「たんせい 4」のミッションがほぼ達成されました。その後、衛星の運用は軽負荷モードの電波のみとなるビーコンモードで行っていましたが、10 月 3 日に電波が途絶え追跡が不可能になりました。姿勢制御が予定通りに行われていないため、姿勢が乱れ受信不能になりました。しかし、12 月 23 日に他の衛星を追尾しているグループから、「たんせい 4」のビーコンを受信した、との連絡がありました。偶然にも姿勢が元に戻ってきたため (このときの太陽角は 66.5°)、またビーコンの送信を開始したものと思われます。その報告を受けてから定常運用に戻すための活動が開始され、12 月 28 日には太陽角 1.4° 、スピンレート 4.4 rpm とほぼ定常運用に戻すことができました。「たんせい 4」の復活でした。最終的には、1983 年 5 月 13 日 4 時 48 分、東経 178° 、北緯 33° に落下いたしました。筆者は、「たんせい 4」が内之浦上空の大気の中を通過していく様子を電波で捉え、時々刻々衛星の温度が上昇していく、そんな瞬間に立会うことができました。それは、太平洋上落下直前の 18078 周目でした。確か消感前の外被パネルの温度は、 100°C 近くになっていたかと思えます。

展開パドル衛星の動釣合[3.32]

展開パドル型スピン衛星では、動釣合の評価方法が課題になりました。それは、空気中での動釣合の試験では、パドルの取付け誤算によりモーメント、揚力および抗力等の空力的な影響を受け、みかけの動不釣合量が生じ、慣性主軸の傾きの要因になります。厳密には真空中で行うことが望ましいのですが、高価な設備が必要になるため、He バックを用いて行いました。図 3.13(a)に動釣合試験の準備状況、(b)に He バック内に設置された「たんせい 4」をそれぞれ示します。試験では直系約 4.5 m、高さ約 3 m の He バックを作製しました。He ガスの置換は小型 He バックによる予備実験の知見から、空気と混合しない程度の流量を上部から注気し、一方、下部からはシロッコファンで空気を排気する方法です。He ガス濃度分布は酸素濃度計を用いて、対称となる 2 点の上下方向を測定しました（目安に、He ガスの風船を浮かべておくとう便利でした）。試験では、He ガスと空気の混合比を変化させ、つまり幾つかの気体密度を変化させたデータを取得し、外挿して気体密度 0 を真空中と仮定し、動不釣合量を求めました。フライトデータから、慣性主軸の傾きは 0.1° 以下であることが示され、提案した He ガス雰囲気中の衛星の動釣合試験方法の正当性が確認されました。



(a) Arrangement of dynamic balance test.

(b) Dynamic balance test with He back.

Fig. 3.13 Dynamic balance test of TANSEI 4.

人工衛星レーザ測距実験[3.33, 3.34]

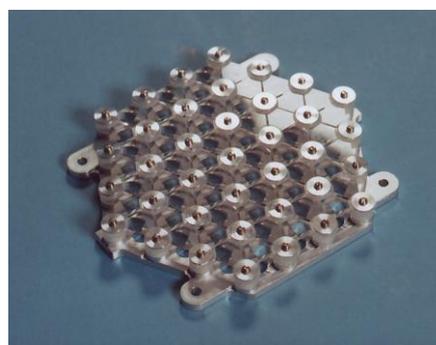
短時間で高精度の距離測定を目的として、「たんせい 4」「おおぞら」ではコーナ・キューブ・レーザ・リフレクタ（以降コーナ・キューブと呼ぶ）を搭載し、測距実験を行いました。図 3.14(a)に「たんせい 4」、(b)に「おおぞら」に搭載されたコーナ・キューブをそれぞれ示します。搭載するに当たり、コーナ・キューブの Far-Field 回折パターンの入射角度依存性の解析をはじめ、地上で受ける反射パターンの強度分布とパターンの最適化を図るためのコーナ・キューブの配列方法等について検討を行いました。解析は、キルヒホッフの回折理論を基にフラウンホーファ領域で解くことにいたしました。回折パターンの実験は、東京大学千葉生研実験所の 100 m トンネルを使用しました。この実験は空気の揺らぎや振動等の影響が最小となる真冬の、しかも真夜中に行われました。トンネル内では暖房を使うこともできず、学生と体の中から準備運動をしてトンネル内に飛び込むのですが、1 時間もしないうちに体が冷えてきました。実験の 1 年目は、H-Ne レーザのパワー不足や光学ミラーの面精度不足と熱歪等の影響により、解析と良い一致が得られませんでした。2 年目に装置の改善等を図ることで解析の回折パターンと良い一致が得られました。その結果、地上において中心強度が単純で分散の少ない反射パターンを得るには、コーナ・キューブを回転対称に配列し、その間隔はできる限り近づけて搭載することが重要であることが分かりました。図 3.14 は、「たんせい 4」に搭載されたコーナ・キューブを示します。1 ユニット 54 個のレーザ・リフレクタを正六角形に配置し、追尾時間を長くするため、各ユニットは 30° 傾けて搭載しました。1 ユニットの搭載個数は、直距離にして約 800 km（衛星の軌道 600 km）の測定が可能なように設計しました。「たんせい 4」「お

おぞら」のコーナ・キューブの搭載位置を図 3.10(b)、3.6(b)にそれぞれ示します。測距の実験は東京天文台堂平観測所（現在は有りません）、並びに海上保安庁下里水路観測所の装置をお借りして行いました。これまで、衛星の追跡は電波で行っていましたが、光で追跡し精度を 1 桁も、2 桁も上げるためのシステム設計の面白さを改めて知りました。なお、下里水路観測所の測距精度は 10 cm 以内でした。

「たんせい 4」で得られましたコーナ・キューブの搭載方法や配列方法の知見は、1986 年に打ち上げられました測地実験衛星「あじさい」に適用されました。



(a) Laser reflector of TANSEI 4.



(b) Laser reflector of OHZORA.

Fig. 3.14 On board laser reflector of TANSEI 4 and OHZORA.

参考文献

- [3.1] 宇宙科学研究本部パンフレット, (2007).
- [3.2] 宇宙科学研究本部ホームページ, <http://www.isas.jaxa.jp/j/enterp/missions/catalogue.shtml>.
- [3.3] 宇宙空間観測所 30 年史, 文部省宇宙科学研究所発行, (1987).
- [3.4] M-3S-1号機飛しょう実験計画書(SES-TN-80-025-SY), 東京大学宇宙航空研究所, SESデータセンター, (1980.2).
- [3.5] M-3S-1/MS-T4号機飛しょう実験報告書(SES-TN-80-038-SY), 東京大学宇宙航空研究所, SESデータセンター, (1980.7).
- [3.6] M-3S-2/ASTRO-A(火の鳥)飛しょう実験報告書(SES-TD-81-006), 東京大学宇宙航空研究所, SES データセンター, (1981.6).
- [3.7] M-3S-3/ASTRO-B(てんま)飛翔実験報告書(SES-TD-83-010), 東京大学宇宙航空研究所, SES データセンター, (1983.9).
- [3.8] 林 友直, 大西 晃, 松籐 幸男; 「たんせい 4 号」の熱設計, 科学衛星シンポ., SES-I, (1980).
- [3.9] 林 友直, 大西 晃, 松籐 幸男 ; 「たんせい 4 号」の熱設計, 第 25 回宇宙科学技術連合講演会, (1981).
- [3.10] T.Hayashi, A.Ohnishi, T.Machida; “Thermal Control for Sun Pointing Satellites”, 14th Int. Symposium on Space Technology and Science, (1984), 627-632.
- [3.11] M-3S-4 号機/EXOS-C 飛翔実験計画書(SES-TD-83-018), 東京大学宇宙航空研究所, SES データセンター, (1984).
- [3.12] M-3S-4/EXOS-C(おおぞら)飛翔実験報告書(SES-TD-84-013), 東京大学宇宙航空研究所, SES データセンター, (1984).
- [3.13] 林 友直, 大西 晃, 町田恒雄, 加藤誠一, 蓮井敏孝, 田中清志, 萩原能治; サーマル・ルーバ(「大空」搭載の飛翔評価, 第 29 回宇宙科学技術連合講演会, (1985.10), 364-365.
- [3.14] T.Hayashi, A.Ohnishi, T. Machida, S.Katoh, T.Hasui, K.Tanaka, Y. Hagiwara; “Flight Evaluation of the Thermal Lover”, 15th Int. Symposium on Space Technology and Science, (1986.5), 691-696.
- [3.15] 吉田, 松村, 中村, 林口, 林 友直, 大西 晃; 宇宙機用熱解析法の研究, 川崎重工技報第92号, (1986) 26-32.

- [3.16] 大西 晃, 周東晃四郎, 林 友直, 林口 智志, 松籐 幸男; 「たんせい4号」による表面材料の α_S/ϵ_H 飛翔結果, 第27回宇宙科学技術連合講演会, (1983), 72.
- [3.17] 林口 智志, 大西 晃, 林 友直; 宇宙環境下における衛星表面材料(α_S/ϵ_H)の評価, 第44応用物理学会, (1983), 75.
- [3.18] A.Ohnishi, T.Hayashi; “Measurement of α_S/ϵ_H Ratio by Using Sun Pointing Satellite TANSEI-4”, ESA SP-200, (1983), 437-440.
- [3.19] 大西 晃, 林 友直, 中村 達三郎; 太陽光吸収率の入射角依存性測定装置, 第 25回宇宙科学技術連合講演会, (1981), 134.
- [3.20] 中村 達三郎, 大西 晃, 林 友直; 太陽光吸収率の入射角依存性, 第42応用物理学会, (1982).
- [3.21] Ohnishi, T.Hayashi; “Measurement of Incidence Angle Dependence of Solar Absorption”, ESA SP-200, (1983), 467-470.
- [3.22] 大西晃; 宇宙用熱制御材料の太陽光吸収率の入射角依存性と全半球放射率の温度依存性に関する測定データ, 宇宙科学研究所報告 第113号, (2000).
- [3.23] 大西 晃, 林 友直, 永野 弘; LHe中での全半球面熱放射率の測定装置, 第42応用物理学会, (1982).
- [3.24] 大西晃, 林友直, 永野弘; 宇宙用表面材料の半球面熱放射率の測定, 第4回日本熱物性シンポ., (1983), 1-4.
- [3.25] H. Yamana, A. Ohnishi, Y. Nagasaka; “Design of a Portable Emittance Measurement System for Spacecraft Thermal Design and Quality Control” 17th European Conference on Thermophysical Properties, (2005).
- [3.26] A.Ohnishi; “Measurement of Hemispherical Total Emittance in Cryogenic Temperature”, 24th Int. Conference on Environmental Systems and 5th European Symposium on Space Environmental Control Systems, SAE Tech. Paper, No.941484, (1994).
- [3.27] T.Furusawa, Y.Nagasaka, A.Ohnishi; “Measurement of Total Hemispherical Emittance At Cryogenic Temperature”, The 4th Asian Thermophysical Properties Conference, (1995), 165-168.
- [3.28] T.Furusawa, A.Ohnishi, T.Nakamura, Y.Nagasaka; “Measurement of Total Hemispherical Emittance at Cryogenic Temperature”, 26th Int. Conf. on Environmental Systems, SAE Tech. Paper, No.961430, (1996).
- [3.29] 福澤慶太, 大西晃, 長坂雄次; 高温域における垂直分光放射率測定装置の開発, 第 21 回日本熱物性シンポ., (2000), 386-388.
- [3.30] 矢島大輔, 大西晃, 長坂雄次; 高温域における耐熱材の垂直分光放射率と光学定数の同時測定に関する研究, 第24回日本熱物性学会シンポ., (2003), 86-188.
- [3.31] K.Nakazawa, A.Ohnishi; “Simultaneous measurement Method of Normal Spectral Emissivity and Optical Constants of Solid at High Temperature in Vacuum”, The 8th Asian Thermophysical Properties Conference, Paper No.134, (2007).
- [3.32] 林 友直, 大西 晃, 浜 一守, 加藤芳秀; He ガス雰囲気中での科学衛星の動約合試験方法, 宇宙科学技術連合講演会, (1984).
- [3.33] 大西 晃, 二宮敬虔, 藤井陽一, 斎藤成文; 人工衛星光学追跡用コーナ・キューブ・レーザーフレクタの解析, 宇宙航空研究所報告, 第14巻, 第1号(A), (1978).
- [3.34] 藤井陽一, 二宮敬虔, 大西 晃, 富田弘一郎; たんせい4号のレーザ測距計画, 第7回レーザ・レーダシンポ., (1981), 61-62.

4 ハレー彗星との遭遇

4 Encounter of Halley's comet

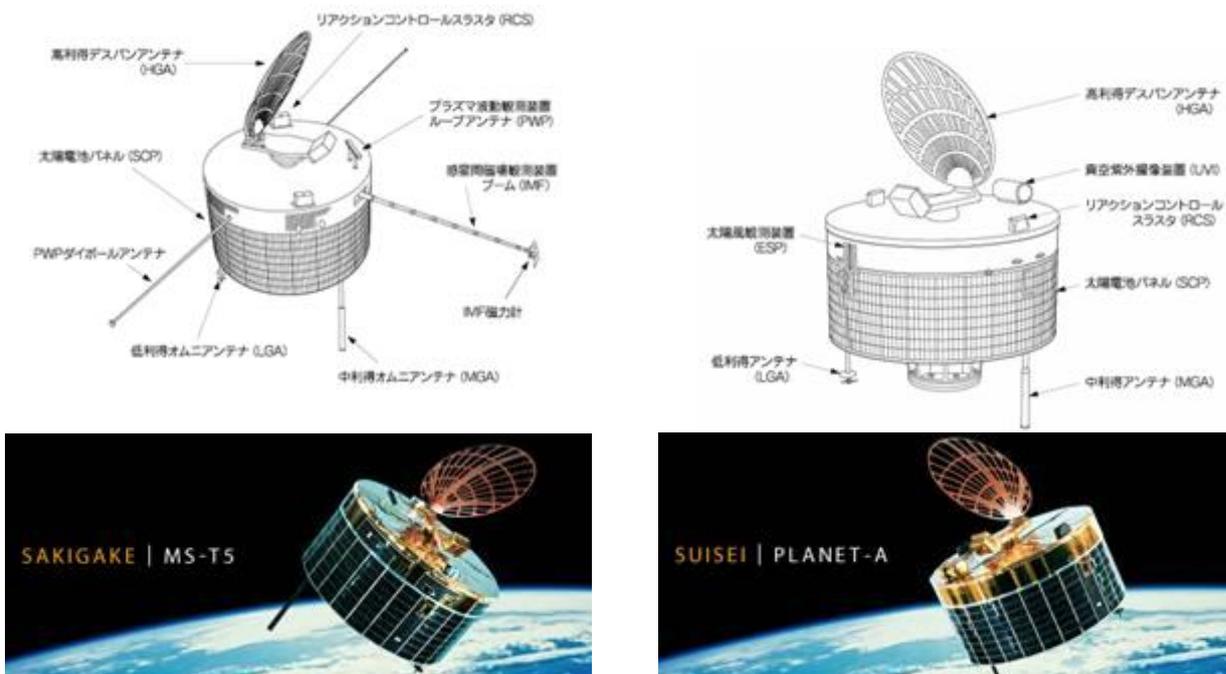
はじめに

ハレー彗星の探査は、我が国では「さきがけ」「すいせい」の2機の惑星探査機が参加し、それぞれ1985年1月8日と8月19日に太陽中心軌道に投入されました。「さきがけ」は1986年3月11日に約700万 km、「すいせい」は同年3月8日に約15万 kmまでハレー彗星に接近しました。両機に加えてハレー彗星の探査にはNASAのICE、ソ連のヴェガ1号、2号、ESAのジオット等が参加し、ヴェガ2号は8,200 km、ジオットは約540 kmまでハレー彗星に接近しました。

「さきがけ」「すいせい」がハレー彗星に遭遇する間に受ける太陽光の最高受光強度は「さきがけ」で地球周回の約1.5倍、「すいせい」では約2倍となり、熱的に大きく変化する外部環境に晒されます。ここでは、地球周回軌道を離れ初めて惑星間探査を目指した「さきがけ」「すいせい」の熱設計について述べます。表4.1に両探査機の諸元を示します[4.1]。また、図4.1に「さきがけ」「すいせい」の概観図と写真をそれぞれ示します[4.2]。

Table 4.1 Dimensions of spacecrafts.

衛星	ミッション	質量 (kg)	近地点/遠地点 (km)	打上げ ロケット	打上げ時期
試験衛星 「さきがけ」	ロケットの特性の測定と衛星についての工学試験	138	太陽周回軌道	M-3S II-1	1985.1.8
第10号科学衛星 「すいせい」	惑星間プラズマの研究及びハレー彗星の紫外領域における観測	140	太陽周回軌道	M-3S II-2	1985.8.19



1985年8月19日8時33分打上げ

1985年1月8日4時26分打上げ

Fig. 4.1 Configuration of SAKIGAKE and SUISEI.

熱設計の歩み

「さきがけ」「すいせい」

両探査機の形状はほぼ同様に直径 1.4 m、高さ 0.7 m の円柱で、それに高利得デスパンアンテナが加わり、全高約 2.5 m になります。質量は約 140 kg です。

熱設計の課題

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 90°を保持して運用されます。軌道上での熱入力、主として側面サブストレイトから入射する太陽光が支配的になります。このことを基本に熱設計の課題を以下に列挙します。

- ・ 「さきがけ」「すいせい」がハレー彗星に遭遇する間に受ける太陽光の強度変化に対応すること (図 4.2)。
 - － 「さきがけ」：約 1.0 SC (1 Solar constant=1353 W/m²) ~ 1.5 SC (2,025 W/m²)
 - － 「すいせい」：約 1.0 SC (1,353 W/m²) ~ 2.1 SC (2,895 W/m²)
 ハレー彗星に最接近時の太陽光強度は約 1,820 W/m²です。
- ・ 「さきがけ」「すいせい」の搭載機器の運用中の発熱変化に対応すること (表 4.2)。
 - － 打ち上げ初期：約 40 W、定常運用の観測時：約 57 ~ 95 W。
- ・ 下部パネルから入射する太陽光に対処すること。
- ・ 低温機器、高発熱機器を許容温度範囲内に収めること。
- ・ 太陽光に晒される高利得デスパンアンテナで使用する接着剤や材料等を -140 ~ +140°C の温度範囲に収めること、かつ熱歪が主反射鏡の RF (Radio frequency) 放射特性に影響を及ぼさないこと。
- ・ プラットフォームに搭載される左右対称の RCS タンクの温度差を 10°C 以内に収めること。
- ・ 真空紫外撮像装置 UVI (Ultraviolet image experiment) の CCD センサを -20°C 以下に保つこと。

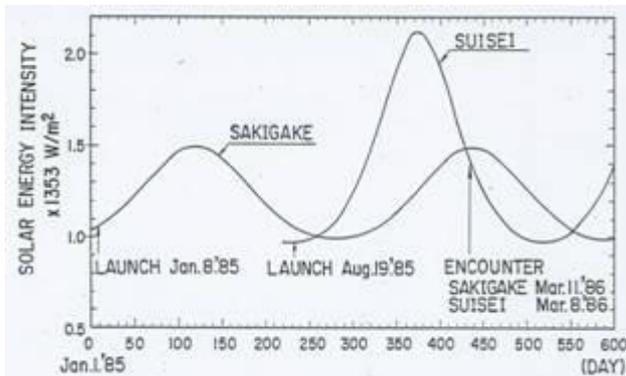


Fig. 4.2 Solar energy environment of SAKIGAKE and SUISEI.

Table 4. 2 Conditions of mission life.

項目	SAKIGAKE	SUISEI
太陽光強度 (W/m ²)	1,323 ~ 2025	1,317 ~ 2895
太陽入射角 (°)	・ 打ち上げ時：12 ~ 35 ・ 観測時：90+3	
機器発熱 (W)	・ 打ち上げ時：40 ・ 観測時：57 ~ 85	・ 打ち上げ時：40 ・ 観測時：57 ~ 95

熱計装

図 4.3 に「さきがけ」「すいせい」の熱の流れの概念を示します。左側は太陽光の受光強度 1 SC の低温時、右側は受光強度が 2 SC の高温時の熱の流れを示します。点線の矢印は太陽光の熱入力を、黒矢印はプラットフォームに搭載された機器発熱の放熱パスを示します。図 4.4 に「すいせい」の熱計装の概念図を示します。図 4.5(a)に「すいせい」の外観図、(b)にプラットフォーム上面の搭載機器、(c)にプラットフォーム下面の搭載機器の熱計装をそれぞれ示します。

以下に熱計装の構成を構体と搭載機器に分けて示します[4.3-4.5]。

・ 構体

- －上部プレートの最外層は多層断熱材 MLI で覆い宇宙空間とふく射断熱を図りました (図 4.4、4.5(a))。
- －側面サブストレイトの外表面上部はアルミ蒸着カプトンを貼付け主熱制御面とし、その下は全て太陽電池セルとしました (図 4.4、4.5(a))。内面は MLI を施し外部と断熱しました (図 4.4)。
- －機器を搭載するプラットフォームはスペイサを介してサブストレイトに結合し、伝導断熱を図りました (図 4.4)。
- －サーマルルーバはプラットフォーム下面に 4 台搭載し、搭載機器の温度制御を行いました(図 4.4、4.5(c))。排熱は下部放熱プレート (AFT Plate) を介して宇宙空間に放出します。サーマルルーバ 1 台の性能は、ブレード全閉時 (10℃) で 5.4 W、全開時 (20℃) では 28.7 W です。
- －下部放熱プレートは搭載機器を常に安定した温度に保つこと、またマヌーバ時の姿勢変化および姿勢外乱でスピン軸が傾き、下方向から入射する太陽光に対して機器温度が急上昇しないように設けました。構成は 0.2 mm のアルミニウム板を基本に、内面は黒色塗料を塗布しサーマルルーバとふく射結合を図り、外表面はアルミ蒸着テフロンを施し太陽光の遮断と宇宙空間とのふく射結合を図りました (図 4.4)。
- －スラストチューブの内側と外側、およびサーマルルーバ以外のプラットフォーム裏面全体を MLI で覆い、周囲と断熱を図りました (図 4.5(c))。

・ 搭載機器

- 搭載機器の表面は周囲とふく射交換を図るため、基本的には黒色塗料を塗布しました (図 4.6(c))。
- －高発熱機器の S バンドテレメータ送信機は熱拡散を促進するため、純アルミ板 (1 mm、面積約 1,070 cm²) のサーマルダブラを介してプラットフォームに取り付けました。
- －低温機器のスターズキャナ (STS)、ニューテーションダンパ (ND) およびリアクションコントロール系 (RCS) タンクと配管等は、ヒータを用いて低温化を防ぎました。
- －RCS はタンクと配管系を MLI で包み、周囲とふく射および伝導断熱を図り、かつプラットフォームとは断熱材を介して取付け断熱を図りました (図 4.4、4.5(b))。
- －デスパンアンテナは一次放射器およびサポート部は MLI で包み宇宙空間とのふく射断熱を図り、かつ主反射鏡背面は黒色塗料を塗布し熱歪を抑えました (図 4.5(b)) [4.6]。
- －図 4.6(a)に UVI 装置、(b)に機器構成図と放熱板、(c)に搭載位置をそれぞれ示します。UVI の光学系は、MLI で包み宇宙空間とふく射断熱を図り、かつ CCD 冷却にはアルミの放熱板 (0.5 mm、表面積約 512 cm²) をセンサに直接取り付けました。表面は下部プレートとふく射結合を図るため黒色塗料を塗布し、裏面はプラットフォームとふく射断熱を図るためバフ研磨処理をしました。

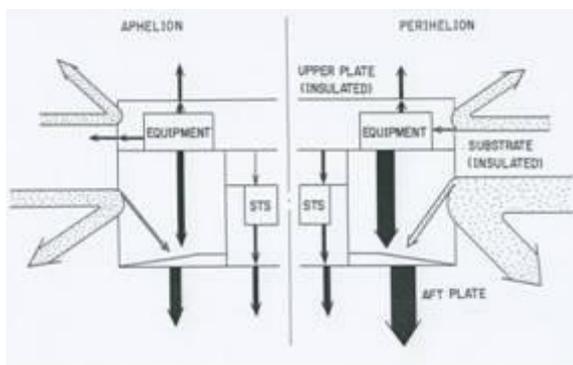


Fig. 4.3 Heat flow of SUISEI .

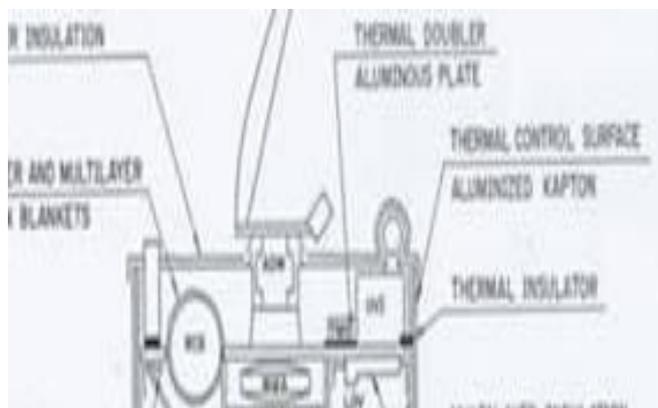
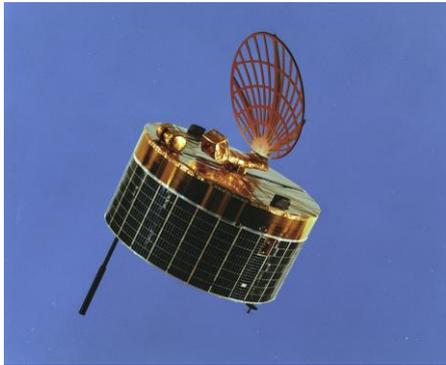
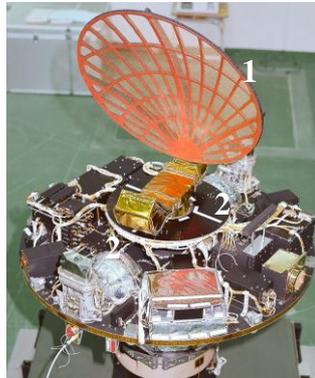


Fig. 4.4 Thermal design summary of SUISEI.



(a) SUISEI.



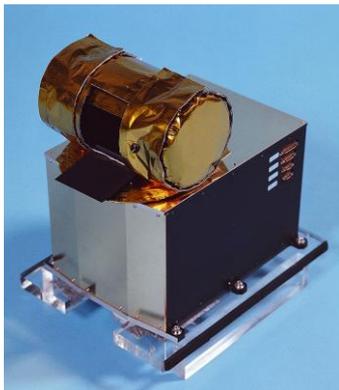
1. Despun antenna. 2. RCS tank.



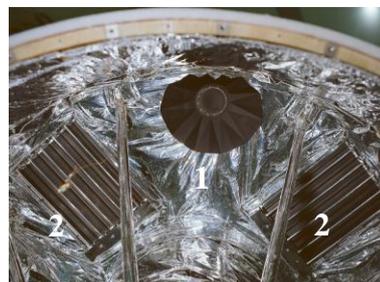
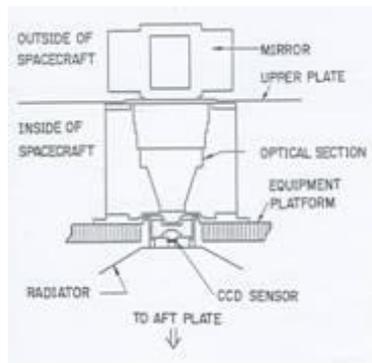
1. Thermal louver, 2. RCS tank.

(c) Experiment attached down platform.

Fig. 4.5 Thermal control layout of SAKIGAKE and SUISEI.

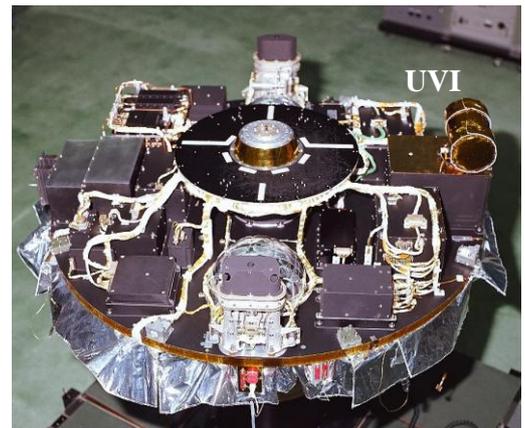


(a) UVI component.



1. UVI radiator, 2. Thermal louver.

(b) Overview of UVI.



(c) Onboard components of equipment platform.

Fig. 4.6 Ultraviolet image equipment of SUISEI.

熱数学モデル

「さきがけ」「すいせい」の熱設計の概念設計は、1980年にノード数30の熱数学モデルの作成から始めました。その後、探査機の詳細な設計が進むにつれて熱数学モデルのノード数を増し、最終的には「さきがけ」で160ノード、「すいせい」では180ノードの熱数学モデルを構築し、熱設計を検討しました。高利得デスペアンテナは耐熱性や熱歪等について単体で評価を行うため、100ノードの熱数学モデルを準備しました。UVIはCCDセンサ部を -20°C 以下に保つことが要求されたため、29ノードの熱数学モデルを作成しました。しかし、CCDセンサには温度センサを直接取り付けることができないため、CCDセンサ近傍の温度よりCCDセンサを推算する熱数学モデルを構築しました。

熱真空試験

「さきがけ」「すいせい」では、高利得デスペアンテナ、UVI等の外部露出機器等の伝熱を理解するため、擬似太陽光による熱真空試験が必要となりました。しかし、当時の宇宙研にはそのような装置がありませんでした。したがって、次のような手順で熱真空試験を行い、熱設計を確認しました。

- ・ 「さきがけ」熱モデルによる擬似太陽光（現 NTT 横須賀研究開発センタの装置を借用）を用いた熱真空試験を実施し、探査機の伝熱の評価を行いました。図 4.7(a)に NTT の真空チェンバに設置された「さきがけ」熱モデルの試験準備を示します。
- ・ 高利得デスペアンテナは同様に擬似太陽光（現 NTT 横須賀研究開発センタの装置を借用）による熱真空試験を行い、熱変形が生じないこと、接着剤や材料等が許容温度範囲 $-140 \sim +140^{\circ}\text{C}$ に収まることを確認しました。
- ・ UVIは小型擬似太陽光を用いて熱真空試験を行い（三菱電機鎌倉製作所の装置を借用）、光学系から機器への伝熱の評価と CCD センサが -20°C 以下に冷却されることを確認しました。
- ・ 「さきがけ」「すいせい」のフライトモデルの熱真空試験は、相模原キャンパスに新たに設置されたスキンヒータ方式を基本とする真空チェンバで行いました。図 4.7(b)に大型熱真空チェンバに設置された「すいせい」フライトモデルの熱真空試験を示します[4.7]。

この熱真空試験において、熱物性の重要性を改めて思い知らされました。全半球放射率の温度依存性を考慮した熱解析が行われていないため、試験結果と約 20°C の温度差が生じました。この時期になって、熱物性の温度依存性等の必要性が改めて求められました。



(a) SAKIGAKE TVT by solar simulator method (NTT).



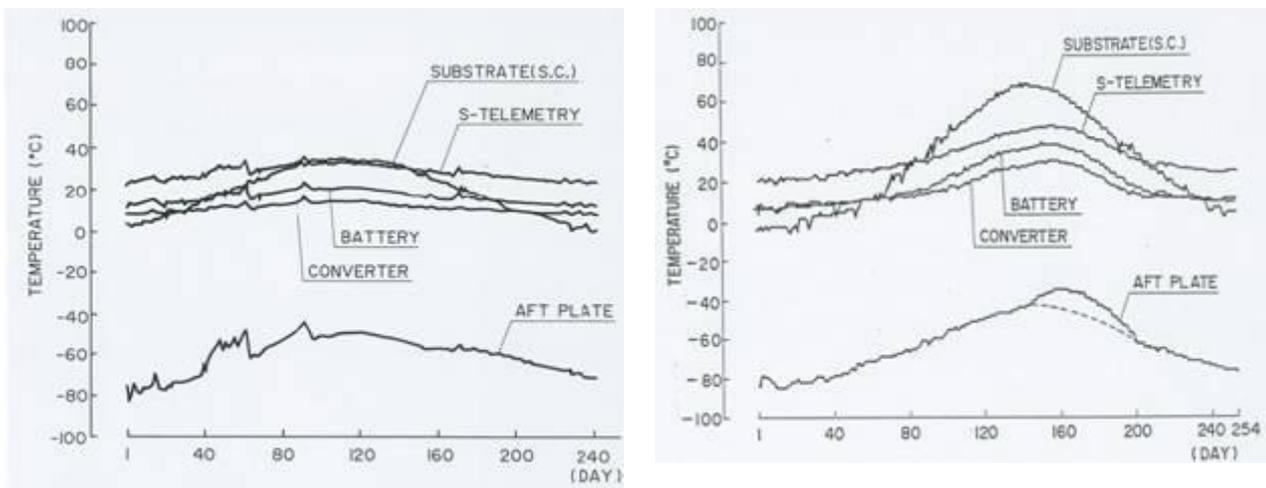
(b) SUISEI TVT by skin heater method (ISAS).

Fig. 4.7 Thermal vacuum test of SAKIGAKE and SUISEI.

フライト温度[4.8-4.10]

図 4.8(a)に「さきがけ」、(b)に「すいせい」のサブストレイト（太陽電池貼り付け部）、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等の打上げから 240 日までのフライト温度を示します。搭載機器の温度は太陽光の強度変化（図 4.2）に伴い上昇していることがわかります。このように、太陽光強度変化に伴い探査機の温度ポテンシャルが変わることは惑星探査の特徴です。下部放熱プレートは、「さきがけ」で打上げ後 30～40 日間と 70～80 日間、「すいせい」では 147～204 日間においてマヌーバ制御が行われ、太陽光による放熱プレートの温度上昇が確認されました。それに伴い搭載機器の温度も高くなりましたが、その率は下部放熱プレートにより緩和されました。それは、図 4.8(b)に示す太陽光入射のない場合の解析温度、AFT PLATE の点線からわかります。

UVI の CCD センサ温度は近傍のフライト温度より約 30～40℃低いことがフライト前の実験と解析から示されています。したがい、CCD センサの温度は近傍のフライト温度-5℃の結果より、要求された-20℃以下に収められているものと判断しました。それは、取得された観測データからも説明できます。



(a) SAKIGAKE.

(b) SUISEI.

Fig 4.8 Flight temperature of SAKIGAKE and SUISEI.

解析結果

表 4.3 に「さきがけ」「すいせい」の熱解析条件を示します。

図 4.9 に「さきがけ」の太陽光の熱入力最大となるフライト（1985.5.1）と解析の温度差を示します。フライト温度は解析温度に比べプラットフォームの搭載機器で 2～8℃高めになり、構体では 6～8℃低めになる傾向が示されました。

図 4.10(a)に「すいせい」の太陽光の熱入力最小となる打上げ初期（1985.8.31）、(b)に熱入力最大となる観測時（1986.1.13）のフライトと解析の温度差をそれぞれ示します。フライト温度は解析温度に比べプラットフォームの搭載機器で約 4℃、構体で 7、8℃の温度差が生じました。この温度差による CCD センサや RCS タンク等の温度に影響を及ぼさないことが確認されました。

高利得デスパンアンテナはテレメータ受信機の利得データより、主反射鏡の RF 放射特性が正常であることが確認されました。その結果、アンテナの温度は測定されていませんが、要求された温度範囲に収められていること、RF 放射特性に影響を及ぼす熱変形が生じていないことがわかりました。

Table 4.3 Thermal environments.

項目	SAKIGAKE		SUISEI	
	1985.5.1	1985.8.31	1986.1.13	
年/月/日	1985.5.1	1985.8.31	1986.1.13	
太陽光強度 (W/m ²)	2,025	1,326	2,895	
太陽入射角 (°)	90			
機器発熱 (W)	85	75	110	

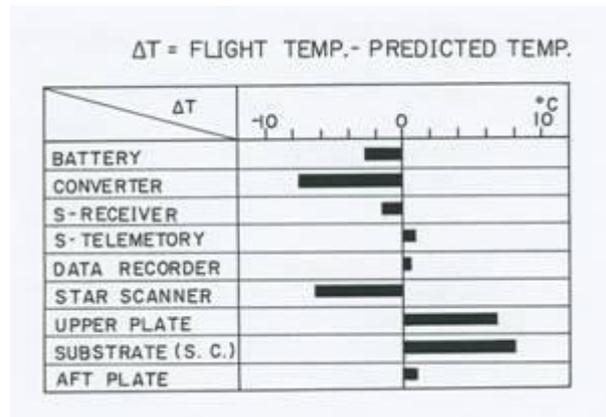
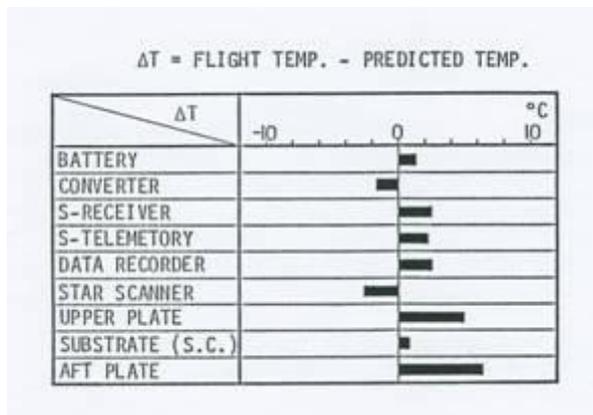
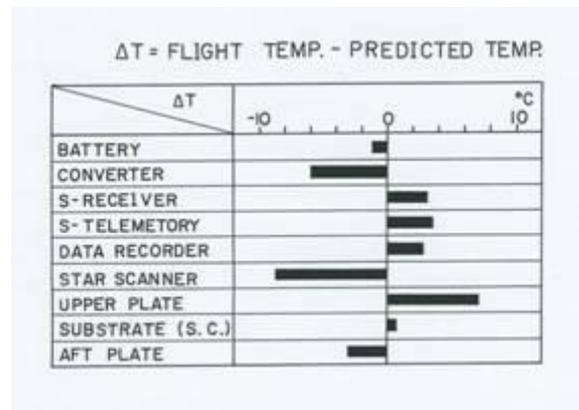


Fig. 4.9 Comparison of flight temperature with prediction for SAKIGAKE on May 1 1985.



(a) 1985.8.31.



(b) 1986.1.13.

Fig. 4.10 Comparison of flight temperature with prediction for SUISEI.

まとめ

「さきがけ」「すいせい」の熱設計では、地球を離れ惑星間を飛行する宇宙機を想像すること、その宇宙機が2倍の太陽光強度を受けることなどから、これまででない想像力が求められました。以下にフライト前の設計中に発生しましたトピックスを列挙します。

- NTTで行われました熱モデルの熱真空試験において、試験開始と同時に熱モデルに擬似太陽光を照射するや否や、図4.7(a)で示します熱モデルの表面に塗装された黒色塗料がパラパラと剥離しているのがチェンバのガラス窓を通して確認されました。一瞬、何が起きているのかと目を疑いました。原因は塗装前に行われた表面処理の脱脂が規格通りに行われていないためでした。打上げスケジュールとの関連から、試験は、確か10日後に再開いたしました。
- 「さきがけ」「すいせい」の大型化に伴い、宇宙研においても大型のスペースチェンバが必要になりました。そこで、下部蓋昇降方式スペースチェンバ、内径4m、直胴部の高さ5mの垂直円筒型を建物と同時に建設しました。それは、1階で宇宙機を下部蓋内に設置し、その状態で電気駆動により2階のステージまで移動して直胴部に結合する方式でした。真空排気系はオイルフリーシステムで、到達真空

度は無負荷時で約 2.66×10^{-6} Pa です。また、熱入力制御方式は従来のスキンヒータ方式を採用し、ヒータ電源 58 チャンネル、温度計測チャンネル 240 点の設備を設置しました。ヒータ電源の制御と温度計測はパーソナルコンピュータで行われました。現在は、ヒータ電源 120 チャンネル、温度計測チャンネル 600 点と機能が高められ、ヒータ制御や温度計測等の処理はワークステーションで行われています。最初の「さきがけ」の熱真空試験では、熱入力システム等のトラブルで 3 日ほど我が家に帰れませんでした。

「さきがけ」「すいせい」は、これまでの地球周回宇宙機と異なり低温および高温モードの厳しい熱的環境を経過しましたが、受動型、能動型の熱制御方法を併用することにより目標の熱設計を達成することができました。これは幅広い熱設計が可能であることを示したものと考えます。

参考文献

- [4.1] 宇宙科学研究本部パンフレット、(2007) .
- [4.2] 宇宙科学研究本部ホームページ.<http://www.isas.jaxa.jp/j/enterp/missions/catalogue.shtml>.
- [4.3] 宇宙空間観測所 30 年史、 文部省宇宙科学研究所発行、 (1987).
- [4.4] 小林康徳、林友直、大西晃、加藤誠一、松藤幸男、皆川剛；「PLANET-A の熱設計」、科学衛星シンポジウム、(1981) 263-271.
- [4.5] T. Hayashi, A. Ohnishi, Y. Kobayashi, T. Machida, S. Katoh; “Thermal Design Planet-A”, Pro. 13th Int. Sym. on space technology and science、 (1982) 633-638.
- [4.6] 林友直、大西晃、鎌田幸雄、小林康徳、八坂哲夫、磯彰夫、渡部光庸、小淵知己、清水富士夫、松藤幸男；「PLANET-A/MS-T5 高利得アンテナの熱設計」、科学衛星シンポジウム、(1983) 20-23.
- [4.7] 林友直、大島耕一、橋本正之、大島勉、徳永好志；「下部蓋昇降方式スペースチェンバの開発」、日本航空宇宙学会、 第 35 巻、第 399 号、(1987) 183-191.
- [4.8] 小林康徳、大西晃、林友直、飯田亨、松藤幸男、加藤誠一、町田恒雄；「さきがけの熱設計 第 1 報」、科学衛星シンポジウム、(1985) 59-60.
- [4.9] 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、「「さきがけ」、「すいせい」の熱設計」、宇宙科学研究所報告、 特集 第 19 号、 (1986) 57-64.
- [4.10] A.Ohnishi, T.Hayashi, Kobayashi, T.Iida, Y.Matsufuzi and T.Machida; “Thermal Performance of “SAKIGAKE” and “SUISEI” on Orbit” 15th Int. Sym on Space Technology and Science、 (1986) 691-696.

5 月・惑星探査

5 Moon and Interplanetary Exploration

はじめに

今回は、X線観測衛星「ぎんが」「あすか」、太陽観測衛星「ひてん」、超楕円軌道によるオーロラ観測衛星「あけぼの」、月スイングバイを利用した惑星探査衛星「ひてん」と月軌道に投入される「はごろも」、磁気圏尾部観測衛星「GEOTAIL」の計6機の衛星の熱設計について述べます。

今回取上げる衛星は従来と異なり、常に一方向から太陽光の熱入力がある、長楕円軌道により外部熱入力が大きく変化する、エアロブレーキ実験により空力加熱が生じる、望遠鏡等の伸展構造物が存在する等と、熱設計に課せられた課題が多く存在します。表 5.1 に衛星の諸元を示します[5.1, 5.2]。

熱物性研究については、熱設計において重要な宇宙環境における熱制御材料の劣化についてお話しします。

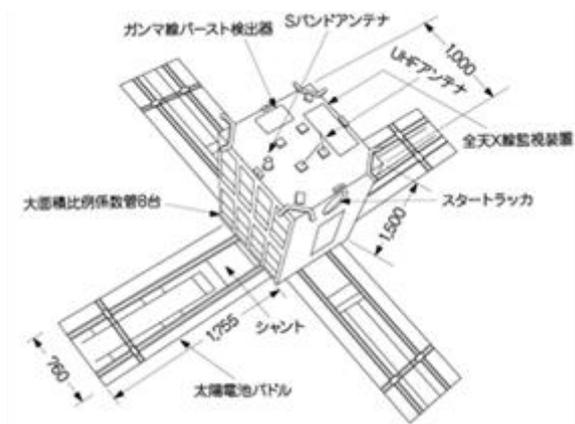
熱設計の歩み

X線観測衛星「ぎんが」[5.3-5.5]

「ぎんが」は活動銀河核およびブラックホール候補と呼ばれる X 線源の観測を目的としています。そのため、X 線観測装置である大面積比例計数管 LAC (Large area counters) が搭載されました。衛星の形状は 1 m×1 m、高さ 1.6 m の四角柱、質量は約 420 kg です。軌道は近地点 530 km、遠地点 595 km の略円軌道、軌道傾斜角 31°、太陽光入射角 θ_s 135 ~ 180°、スピン 0 rpm です。図 5.1 に「ぎんが」の概観図と写真を示します。

Table 5.1 Dimensions of spacecrafts.

衛星	ミッション	質量 (kg)	近地点/遠地点 (km)	打上げ ロケット	打上げ 消滅
第 11 号科学衛星 「ぎんが」	活動銀河中心核 X 線源観測及び X 線天体の精密観測	420	530/595	M-3S II -3	1987.2.5 1991.11.1
第 12 号科学衛星 「あけぼの」	オーロラ粒子の加速機構及びオーロラ発光現象の観測	295	275/10,500	M -3S II -4	1989.2.22 運用中
第 13 号科学衛星 「ひてん」	将来の惑星探査計画に必要となる軌道の精密評定・制御・高効率データ伝送技術等の実験的研究	197	262/28,000	M -3S II -5	1990.1.24 1993.4.11
第 14 号科学衛星 「ようこう」	太陽活動極大期における太陽コロナ及びフレアの観測	390	520/795	M -3S II -6	1991.8.30 2005.9.12
磁気圏尾部 観測衛星	地球の夜側に依存する長大な磁気圏尾部の構造とダイナミックスに関する観測研究	1,009	57,000/20 万	Delta II (米国)	1992.7.24 運用中
第 15 号科学衛星 「あすか」	各種天体 X 線精密観測、銀河団等宇宙最深部の X 線探査	420	525/615	M -3S II -7	1993.2.20 2001.3.2



1987年2月5日15時30分打上げ

Fig. 5.1 Configuration of GINGA.

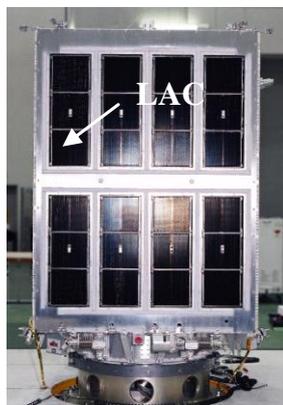
「ぎんが」の熱設計は、LACの温度分布を小さくすることを主とし、次のような課題が設定されました。

- LACは図5.2(a)に示すように8台のセンサから構成され、側面パネル1面を利用して搭載されています。各センサ(622 mm×238 mm)のエネルギー分解能の性能を満たすため、温度分布を3°C以内に収めること。
- 衛星の運用は観測の目的からノンスピンド、かつ θ_s の範囲が制約されること。

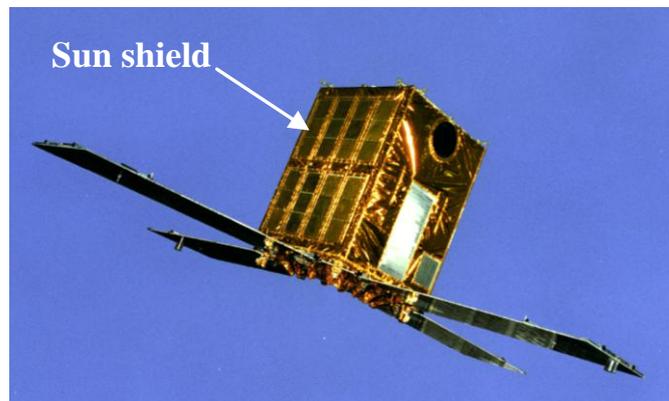
課題に対して次のような熱計装で対処しました。

- 衛星外表面の約73%を多層断熱材MLI(Multi layer insulation)で覆い、太陽光によるLACの温度分布に及ぼす影響を小さくしました。
- LAC自身は衛星構体とは伝導、ふく射共に断熱し、かつ太陽光が入射するLACセンサ窓には図5.2(b)に示すようにアルミ蒸着カプトンと両面アルミマイラの2層のサンシールドを設けました。

このように、ラジエータを除き衛星外表面をMLIで覆う熱設計は「ぎんが」が最初で、以後の熱設計の基本となりました。そのため、MLIの実効放射率が重要となることから単体MLIの評価試験を行いました。フライト温度は設計温度に対して、搭載機器で $\pm 3^\circ\text{C}$ 以内に、構体パネルでは $\pm 6^\circ\text{C}$ 以内に収められました。LACセンサは設計目標の温度分布3°C以内に収められました。しかし、一部5°Cになるセンサがありましたが、観測には影響を及ぼすことはありませんでした。



(a) LAC.



(b) Experiment LAC with sun shield.

Fig. 5.2 Experiment of large area counters.

オーロラ観測衛星「あけぼの」 [5.6-5.8]

「あけぼの」はオーロラに関連した磁気圏からの電子の降込み機構の解明を目的としています。そのため、衛星は長楕円軌道に投入されました。図 5.3 に概観図と写真を示します。

形状は対辺寸法 1.2 m、高さ 1 m の八角柱、質量 295 kg です。軌道は近地点 275 km、遠地点 10,500 km の楕円軌道です。軌道傾斜角は 75°、太陽光入射角は $0\pm 3^\circ$ 、スピンは 7.5 rpm です。

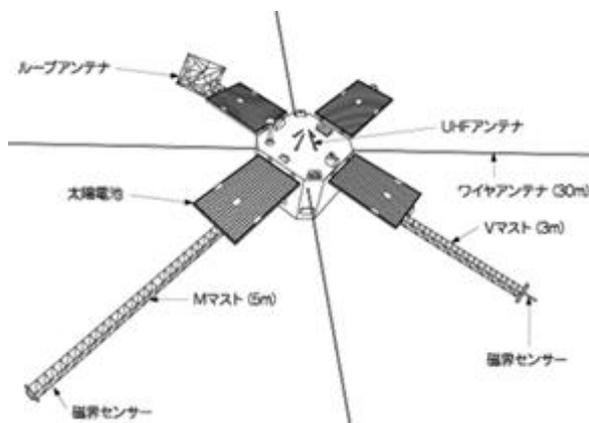
「あけぼの」は長楕円軌道に投入されるため衛星への外部熱入力が大きく変化すること、伸展マストには熱容量の小さい観測機器が搭載されること等を中心に、次の課題が設定されました。

- ・ 衛星が常に太陽光に晒される全日照 210 分と、地球の陰に入る日陰 60 分のケースがあり、これら軌道上の外部熱入力の変化に対応すること。
- ・ 太陽光指向 ($\theta_s=0^\circ$) の運用であるため、上部パネルから入射する太陽光に対処すること。
- ・ 消費電力 67 ~ 212 W の変化に対処すること。
- ・ 衛星が電子線や陽子線で満ちたバンアレン帯を通過することと、加えてオーロラ粒子加速域での電場、磁場および粒子観測を行うため、衛星外表面を同電位 (100 k Ω /square 以下) に保つこと。
- ・ マスト、ブーム等の伸展装置は伸展後の開口部と伸展先に搭載された電子機器の熱対策を施すこと。
- ・ バッテリーは性能向上と長寿命化の要求により、従来の温度制御範囲 0 ~ 25°C から $15\pm 5^\circ\text{C}$ に変更されるため、これに対処すること。

課題に対して次のような熱計装で対処しました。

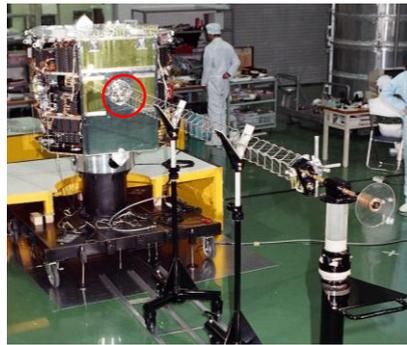
- ・ 衛星外表面の同電位の要求に対して、導電性 OSR (Optical solar reflector、日本電気ガラス社製) と導電性アルミ蒸着ポリイミドフィルム T25R/Al (宇部興産社製) を新たに開発しました。熱計装はそれらの材料を基本に太陽光入射面の上部パネルにアルミバフ研磨 60%、導電性 OSR40%、側面パネルにはアルミバフ研磨 63%、T25R/Al 37% を施しました。このように導電性の要求に対して、まだアルミバフ研磨の材料を使わざるを得ない状況でした。
- ・ 衛星内部の温度制御は従来のように搭載機器単体をヒータ電力で制御する方法ではなく、衛星全体の温度ポテンシャルを制御するシェルフヒータ方式を採用しました。
- ・ V マスト伸展装置は、伸展後の開口部は MLI で蓋をし (図 5.4(a)赤丸)、3 m 伸展先の搭載電子機器は MLI で包み、かつヒータ電力で保温しました (図 5.4(b))。
- ・ バッテリーは衛星構体と伝導、ふく射共に断熱し、かつサーマル・ルーバ (ブレード開閉温度 3 ~ 15°C) とヒータ電力を併用し $15\pm 5^\circ\text{C}$ に制御しました。

「あけぼの」の熱設計で構築された熱数学モデルは 260 ノードです。フライト温度は設計温度に対して搭載機器で $\pm 4^\circ\text{C}$ 、構体パネルでは $\pm 7^\circ\text{C}$ に収められました。

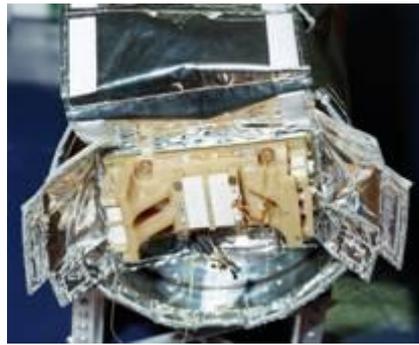


1989年2月22日8時30分打上げ

Fig. 5.3 Configuration of AKEBONO.



(a) V mast experiment.



(b) Sensor with MLI.

Fig. 5.4 Extension V mast.

惑星探査実験衛星「ひてん」「はごろも」 [5.9-5.11]

「ひてん」は将来の月・惑星探査ミッションに必要な技術を習得することを目的としており、その上部には月軌道に投入される月オービター「はごろも」が搭載されています。図 5.5 に「ひてん」「はごろも」概観図と写真を示します。

「ひてん」は直径 1.4 m、高さ 0.79 m の円筒形、質量は 197 kg です。軌道は近地点 262 km、遠地点 28,600 km の楕円軌道、軌道傾斜角は 31°です。太陽光入射角は $90 \pm 5^\circ$ 、スピンは 20 rpm です。「はごろも」は対面寸法 0.40m の 26 面体、質量は 11kg です。

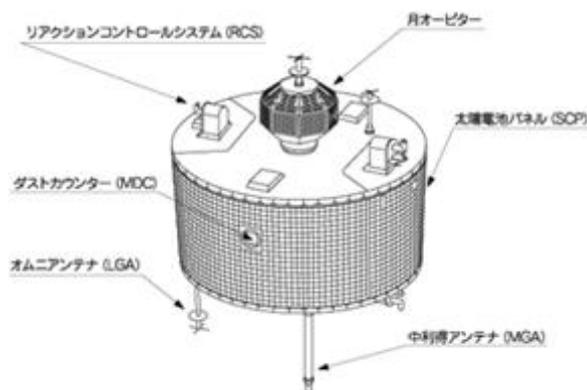
「ひてん」は軌道に投入後、月スイングバイにより更に長楕円軌道に移行する実験と、「はごろも」の分離後、大気によるエアロブレーキ実験が計画されました。そのため、「ひてん」「はごろも」の熱設計には次のような課題が設定されました。

「ひてん」の場合

- ・ 日陰 60 分による低温化に対処すること（「はごろも」も同様）。
- ・ エアロブレーキ実験による空力加熱の影響を評価し、設計に取入れること。
- ・ 「ひてん」「はごろも」の結合・分離による相互の熱的影響を考慮し、熱設計に反映すること。

「はごろも」の場合

- ・ 「はごろも」は小型ながら 1 個の独立した衛星として設計すること。
- ・ 月軌道投入用キックモータの燃焼時のブルーム加熱と、燃焼後のヒートソークバックを考慮し、熱設計を行うこと。



1990年1月24日20時46分打上げ

Fig. 5.5 Configuration of HITEN.

課題に対して、次のような熱計装を施しました。

「ひてん」の場合

太陽光の入射角が $90\pm 5^\circ$ 、スピン 20 rpm で運用されるため、側面パネルを主熱制御面としました。図 5.6(a)に概観、(b)に側面パネル、(c)に搭載機器の熱計装をそれぞれ示します。

- 側面パネルの熱計装は太陽電池素子 70%、蒸着ポリイミドフィルム 30%の処理を施しました(図 5.6(b))。
 - 内面は日陰時の搭載機器の低温化を防ぐため、熱制御用テープを貼り調整を行いました(図 5.6(b)矢印)。
 - 上下面パネルは MLI を施し、宇宙空間とふく射断熱を図りました。
 - 内部搭載機器は MLI で包み、周囲とは断熱を図りました(図 5.6(c))。
- ・ エアロブレーキ実験の熱設計の条件は大気には上面パネルからほぼ垂直に突入し、その上面パネルが受ける空力加熱量は $\max 14731 \text{ W/m}^2$ とし、継続時間約 6 分としました。熱計装は新たに開発した耐熱用 MLI を「ひてん」上面パネルに取付けました(図 5.6(a)矢印)。図 5.7 に耐熱用 MLI を示します。構成は、空力加熱を受ける最外層に耐熱温度約 1000°C のチラノ塗料(宇部興産社製)を塗布した $50 \mu\text{m}$ のチタン箔、内部に伝導断熱を図るためチタン 1 層、両面アルミ蒸着高分子フィルム S を 8 層、ふく射断熱を図る耐熱温度約 1000°C のチラノ繊維クロス(宇部興産社製) 9 層から成ります。糸はチタンワイヤとステンレス糸を用いました。この耐熱用 MLI は宇宙研において設計、製作されたものです。

「はごろも」の場合

- 図 5.8 に「はごろも」の構成を示します。キックモータ(3)は搭載機器円筒部(1)に納められます(矢印)。
- 「はごろも」は 28 面体の構造とし、その表面には太陽電池素子と熱制御フィルムを貼付け、太陽電池素子の発生電力、および太陽光の熱入力等が一様になるようにしました(図 5.8-2)。
 - 月軌道投入用のキックモータのプルーム加熱にはシールド板を設け、燃焼炎が直接宇宙機に及ぼさないようにしました。またヒートソークバックに対しては、宇宙機構体とキックモータとの結合部分にポリイミドの積層板を挿入し断熱を図ることと、モータ全体をアルミ蒸着ポリイミドフィルムとノーメックスネットのサーマルブラケットで包み、ふく射断熱を図りました。

熱設計に用いた熱数学モデルは「ひてん」266 ノード、「はごろも」66 ノードでした。

フライト温度は設計温度に対して、搭載機器で $\pm 3^\circ\text{C}$ 、構体パネルでは $\pm 5^\circ\text{C}$ に収まり、エアロブレーキ実験においては顕著な温度上昇が確認されませんでした。

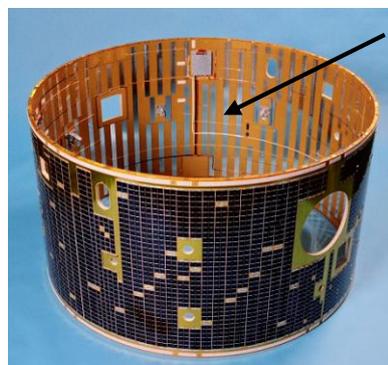
「ひてん」の軌道実験は次のように行われました。

- 近地点 262 km、遠地点 28,600 km 長楕円軌道に投入。
- 第 1 スイングバイで遠地点 44.1 万 km から 69.9 万 km に移行。「はごろも」の月軌道に投入。
- 「ひてん」のエアロブレーキ実験を高度 125.5 km と 120.2 km において 2 回実施。

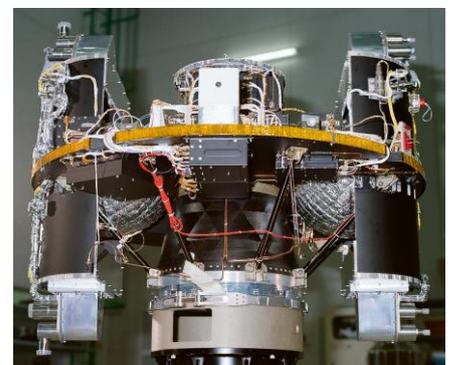
その時の減速量はそれぞれ 1.7 m/s、2.8 m/s、それに伴う遠地点降下は 9,000 km、14,000 km でした。



(a) HITEN and HAGOROMO.



(b) Said panel.



(c) Onboard experiments.

Fig. 5.6 Thermal design of HITEN and HAGOROMO.

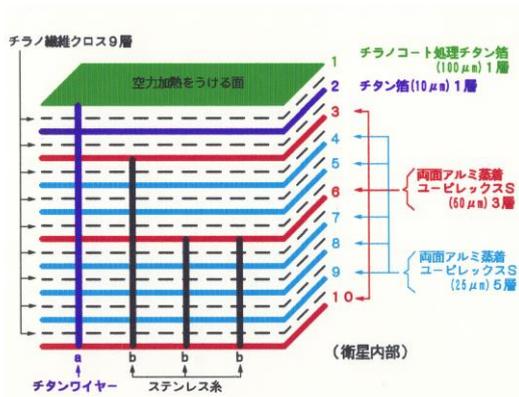
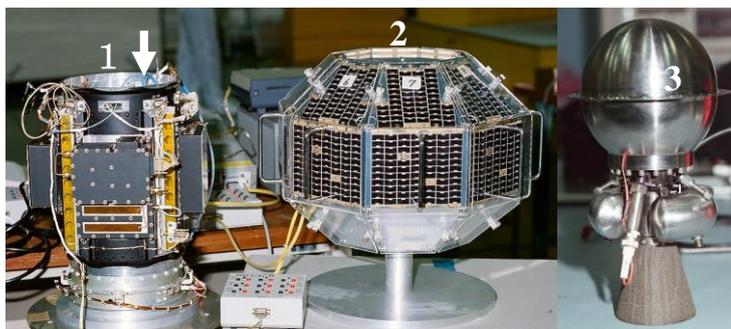


Fig. 5.7 Thermal resistance MLI.



1. Onboard experiments, 2. Body mount solar cell. 3. Kick motor.

Fig. 5.8 Configuration of HAGOROMO.

太陽観測衛星「ようこう」 [5.12, 5.13]

「ようこう」は太陽コロナおよびフレアの高精度観測を目的としています。そのため、硬 X 線と軟 X 線の 2 の台大型望遠鏡が搭載されました。図 5.9 に「ようこう」の概観図と写真を示します。

形状は 1 m×1 m、高さ 2m の直方体、質量約 390 kg です。軌道は近地点 520 km、遠地点 795 km の略円軌道、軌道傾斜角 31°です。太陽光入射角は 0±1°、スピン 0.254 ~ 0.367 rpm です。

「ようこう」の熱設計では、2 台の X 線望遠鏡の熱変形を小さくすること、センサの性能要求を満たすことを中心に、以下のような課題が設定されました。

- 硬 X 線望遠鏡 (HXT) は要求温度範囲-10 ~ 10°C以内に収め、かつコリメータ部の温度分布を X-Y 面内 (400 mm×400 mm) 10°C、Z 方向 (1400 mm) 10°C以内に収めること。
- 軟 X 線望遠鏡 (SXT) は要求温度範囲-17 ~ 20°C以内に収め、かつセンサ部の温度分布を X-Y 面内 (直径 300 mm) 10°C、Z 方向 (1700 mm) 25°C以内に収めること。

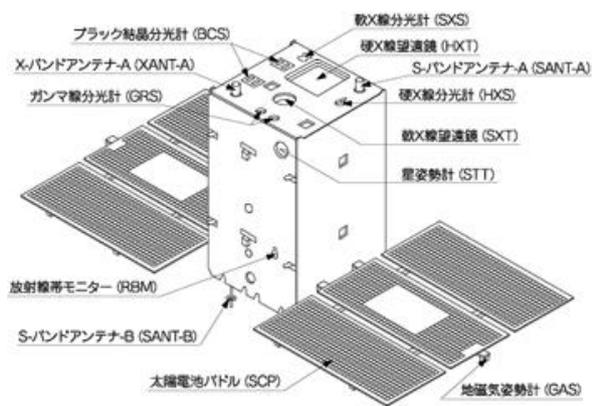
熱設計の課題に対して、次の熱計装を施し対処しました。

図 5.10 に「ようこう」の熱計装を示します。

- 全表面の約 88%を MLI で覆い (図 5.10(a))、衛星の X-Y 面内および Z 方向の温度分布を小さくしました。また、太陽光の入射する上部パネルの MLI の最外層には太陽光を反射し、かつ放射率の大きい銀蒸着ポリエーテルイミドフィルム PEI (膜厚 75 μm, $\alpha_S=11$, $\epsilon_H=0.76$)を採用しました (図 5.10(a)矢印)。
- HXT、SXT は図 5.10(b)、(c)矢印に示すように衛星構体とは断熱スペーサを介して取り付け、ほぼ全体を MLI で包み伝導・ふく射断熱を図りました。

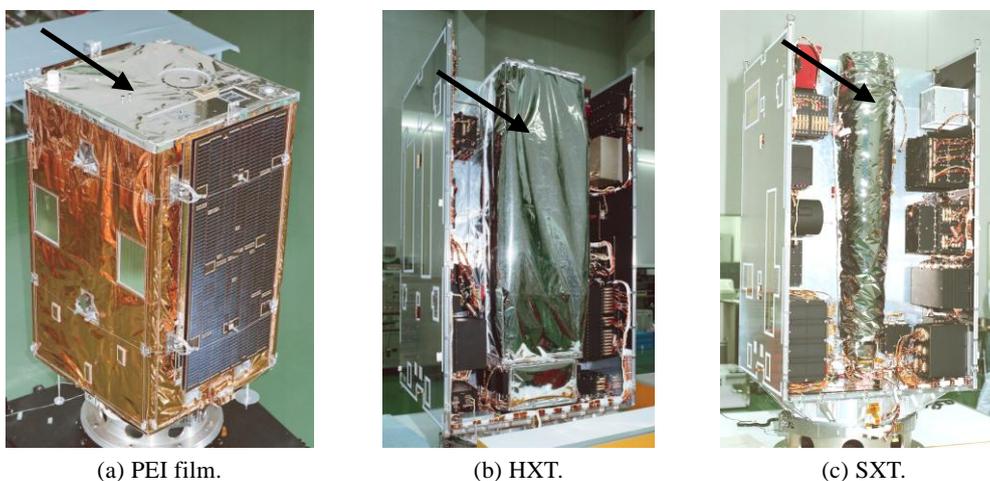
「ようこう」の熱設計は 510 ノードの熱数学モデルを構築し、行いました。

フライト温度は設計温度に対して、HXT コリメータの Z 軸で 9.5 ~ 10.7°C、X-Y 平面内では 10°C以内に収められました。センサ部は X-Y 平面内で -1.9 ~ -0.9°Cに収められました。SXT 鏡頭部は Z 軸で 8 ~ 12°C、平面内では 10°C以内、また CCD センサ部は -6.4 ~ -2.6°Cに収めることができました。



1991年8月30日11時00分打上げ

Fig. 5.9 Configuration of YOHKOH.



(a) PEI film.

(b) HXT.

(c) SXT.

Fig. 5.10 Thermal design of YOHKOH.

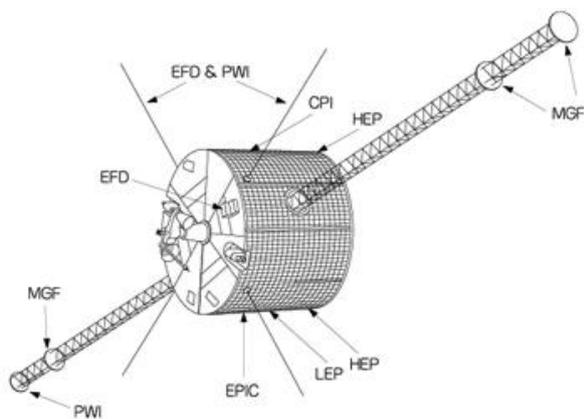
磁気圏観測衛星「GEOTAIL」 [5.14-5.17]

磁気圏尾部観測衛星「GEOTAIL」は地球磁気圏の尻尾に太陽風から流れ込むプラズマやイオンが蓄えられ、その磁場エネルギーの爆発的な解放によって作られるエネルギーの観測を目的としています。そのため、軌道計画は2つの Distant Tail と Near Tail が準備されました。「GEOTAIL」計画では衛星は宇宙科学研究所が設計・製作し、打上げはNASAが担当しDelta II ロケットで打上げられました。

図 5.11 に「GEOTAIL」の概観図と写真を示します。形状は直径 2.2 m、高さ 1.6 m の円筒状、質量約 1,009 kg です。軌道は Distant Tail で近地点 8Re (Re : 地球の半径約 630 万 km)、遠地点 220Re、Near Tail では近地点 8Re、遠地点 30Re の長楕円軌道、軌道傾斜角 29°です。太陽光入射角は $87 \pm 2^\circ$ 、スピン 20rpm です。

「GEOTAIL」の熱設計では、次の課題が設定されました。

- Distant Tail の全日照と、Near Tail の日陰 2 時間が存在するため、低温対策を施すこと。
- 磁場・電場観測のため、宇宙空間に露出する熱制御材料の外表面は同電位であること。
- デスパンアンテナは以下の条件を満たすこと。
 - 許容温度範囲 : $-50 \sim 70^\circ\text{C}$ 。
 - 運用中の温度変化 : $\pm 10^\circ\text{C}/\text{時間}$ 。
 - ハウジングとシャフトの温度差 : 25°C 以内。



1992年7月24日23時26分打上げ

Fig. 5.11 Configuration of GEOTAIL.

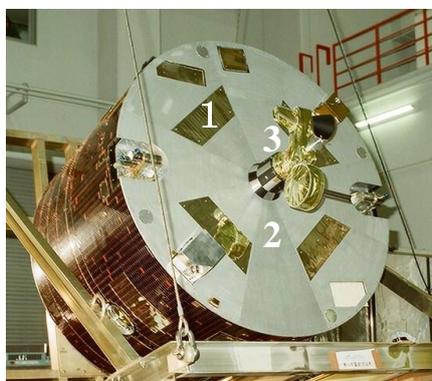
熱設計の課題に対して、次のような熱計装で処置しました。

図 5.12 に「GEOTAIL」の熱計装を示します。

- 全日照、日陰 2 時間の外部熱環境変化の対応と、姿勢制御 $\theta_s=87\pm 2^\circ$ により、側面サブストレイトを主熱制御面としました。外表面は太陽電池素子と導電性 OSR で処置し (5.12.(a))、内面はケブラ素地にアルミテープをストライプ状 (50%) に貼り付けました。
- 上部パネルは導電性を得るため図 5.12(a)に示すように、アルミ板の一部に導電性アルミ蒸着ポリイミドフィルムを貼付け、放熱面としました。
- 推進系のパイプ系は許容温度範囲が $5\sim 60^\circ\text{C}$ と狭いことと、日陰時のヒータ電力の削減を図るため、パイプの外側をアルミパイプと MLI で包み熱容量を増やし、かつ日陰前にヒータ電力で昇温させ日陰時の時定数を延ばす方法としました (図 5.12(b)矢印)。
- デスパンアンテナは図 12(c)に示すように、黒色の GFRP 表面にゲルマニウムをコーティングし、レフ部は PEI フィルムを貼付け施しました。また、モータ部の温度差を 25°C 以内に収めるため、モータ部とカバーとは伝導断熱し、かつアンテナエレメント以外は MLI で包み宇宙空間とふく射断熱を図りました。

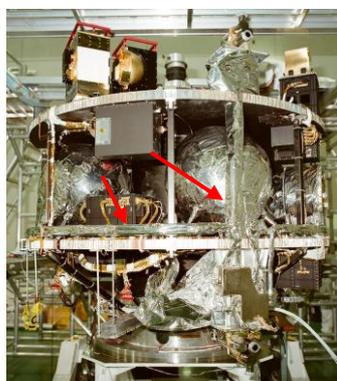
熱設計はノード数 750 の熱数学モデルを構築し行いました。その内訳は構体 400 ノード、機器 300 ノード、その他 50 ノードです。

フライト温度は搭載機器で $\pm 5^\circ\text{C}$ 以内に、また日照時のデスパンモータの温度分布は 10°C 以内に収めることができました。



1. Radiator, 2. Upper panel, 3. Despun antenna.

(a) Thermal control layout.



(b) Experimental equipments.



1. PEI film.

(c) Despun antenna.

Fig. 5.12 Thermal design of GEOTAIL.

X線観測衛星「あすか」 [5.18-5.20]

「あすか」はX線天文衛星で、広いエネルギー範囲にわたってX線天体を高性能で撮像と分光を同時に行うことを目的としています。そのため、大型のX線反射望遠鏡を宇宙空間で伸展させる構造が採用されました。

図 5.13 に「あすか」の概観図と写真を示します。形状は 1.2 m×1.2 m、高さは収納時 2.82 m、伸展時 4.74 m、質量約 420 kg です。軌道は近地点 525 km、遠地点 615 km の略円軌道、軌道傾斜角 31°です。太陽光入射角は 75 ~ 108°、スピン 0.2 rpm です。

「あすか」の熱設計ではX線反射望遠鏡の熱変形を小さくすることを主とし、次のような課題が設定されました。

- ・ 4 台から構成される X 線反射望遠鏡ミラーは 1 台当たりの温度分布を 5°C 以内に収めること。
- ・ X 線反射望遠鏡は固定部と可動部（伸展型オプティカルベンチ）から成り、X、Y、Z 各軸の温度分布を 10 °C/m 以内に収めること。
- ・ X 線 CCD センサ(Charge couple device)部は-60°C以下に冷却すること。

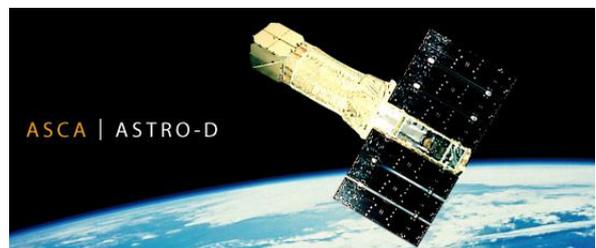
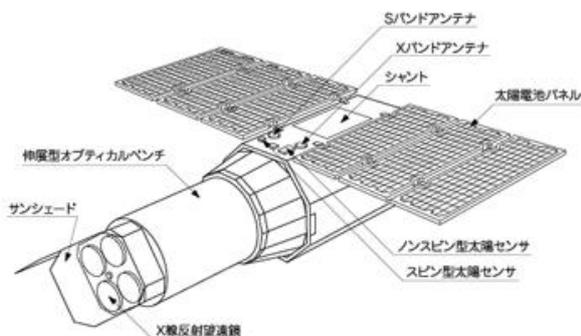
熱設計の課題に対して、次のような熱計装で処置をしました。

図 5.14(a)に X 線反射望遠鏡収納時、(b)に伸展時、(c)に CCD カメラ冷却システム、(d)に望遠鏡の可動部、および固定部の熱計装をそれぞれ示します。

- ・ 4 台のミラーはそれぞれ断熱を図り、かつ 4 台全体を MLI で囲みました。宇宙空間に晒される開口部はアルミ蒸着マイラフィルムにサーマルシールドを設け宇宙空間とふく射断熱を図りました。また展開型サンシェードを設け太陽光を遮蔽しました（図 5.14(b)2）。
- ・ X 線反射望遠鏡の外表面全体を MLI で覆い、宇宙空間とふく射断熱を図りました。
- ・ 望遠鏡可動部の太陽光が入射しない外表面にはアルミ蒸着フィルムを貼付け（図 5.14(c)3）、MLI 表面温度の均一化を図りました。また構造部の表面は黒色塗料を塗布し望遠鏡内のふく射結合を図り、内部温度の均一化を図りました（図 5.14(d)5）。
- ・ 望遠鏡固定部の構造部表面にはアルミ蒸着フィルムを貼付け、搭載機器とふく射断熱し機器温度の均一化を図りました（図 5.14(d)6）。
- ・ CCD カメラはペルチェ素子、アンモニア冷媒のヒートパイプ、アルミ板にアルミ蒸着テフロンフィルムで処理した放射冷却板から成るシステムを構築し、要求された低温を満たしました（図 5.14(c)4）。

熱設計はノード数 600 の熱数学モデルを構築して行いました。

フライト温度は設計温度に対して搭載機器で±5°C以内、構体パネルでは±6°C以内に収められました。なお、スタートラッカは日陰から日照に移行する際に衛星構体が熱変形し、出力にゆらぎが生じることが確認されました。構造の熱変形解析は今後の重要な課題になりました。



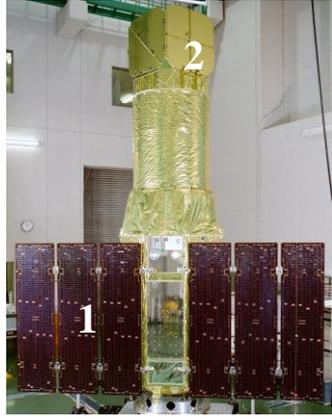
1993年2月20日11時00分打上げ

Fig. 5.13 Configuration of ASCA.



1. Solar cell paddle.

(a) Before extension of X ray telescope.



2. Sun shade.

(b) After extension of X ray telescope.



3. Deposited Al film,

4. Cold plate.

(c) CCD camera cooling system.



5. Extension part,

6. Holding part.

(d) Structure of Xray telescope.

Fig. 5.14 Thermal design of ASCA.

熱物性研究について

熱制御材料の紫外線、電子線、陽子線等による光学劣化とその評価

宇宙機の最外層に使われる材料は宇宙環境において熱物性である太陽光吸収率 α_s 、全半球放射率 ϵ_H が劣化することが知られています。特に α_s の劣化は、時として観測機器や宇宙機等の温度上昇を招き、ミッションの達成度や寿命に影響を及ぼすことがあります。図 5.15 はハッブル望遠鏡の多層断熱材 MLI のテフロンが紫外線によりダメージを受け、クラック（赤丸内）が生じた衝撃的な写真です[5.21]。ここでは、材料の劣化を招く宇宙環境について述べ、次に、地上模擬試験と軌道上評価試験による劣化の評価方法について述べます。最後に劣化の要因を光学定数から探ります。

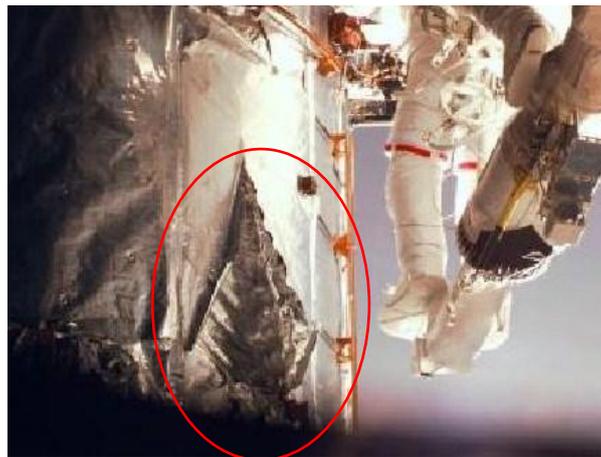


Fig. 5.15 MLI cracks on Hubble space telescope.

宇宙環境

宇宙環境における劣化の要因は、大別して紫外線、放射線、原子状酸素があります。この他に、熱衝撃、アウトガス等も考えられますが、ここでは触れません。

- ・ 紫外線劣化は太陽光の $0.2 \sim 0.5 \mu\text{m}$ 波長を材料が吸収し起こる現象です。高分子材料では紫外線を吸収することにより、光化学反応により分子結合の切断が生じ、かつ化学的に構造変化が起き、 α_s が劣化するものと考えられています。
- ・ 放射線劣化は地磁気補足荷電粒子放射線および太陽フレア陽子線、つまり電子線、陽子線が材料内を通過、およびトラップされることで生じる現象です。
- ・ 原子状酸素は高度 $200 \sim 700 \text{ km}$ の高層大気の主成分で、太陽の紫外線が酸素分子を破壊して発生するものです。この原子状酸素に宇宙機が 8 km/s の速度で衝突し、材料の劣化が起きる現象です。

宇宙環境に対する材料の評価は、一般に地上模擬試験と軌道上評価試験に分けて行われます。前者は紫外線、電子線、陽子線、原子状酸素等の単体照射（一部複合照射もあり）を行い、 α_s や ϵ_H の劣化量とそのメカニズムを調べて評価を行います。後者は材料等を宇宙機（人工衛星や宇宙ステーション）に搭載し、宇宙空間に暴露し、その場で α_s 、 ϵ_H の劣化量を調べる方法と、材料をいったん地上に持ち帰り α_s 、 ϵ_H の劣化量とメカニズムを調べる方法があります。

複合照射による劣化の評価を厳密に行うことは大変難しいです。それは、地上では紫外線と電子線あるいは陽子線の照射時間を同一にすることが不可能で、軌道上では、宇宙機が受ける電子線、陽子線のエネルギーはその軌道で定まるため、幅広い照射エネルギーによる劣化の評価を行うことが不可能です。

地上模擬試験

ここでは、執筆者が使用しています照射装置を基準に紹介いたします。

- ・ 紫外線照射試験は 2 kW の 0.2 ~ 0.5 μm の波長範囲の出射が可能な光源 Hg-Xe ショートアークランプを用いて真空中で行われます。照射強度は大気圏外の約 10 倍の加速度試験が一般的に行われます。照射時間はミッション要求により異なりますが、宇宙の滞在時間に換算して 5 年から 10 年相当の照射を行います。
- ・ 電子線照射試験はコッククロフトウォルトン加速器（日本原子力研究開発機構高崎量子応用研究所）を用いて、真空、もしくはヘリウムガスに置換された容器内で行われます。試料は水冷却された試料台に設置されます。
- ・ 陽子線照射試験は MV タンデム型加速器（産業総合技術総合研究所関西センター）を用いて真空中で行われます。試料の温度制御は行われません。

試験結果の例

紫外線、電子線、陽子線の照射試験について、膜厚 25 μm のポリイミドフィルム (Upiles-R) を例にして述べます。表 5.2 に照射条件を示します。紫外線 (UV) 試験は地球近傍の約 14 倍の加速試験を行い、全照射時間 4570 ESH、日数 288 日間です。電子線、陽子線の試験は共に 0.5 ~ 2.0 MeV の照射エネルギーで、照射線量は電子線 $1.0 \times 10^{15} \text{ e}^-/\text{cm}^2$ 、陽子線 $1.0 \times 10^{14} \text{ p}^+/\text{cm}^2$ で行いました。これらの照射量は静止軌道上で約 8 ~ 30 年に相当します。

複合照射試験は紫外線、電子線、陽子線をシリーズに照射し、その組合せを A、B、C に示す 3 通りとしました。それは、組合せを変えることによる劣化の有意差を確かめるためです。

$$A = \text{UV} + \text{e}^- + \text{p}^+, B = \text{UV} + \text{p}^+ + \text{e}^-, C = \text{p}^+ + \text{e}^- + \text{UV}$$

複合の照射条件は単体と比較評価するため、表 5.2 と同様にしました。

照射前後の劣化のメカニズムを理解するため、ここでは吸収係数の変化に着目しました。

図 5.16 にポリイミドフィルムの(a)に紫外線照射、(b)に陽子線照射、(c)に電子線照射による照射前後の吸収係数の差をそれぞれ示します。吸収係数は紫外線、電子線では 0.48 μm をピークに 0.46 ~ 0.60 μm の波長範囲でわずかに変化し、陽子線は 0.44 μm をピークに 0.43 ~ 0.60 μm の波長範囲において顕著に変化することが確認されました。 α_s の劣化は紫外線、電子線で約 1% 以下、陽子線では 4 ~ 5% (@1 MeV) です [5.22, 5.23]。

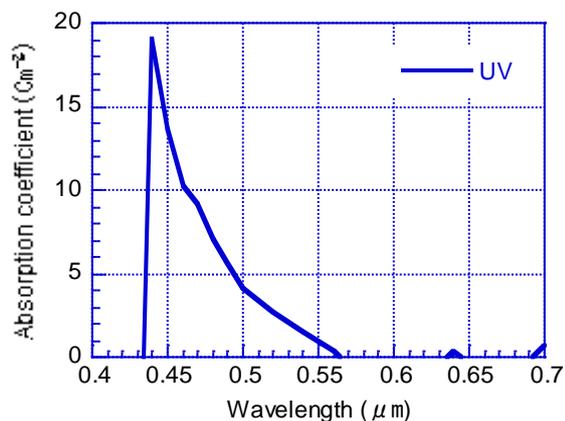
図 5.16(d)に複合照射において劣化が一番顕著に現れました 1.0 MeV の電子、陽子照射前後の吸収係数の差を示します。陽子線の単体照射と同様に波長 0.44 μm をピークに、0.46 ~ 0.60 μm の波長範囲において吸収係数の増加が確認されました。

Table 5.2 Test conditions.

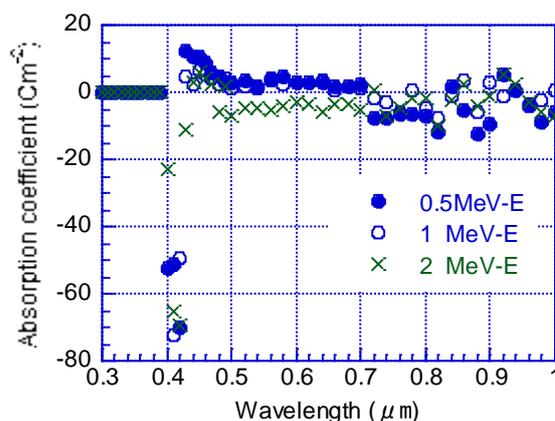
Radiation Source	Accelerate Energy	Exposure Rate	Environment
UV	14 SC*	4570 ESH**	In Vacuum
Electrons	0.5 (MeV)	$1.0 \times 10^{15} \text{ (e}^-/\text{cm}^2)$	In Helium
	1.0		
	2.0		
Protons	0.5 (MeV)	$1.0 \times 10^{14} \text{ (p}^+/\text{cm}^2)$	In Vacuum
	1.0		
	2.0		

*SC : Solar constant (太陽光定数で地球近傍では 1 SC)

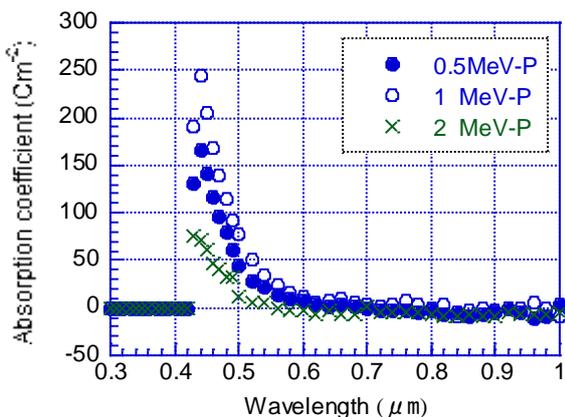
**ESH : Equivalent sun hours (宇宙空間において太陽光に晒されている時間)



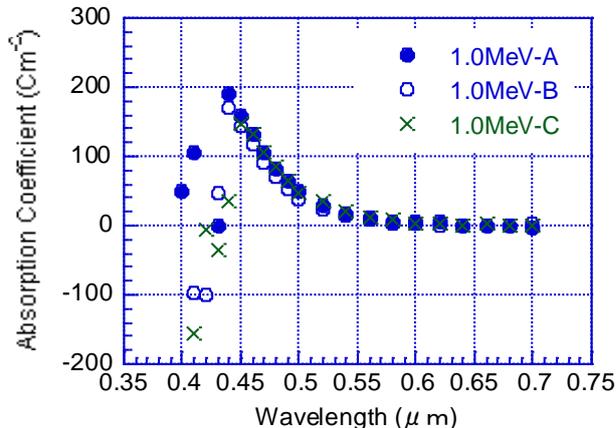
(a) UV radiation.



(b) Electron radiation.



(c) Proton radiation.



(d) Combined radiation (at 1.0 MeV).

Fig. 5.16 Effect of Radiations on absorption coefficient of Upilex-R.

劣化の評価

劣化は陽子線の結果で示されるように $2.0 < 0.5 < 1.0$ MeV と、必ずしも照射エネルギーの強さに依存して吸収係数の変化量が増える傾向を示していません。この要因を探るため、粒子放射線の侵入深さ、すなわち飛程を調べました。電子線の場合、20 keV、0.5 MeV、2.0 MeV でそれぞれ $6.61 \mu\text{m}$ 、 1.36mm 、 7.56mm 、陽子線の場合 0.5 MeV、1.0 MeV、2.0 MeV でそれぞれ $6.25 \mu\text{m}$ 、 $17.7 \mu\text{m}$ 、 $55.4 \mu\text{m}$ でした。執筆者らは粒子がポリイミドフィルム内にトラップされることで、劣化の現象が強く現れることを突き止めました。

さらに理解を深めるために、陽子 1 粒子当たりの電子的エネルギー損失によって引き起こされる電離の深さ依存性、核的エネルギー損失によって引き起こされる格子欠損の深さ依存性、ポリイミドフィルム内の陽子の分布等を算出し、実験と比較しました。その結果、陽子は照射した粒子がトラップされているところで、電離および格子欠損などいわゆる“原子のはじき出し”が最大になり、粒子の分布も 99.8% がそこにトラップされていることが明らかになりました。

劣化のメカニズムは、これまで不飽和結合の生成、架橋による共役系の増大、凝集構造の変化など提唱されてきましたが、この要因では劣化の回復が説明できませんでした。そこで、執筆者らは図 5.17 に示す劣化の回復とラジカル密度に着目しました。高分子フィルムの劣化はフィルム中に生成されるラジカルの光吸収によるものであり、回復は空気中の酸素がラジカルと反応によって引き起こされる。つまり、酸素と結合することによってラジカル密度が減少することで光の吸収が減少し、劣化の回復現象が現れる、ことを提案しました[5.24, 5.25]。

軌道上評価試験

執筆者等は α_S 、 ϵ_H を独立に、かつ同時に求める方法を提案し、「あけぼの」の上部パネルに搭載しました。図 5.18 に搭載装置の写真を示します。搭載された試料は太陽電池素子 3 種類と熱制御材料 3 種類です。試料には太陽光のみが垂直に入射、かつ長楕円軌道によりバンアレン帯を通過するため、紫外線、および電子線、陽子線等の広範囲のエネルギー照射による劣化等の評価を行うことが可能になります[5.26, 5.27]。

測定原理は宇宙空間に置かれ、かつ周囲とは断熱された試料に①太陽光を垂直に入射させ、試料温度を定常状態に保つ、② ①の状態に外部から試料にステップ的にヒータ電力を供給し、それぞれ $\Delta T1$ 、 $\Delta T2$ 試料温度を上昇させ、定常状態に保ちます。この 3 連のエネルギー保存式を整理し、 α_S 、 ϵ_H および断熱材のコンダクタンスを求めます。

図 5.19 に 2 種類の熱制御材料、導電性アルミ蒸着ポリイミドフィルム (TCC/Upilex-R/Al, TCC/Upilex-S/Al : 宇部興産社製) の打上げから 15,000ESH(Equivalent sun hours)、680 日までの α_S (a) と ϵ_H (b) の変化をそれぞれ示します。測定の不確かさは打上げ初期のデータと地上装置 (α_S : 積分球付分光器、 ϵ_H : カロリメータ法全半球放射率測定装置) で得られたデータと比較すると、 α_S で 0.005、 ϵ_H では 0.007 でした。打上げから 680 日後の α_S 、 ϵ_H の劣化量はそれぞれ 0.025、0.010 でした。

この結果、宇宙空間において紫外線や数 keV から数百 MeV の電子、陽子エネルギーに晒される材料の α_S の劣化が顕著でないことは、前述したトラップとの関係を裏付けるものと考えています。

まとめ

高分子材料の劣化に関する研究において、回復現象と配向性には悩まされました。大阪で行っていた陽子線の照射試験で直後の目視観察では強く黄変色していた試料が、東京に戻るころにはうすい黄変色に変わる、いわゆる回復現象が起きていました。回復が時間と関係すると思い込み、照射後の試料を新幹線や、飛行機で持ち帰り徹夜でデータ取得を行いました。分からないことは面白いのですが、分かってしまうといつも思うことは、足したことはない。

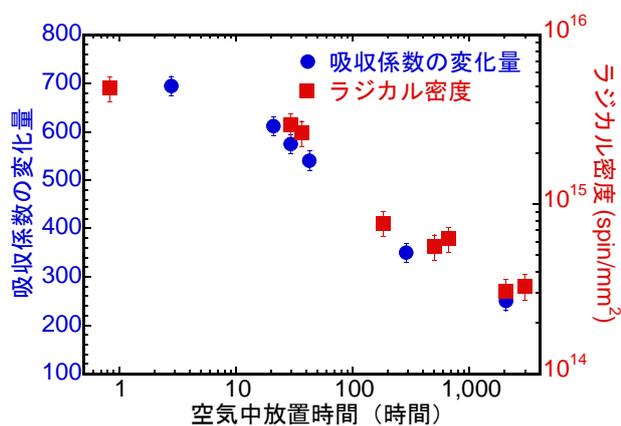


Fig. 5.17 Change of Radical density and absorption coefficient in air.

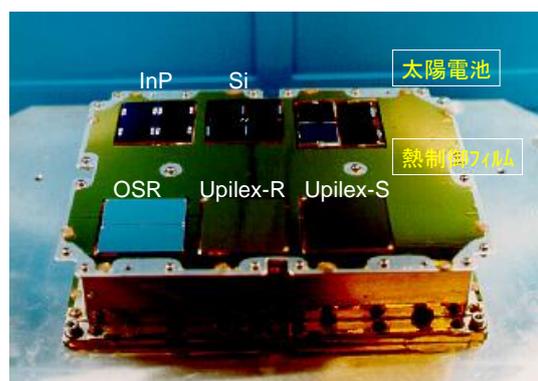
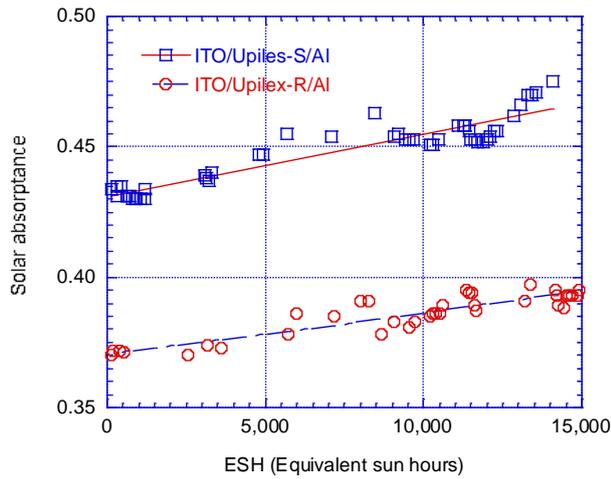
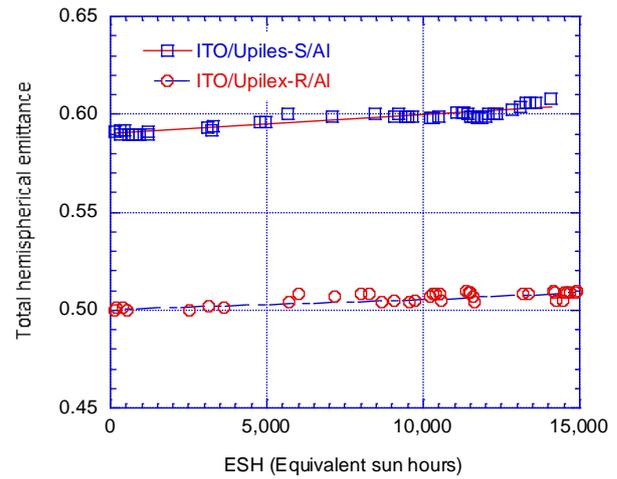


Fig. 5.18 Simultaneous measurement system of α_S and ϵ_H .



(a) Solar absorptance.



(b) Total hemispherical emittance.

Fig. 5.19 α_S and ϵ_H of TCC/25R/Al on the AKEBONO.

参考文献

- [5.1] 宇宙科学研究本部ホームページ,<http://www.isas.jaxa.jp/j/enterp/missions/catalogue.shtml>.
- [5.2] 宇宙科学研究本部パンフレット, (2007).
- [5.3] 科学衛星 ASTRO-C 中間報告書(SSES-TD-85-010), 宇宙科学研究所,SES データセンター, (1985.11).
- [5.4] M-3S II -3/ぎんが(ASTRO-C)飛翔実験報告書(SSES-TD-87-008), 宇宙科学研究所, SES データセンター, (1987.10).
- [5.5] 大西晃, 小林康徳, 林友直, 蓮井敏孝, 町田恒雄, 萩原能治;「ぎんがの熱設計」, 第31回宇科連, (1987) 576-568.
- [5.6] 科学衛星 EXOS-D 計画書(SSES-TD-89-014), 宇宙科学研究所, SES データセンター, (1989.2).
- [5.7] M-3S II -4/あけぼの(EXOS-D)飛翔実験報告書(SSES-TD-89-027), 宇宙科学研究所, SES データセンター, (1989.12).
- [5.8] 大西晃, 林友直, 小林康徳, 中原さとる, 他;「あけぼのの熱設計」, 第33回宇科連, (1989), 292-293.
- [5.9] MUSES-A 中間報告書(SSES-TD-88-007), 宇宙科学研究所, SES データセンター, (1988.9).
- [5.10] M-3S II -5/ひてん(MUSES-A)飛翔実験報告書(SSES-TD-91-001), 宇宙科学研究所, SES データセンター, (1991.5).
- [5.11] 大西晃, 小林康徳, 林友直, 小林明秀, 蓮井敏孝, 藤井源四郎;「ひてんの熱設計」, 第34回宇科連, (1990), 84-85.
- [5.12] 平成3年度第1次飛翔実験科学衛星SOLAR-B (M-3S II -6) 計画書(SSES-TD-91-004), 宇宙科学研究所, SES データセンター, (1991.8).
- [5.13] M-3S II -6/ようこう (SOLAR-B)飛翔実験報告書(SSES-TD-92-009), 宇宙科学研究所, SES データセンター, (1992.5).
- [5.14] GEOTAIL INTERIM REPORT (SES-TD-90-021SY), Institute of Space and Astronautical Science SES Data Center, (1990. 11).

- [5.15] GEOTAIL PRELAUNCH REPORT (SES-TD-92-007SY), Institute of Space and Astronautical Science SES Data Center, (1992. 4).
- [5.16] GEOTAIL実験報告書(SES-TD-93-006),宇宙科学研究所,SESデータセンター,(1993.3).
- [5.17] 大西晃,小林康徳,戸田一史,藤井源四郎,岡本章,松藤幸男;「GEOTAILの熱設計と飛翔データ評価」,第36回宇科連,(1992).
- [5.18] 平成4年度第2次飛翔実験科学衛星ASTRO-D計画書(SES-TD-93-002),宇宙科学研究所,SESデータセンター,(1993.1).
- [5.19] M-3S II-7/あすか(ASTRO-D)飛翔実験報告書(SES-TD-94-007),宇宙科学研究所,SESデータセンター,(1994.6).
- [5.20] 大西晃,小林康徳,小林明秀,貝津幸広,蓮井敏孝;「あすか」の熱設計と飛翔データの評価」,第37回宇科連,(1993).
- [5.21] Wes Ousley, Joseph Skladany, Lawrence Dell; “Hubble Space Telescope Thermal Blanket Repair: Design and Implementation”, Proceeding of the 30th International Conference on Environmental Control Systems, Paper No.2000-01-2272, (2000).
- [5.22] 大西晃,佐藤亮一;「ポリイミドフィルムによる宇宙用熱制御材料の開発」,電気学会論文誌A分冊,Vol.116-A. No.2, (1996), 136-142.
- [5.23] A.Ohnishi and R.Satoh; Polyimido Film Based Thermal Control Materials”, ISAS Research Note, ISAS RN649, (1998), 1-15.
- [5.24] M.Iwata, F.Tohyama A.Ohnishi H.Hirosawa and K.Shimazaki; “Evaluation of New Thermal Control Material for Interior Planet Missions”, SAE 1998 Transactions, Journal of Aerospace, Section1, Vol.107, (1998), 708-714.
- [5.25] M. Iwata, A. Ohnishi, H Hirosawa, F. Tohyama; “Measurement and Evaluation of Thermal Control Material with Polyimide for Space USE”, Journal of Spacecraft and Rockets, Volume 38, Number 4, AIAA, (2001), 504-510.
- [5.26] 大西晃,畑田敏夫,林友直;「太陽光吸収率と全半球放射率の同時測定法の評価」,熱物性,10巻1号,(1996), 10-15.
- [5.27] A.Ohnishi, Y.Nakamura, Y.Kawada and T.Hayashi; “Simultaneous Measurement of Solar Absorptance and Total Hemispherical Emittance on a Scientific Satellite AKEBONO”, ESA SP-324, (1991), 561-564.

6 深宇宙を電波で探る

6 Astronomical Observations by Space VLBI

はじめに

第16号科学衛星「はるか」は、スペース VLBI (Very Long Baseline Interferometry) による電波天文観測を行うことを目的として、1997年2月12日 M-V-1号機により打上げられました。軌道傾斜角 31° 、近地点580 km、遠地点21,400 kmの長楕円軌道に投入されました。

「はるか」のミッション目的は、人工衛星に搭載された大型展開アンテナ (以後アンテナと呼ぶ) と地球上の数局以上の電波望遠鏡を用いて同時に1つの天体を観測し、それぞれで受信されたデータを相互に干渉させ、その干渉データから観測した天体のイメージを作り上げることです。地上のアンテナと宇宙のアンテナを一体化させることで、口径30,000 kmの1つの巨大アンテナが出来上がります。観測用の周波数は、1.6 GHz、5 GHz、22 GHzの3バンドです。

表6.1に「はるか」の諸元を示します[6.1, 6.2]。1.5 m×1.5 m、高さ1.0 mの箱型の衛星本体と、その上部パネルにはアンテナ、側面には1.0 m×1.8 m パネル3枚からなる片翼の太陽電池パドル、下部パネルには推進系がそれぞれ搭載され、総重量830 kgです。

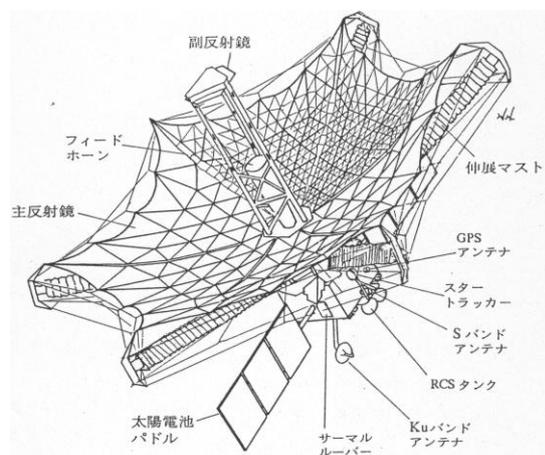
図6.1に「はるか」の概観図とアンテナ展開後のイラストを示します[6.3, 6.4]。図6.2にフライト前の「はるか」を示します。

ここでは、大型展開アンテナの構造と宇宙空間におけるアンテナ展開手順、およびアンテナ、衛星本体、推進系等の熱設計の順に述べます。

熱物性研究については、自身の温度で全半球放射率が変化する機能性熱制御材料について紹介いたします。

Table 6.1 Dimension of spacecraft HALCA.

衛星	ミッション	質量 (kg)	近地点/遠地点 (km)	打上げ ロケット	打上げ
第16号科学衛星 「はるか」	大型精密展開構造等の研究, Space VLBIに必要な位相同期等 の試験	830	580/21,400	M-V-1	1997.2.12 運用停止 2005.11.30



1997年2月12日13時50分打上げ

Fig. 6.1 Configuration of HALCA.

アンテナ構造

アンテナは軸対称カセグレン型で、主反射鏡、副反射鏡、フィードホーン等からなり、有効開口径 8 m、焦点距離 3.67 m、総質量 246 kg です。

主反射鏡・副反射鏡

主反射鏡は、アンテナの鏡面を形成する前面の鏡面メッシュ、およびアンテナを支持する 6 本の伸展マストと背面の支持メッシュから成ります。鏡面メッシュは線径 30 μm の金メッキモリブデン線製で、支持メッシュはアラミド繊維のケーブルからできています。ケーブルはトラスケーブル 800 本、細分化網ケーブル 4000 本、結合ケーブルと調整ケーブル併せて 1000 本使用しています。メッシュの透過率は前面 83%、背面 85%です[6.5, 6.6]。

伸展マストはユニット部（ロンジロン、オレイアングルバッテン、ダイアゴナルロッド）、ユニットを押出すスクリージャッキ、DC モータ、テンショナ、マストブーツから成ります。マストの伸展長は 4.8 m、完全に伸展するとマストは機械的にロックされ、さらにテンショナの伸展、調整でアンテナ鏡面が形成されます。

副反射鏡は、直径 1.1 m で 3 本の支柱で支持され、屈伸動作により収納・伸展が可能です。支柱は打上げ時には折り畳められており、伸展すると 1.8 m になります。

図 6.3 は、地上で行われた副反射鏡支柱の伸展の様子を、また、図 6.4 に主反射鏡の展開の様子をそれぞれ示します。副反射鏡支柱の伸展、および主反射鏡の展開試験では、重力をキャンセルするために主要部分を細いロープで吊り上げる方法を取り入れました。

アンテナの展開

アンテナ展開は太陽電池パドルの展開、姿勢制御、軌道制御等の初期運用が終了しました、打上げ後 13 日目に行われました。以下に、副反射鏡支柱の伸展、主反射鏡の展開等について時間軸に沿って説明します[6.7]。

・ 副反射鏡支柱の伸展 (1997.2.26)

- ① 支柱部温度の均一化を図るため、太陽角を 77° に設定。
- ② 副反射鏡支柱の伸展を収納状態から約 2 分で完了。

・ 主鏡の展開 (1997.2.27 ~ 28)

- ① アンテナ展開時の鏡面メッシュやマスト温度の均一化を図るため、太陽角を 180° に設定。
- ② 収納状態の両メッシュを保持している保持プレートの解放。
- ③ 収納された 6 本の伸展マストの鏡面・支持メッシュを引き出し、アンテナ展開の準備。

マスト 2 本ずつの組合せで、順次数十秒毎、状態を確認しながら伸展。

— 6 本のマストを連続同時に 4.2 ~ 4.6 m まで伸展。

— 5 本のマストをロック (1 本のマストがロック位置まで伸展せず)。

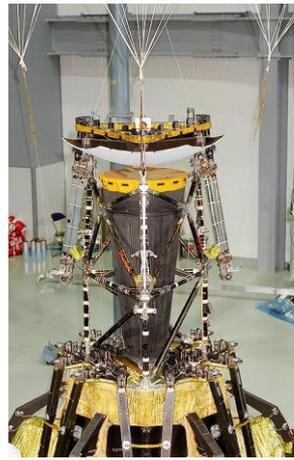
— 5 本のマストのテンショナでマスト軸方向に張力を加え、鏡面を形成。

- ④ 残り 1 本のマストをテンショナの伸展でロック。
- ⑤ テンショナの伸展調整で鏡面を整え、展開終了。

このように複雑な大型アンテナの展開は、打上げ前には多くの方が開かない、もしくは途中でケーブル類が絡む、と予想されていましたが、見事に展開することができました。当時の展開構造物としては、世界一と記憶しています。



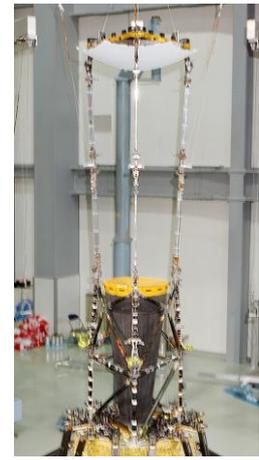
Fig. 6.2 Before launch.



(a) Start.



(b) Middle deployment.



(c) Completely deployment.

Fig. 6.3 Deployment test of the sub-reflector.



(a) Middle deployment.



(b) Completely deployment.

Fig. 6.4 Deployment test of the main reflector.

熱設計の歩み

アンテナと衛星本体との熱干渉

「はるか」の熱設計の課題は、アンテナ展開状態の「はるか」を熱真空チェンバ内に収めて熱設計を検証することができないため、衛星本体とアンテナとの熱干渉をどのように評価し、熱設計を構築するかにあります。

ここでは、まず、熱設計に欠かせない太陽光の入射角、および衛星本体とアンテナとの熱干渉について述べます。

図 6.5 に太陽光の入射角を示します。入射角は観測の要求より Z-Y 面で $\pm 5^\circ$ 以内、Y 軸回りでは $+70 \sim +290^\circ$ と広い範囲で変化します。

図 6.6 は太陽角 180° の時、アンテナが衛星本体に及ぼす熱的影響の模式図です。

以下に衛星本体が受ける熱的影響を示します。

- ・ 衛星本体のふく射妨害。
- ・ 太陽光に晒される鏡面メッシュ約 200°Cからのふく射。
- ・ 鏡面・支持の両メッシュを透過する太陽光。
- ・ 鏡面・支持の両メッシュ背面で反射される太陽光。
- ・ 衛星本体の上部パネルと、その上部に取付けられるアンテナベースプレート間との熱交換。

以上のことがらを考慮し、「はるか」の熱設計は、次のように進めました[6.8-6.10]。

熱設計の流れと検証・熱インターフェース

熱設計では、アンテナと衛星本体を一体化して設計の検証を行うことを考え、初めは縮小モデルを検討しました。しかし、アンテナと衛星本体とのふく射や熱伝導等の熱交換が正確に把握できないため、設計とその検証はそれぞれ独立に行う方法を採用しました。それは、①アンテナ、衛星本体、推進系の熱数学モデルをそれぞれ独立に作製・評価、②各熱数学モデルを1つにまとめたシステム熱数学モデルを作製し、「はるか」全体の熱設計を構築する方法です。システム熱数学モデルは、衛星本体の詳細熱数学モデルにアンテナ、推進系等から提示された簡易熱数学モデルを組み込み、「はるか」全体の熱設計を構築し、一方、アンテナ、推進系の詳細熱数学モデルには衛星本体の簡易熱数学モデルを組み込み、アンテナ、推進系等の熱設計を構築します。

図 6.7 に熱設計の流れを示します。Proto model (PM)と Flight model (FM)のフェーズでは衛星本体、アンテナ、推進系との間において頻りに設計、解析、試験のイタレーションが実施されました。

システム熱数学モデルの検証は、PM と FM の2つのフェーズで実施された熱真空試験で行いました。

衛星本体とアンテナ、および推進系との基本的なインターフェースの考え方は、機械的な結合を単純にし、熱結合を小さく抑えることとしました。また、衛星本体とアンテナとの相互の熱交換は、解析のみとしました。

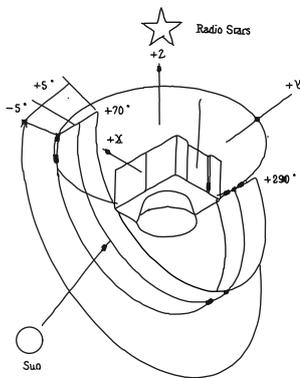


Fig. 6.5 Definition of the Sun angle.

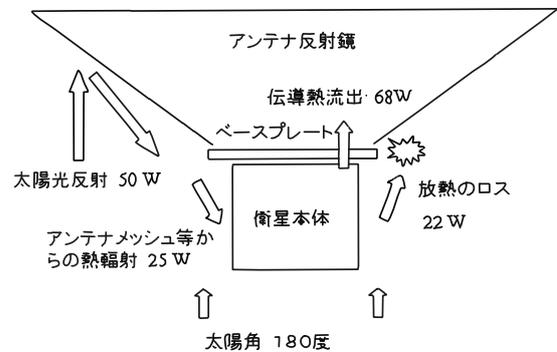


Fig. 6.6 Interaction between antenna and main structure.

熱設計の課題

1) アンテナ[6.11, 6.12]

- ・ アンテナ展開後の主反射鏡の鏡面精度を設計要求内に収めるため、熱歪を小さくすること。
- ・ アンテナ主構造を担う伸展マストと副反射鏡支柱等の可動部がスムーズに動作すること。

2) 衛星本体

- ・ 観測要求から、太陽角が広い範囲で変化するため、衛星各部への太陽光の熱入力量とその熱の流れを理解し、制御すること。
- ・ ミッション期間中に軌道周期約 364 分に対して、最大約 86 分間の日陰があるため、衛星の低温化に対処すること。

- ・ 搭載機器の消費電力が非観測モード 230 W、観測モード 420 W と大きく変化するため、衛星内の温度の変化幅を小さく抑えること。

3) 推進系

- ・ 推進系の形状が複雑なため、太陽光入射による多重反射の影響を緩和すること。
- ・ 燃料ヒドラジンの温度を 5~70°C に保つこと。

熱計装

1) アンテナ

- ・ 伸展マストは、1 層の伸縮可能なアコーディオンタイプの断熱材（マストブーツ）で全体を包み、かつ、モータ等にはヒータを併用し、マストの熱歪を抑えることと、伸展時のモータ負荷を小さくしました。
- ・ 支持メッシュのケーブルは、紫外線、放射線等に耐性のあるアラミド繊維を選定し、主反射鏡の鏡面精度を保ちました[6.13]。アラミド繊維の太陽光吸収率はミッション初期 0.45、後期 0.70（劣化を想定）、全半球放射率は 0.90 のデータを設計に使用しました。
- ・ 展開前の鏡面メッシュと支持メッシュは、保持プレート内面に設けられた高分子フォームの断熱材で保護されています。また、保持プレートの外表面は、銀蒸着テフロン MLI で覆い、太陽光の入熱を抑えました。
- ・ 副反射鏡の稼動部の支柱アームは、銀蒸着テフロンとヒータを併用し、支持構造の熱歪を抑えることと、分波機器温度の安定化を図りました。
- ・ 一次放射器の円錐ホーンの開口部はテドラー/カプトンシールドで蓋をし、宇宙空間とのふく射結合を抑えました。宇宙空間に露出する副反射鏡の表面は白色塗料で処理し、高温化を防ぎました。

2) 衛星本体

- ・ 衛星本体のラジエータは太陽光の入熱の影響が小さい+Y、-Y パネルとし、その他は全て MLI で包み宇宙空間とのふく射断熱を図り、内部の温度変化を緩和しました。ラジエータには α_s 0.10、 ϵ_H 0.70 の銀蒸着ポリエーテルイミド PEI を施しました。
- ・ 消費電力が大きく変化する搭載機器には、サーマルルーバを+Y パネルに 2 台、-Y パネルに 1 台それぞれ搭載し、衛星内部の温度を緩和しました。

3) 推進系

- ・ 推進系は、燃料タンク、バルブ、スラスタおよび配管等を MLI で包み、さらに、機器全体をサーマルシールドで覆い、複雑な機器形状による太陽光の多重反射の影響を軽減しました。サーマルシールドの最外層の一部には、太陽光反射率の大きい PEI を貼付けました。

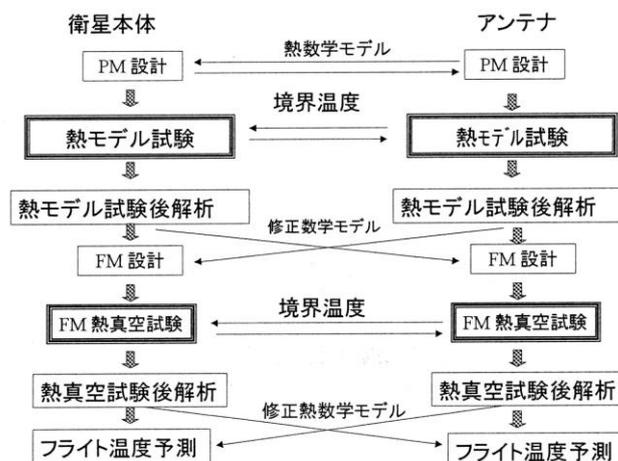


Fig. 6.7 Iteration between main structure and antenna.

熱数学モデルと熱解析

1) アンテナ

アンテナの熱数学モデルは金属メッシュ、支持メッシュ、伸展マストから構成され、アンテナ単体の熱設計や熱変形解析を行う詳細熱数学モデルと、アンテナと衛星本体との熱結合を評価する詳細熱数学モデルに衛星本体の簡易熱数学モデルを組み込んだアンテナ熱数学モデルの 2 モデルを準備しました。アンテナ熱数学モデルのノード数は解析毎に分け、副・主アンテナ収納状態 810 ノード、副反射鏡伸展・保持プレートアウト展開状態 760 ノード、副・主アンテナ展開状態 790 ノードです。

熱解析は、アンテナ展開前 9 ケース、アンテナ展開後 6 ケースについて行いました。

伸展マストの熱数学モデルはキャニスタ、マスト、テンショナ、モータから成り、マスト単体の熱設計や熱変形解析を行うために作製しました。ノード数は、収納状態 77 ノード、伸展状態 115 ノードです。

熱解析はモータ等の動作温度を確認するため、マストが低温になる収納状態と、高温になる伸展直後の 2 ケースについて行いました。マストの熱変形解析は伸展後の高温と低温の 2 ケースを行いました。

2) 推進系

熱数学モデルは燃料タンク、バルブモジュール、スラスタモジュール、配管等から構成され、ノード数は 350 ノードです。

熱解析はアンテナ展開前の 2 ケース、およびアンテナ展開後のアンテナ高温・低温モードと、衛星本体の高温・低温モードの 4 ケースについて行いました。

3) 衛星本体

衛星本体の熱数学モデルは搭載機器、構造、通信用アンテナ等から成る詳細熱数学モデルと、このモデルにアンテナ、推進系の簡易熱数学モデルを組み込んだシステム熱数学モデルの 2 モデルを準備しました。前者は衛星本体の熱設計を、後者は「はるか」全体の熱設計を行います。

システム熱数学モデルの総ノード数は、約 1350 ノードで、その内訳は衛星本体 630 ノード、アンテナ収納・展開時共に 670 ノード、推進系 50 ノードです。モデルの熱伝導とふく射結合係数の総数はそれぞれ 2200 ノードと 34300 ノードです。

熱解析はアンテナ展開前 9 ケース、展開後の高温モード 2 ケース、低温モード 4 ケースについて行いました。

熱真空試験

熱真空試験は推進系を組み込んだ衛星本体とアンテナに分けて行いました。

1) アンテナ

アンテナは展開状態で行えないため、次の要素試験で熱設計の評価を行いました。

- ・ アンテナの収納状態では、保持プレート、マスト等が複雑な形状の伝導伝熱を理解するため、ソーラシュミレータ (SC) を使用しました。高温モードは保持プレートを収納した状態で太陽光がアンテナの前面から入射する SC/on、低温モードは保持プレートのみを展開し、太陽光がアンテナの背面から入射する SC/off について行いました。
- ・ 鏡面メッシュと支持メッシュは、両メッシュから構成される要素を別途準備し、SC による熱真空試験を実施しました。特に、鏡面メッシュを形成する線径 30 μm の金メッキモリブデン線の温度に着目しました。
- ・ 伸展マストは 1 本のみ、収納・伸展の状態の熱真空試験を実施しました。収納状態は、モータの動作温度範囲内に収まることの確認と、伸展状態では許容温度範囲内に収まることの確認、および熱変形解析に必要な温度分布データの取得を行いました。

2) 推進系

- ・ 推進系は燃料タンク、バルブ、スラスタの単体熱真空試験を実施しました。

3) 衛星本体

- ・ 衛星本体の試験では、アンテナの境界温度を模擬したヒータパネルと、衛星下部から入射する太陽光の熱入力を模擬したヒータパネルをそれぞれ準備しました。また、アンテナと強くふく射結合で結ばれた側面パネルには、その熱入力をシートヒータで供給しました。試験では、衛星本体に搭載された電子機器が許容温度内に収まること、また、

衛星本体とアンテナ、推進系との熱結合が正しく評価されていること、等について着目しました。

図 6.8 にフライトモデルの熱真空試験を示します。(a)はマストブーツに包まれた伸展マストの伸展状態を、(b)は衛星本体とその下部に準備された太陽光の熱入力を模擬したヒータパネルをそれぞれ示します。

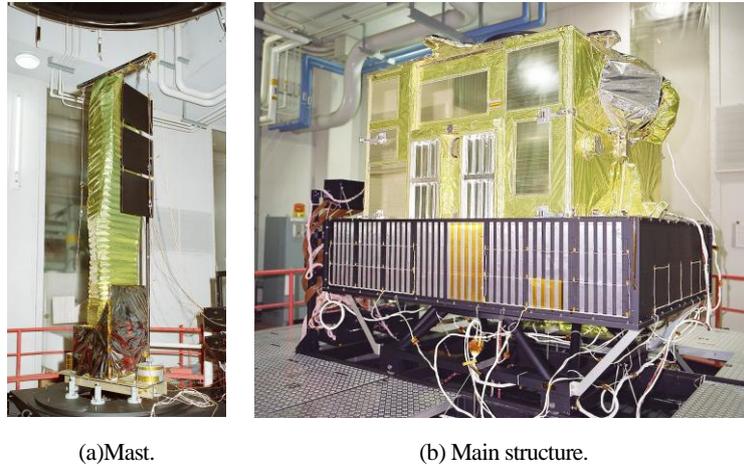


Fig. 6.8 Setup of the system thermal vacuum test.

フライト温度と熱解析結果

フライト温度の解析は、システム熱数学モデルにより、①軌道投入、②太陽電池パドル展開後、③アンテナ展開前、④アンテナ展開後太陽角 180°、⑤アンテナ展開後太陽角 80° の 5 モードについて行いました。

ここでは、アンテナの副反射鏡伸展、保持プレート展開、主反射鏡展開等と、「はるか」の観測初期モードである④⑤について、代表的な搭載機器と構体のフライト温度と解析温度を示します[6.14-6.17]。

1) 面内太陽角 180° (1997.3.5 UT12:40~17:50) (UT: Universal Time)

太陽光がアンテナ背面から入射し、太陽光の主反射鏡金属メッシュによる反射と、太陽光に晒され高温になる金属メッシュからのふく射等が衛星本体に及ぼす熱的影響を評価します。

2) 面内太陽角 80° (1997.3.28 UT11:20~16:10)

太陽光がアンテナ正面から入射し、金属メッシュと支持メッシュを透過してくる太陽光と、高温の金属メッシュからのふく射等が衛星本体に及ぼす熱的影響を評価します。

図6.9(a)に搭載機器、(b)に構体のフライト温度と解析温度との温度差をそれぞれ示します。その結果、以下のことが明らかになりました。

- 金属メッシュの温度が直接測られていないため、この部分と直接ふく射結合をする側面パネル1から4のフライト温度と解析温度を比較した結果、太陽角80°のパネル3、4の温度差は±6°C、太陽角180°の温度差は±5°Cに収められています。解析で用いたアンテナ展開状態の鏡面・支持メッシュの反射率、両メッシュの透過率83%、85%等が正しく評価されており、かつ、高温の鏡面メッシュと衛星本体とのふく射結合係数等が正しく評価されているものと判断しました。

さらに、熱解析で用いたデータの正しさは、アンテナ展開中の太陽電池パドルの温度履歴からも明らかになりました。

- 搭載機器は、アンテナと機械的に結合している上部パネル近傍の温度差が5°C、他は3°C以内とよく一致していることから、サーマルルーバの動作、およびMLI、ラジエータ等の機能が設計通りであるものと判断いたしました。

以上の結果から、フルコンフィギュレーションの熱真空試験を行うことなく進めてきました、「はるか」の熱設計・解析・設計検証方法が有効であることが実証されました。それは、今後の大型構造物の熱設計の指針になるものと考えます。

ラジエータの機能化に関する研究 ①放射率可変素子の開発

宇宙機の熱設計は、大型、小型を問わず多層断熱材で宇宙機を包み、必要に応じてラジエータを設け、放熱する方法が一般的です。ラジエータの面積は宇宙機が最も高温になる時、搭載機器や構体の高温側の許容温度を逸脱しないように決められます。そのため、低温時には逆にラジエータからの放熱量が増え、低温側の許容温度を逸脱しないようにヒータで保温します。それは、必要電力量の増加を招き、伴い太陽電池パドルがより大きくなり、重量増になります。このような傾向は、太陽と宇宙機の距離が大きく変わる惑星探査ミッションや大電力の搭載機器のon/offにより消費電力が大きく変わるミッションに顕著に現れます。高温時に宇宙への放熱を促進し、低温時には極力抑える、ラジエータの機能化が求められます。

これまで、ラジエータの放熱量の調整は、ブレードの開閉により高放射率・低放射率面を宇宙空間に露出するサーマルルーバや放熱面積を変化させる展開ラジエータ等が搭載されてきました。筆者らは、電力なし、かつ軽量化を目指して、ラジエータの高機能化を次のように提案してきました。

- ・ 放射率可変素子
- ・ 可逆開閉可能ラジエータ

ここでは、放射率可変素子の開発について述べます。

放射率可変素子の開発

放射率可変素子 SRD (Smart Radiation Device) は、ペロブスカイト Mn 酸化物 (LaMnO_3) 多結晶構造を基本に、表 6.2 に示す 2 原系、3 原系の開発を行ってきました[6.18-6.20]。

LaMnO_3 は絶縁体ですが、3 価の La サイトに 2 価のアルカリ土類金属をドーピングすることにより、金属的な振る舞いをします。これは、ドーピングすることによって動けるようになった非局在電子の易動度が局在電子のスピン方向と関係しており、低温になるにしたがいスピンの散乱が抑えられ電子が動きやすくなり、電気伝導度が大きくなる特異な性質を有しています。低温で金属的、高温では絶縁体的になります。この性質を熱物性の観点から着目し、利用したのが SRD です。最近の話題として、絶縁体から金属状態へ転移する際、マンガンの電子状態のみならず酸素の電子状態も変化することが分かってきました (Sprin-8 ホームページより)。

Table 6.2 Composition of three types SRD.

Type1	$\text{La}_{0.825}\text{Sr}_{0.175}\text{MnO}_3$
Type2	$\text{La}_{0.7}\text{Ca}_{0.3}\text{MnO}_3$
Type3	$\text{La}_{0.775}\text{Sr}_{0.115}\text{Ca}_{0.11}\text{MnO}_3$

SRD の熱物性

SRDの開発では、金属から絶縁体になる転移温度が 0°C 近傍になるように、母材 LaMnO_3 のLaサイトに Sr^{2+} あるいは Ca^{2+} をドーピングし、組成の最適化を図りました。

図6.10にType1の波長範囲 $1.0 \sim 100 \mu\text{m}$ における反射スペクトル(入射角 20°)の $173 \sim 313 \text{ K}$ の温度依存性を示します。高温時(313 K)では絶縁体特有のフォノンのピークが現れ、低温時(173 K)では自由電子の関与による金属的な反射スペクトルが見られます。

図6.11にカロリメータ法により求められたType 1、3の全半球放射率の $173 \sim 373 \text{ K}$ の温度依存性を示します [6.21]。

表6.3にType1、3の全半球放射率のデータを示します。また、その特徴を以下に示します。

- ・ Type1は、高温側の ϵ_H が大きく、かつ転移温度が高い。
- ・ Type2は、低温側の ϵ_H が小さく、 $\Delta\epsilon_H$ が大き、転移温度付近の ϵ_H の変化($\Delta\epsilon_H/\Delta T$)がシャープ。
- ・ Type3は、高温でType1に、低温ではType2にほぼ等しく低 ϵ_H 、かつ ϵ_H の変化($\Delta\epsilon_H/\Delta T$)が転移温度付近でシャープ。

SRDは ϵ_H が高温で高く、低温で低くなるType3を選定し、搭載に必要な紫外線、電子線、陽子線等の照射試験と、振動、衝撃等の環境試験を実施しました。その結果、照射前後による α_S 、 ϵ_H の劣化、環境試験による変化等は確認されませんでした。実際には、小惑星探査機「はやぶさ」、次世代実証機「れいめい」にそれぞれ搭載され、良好な結果が得られています[6.22]。

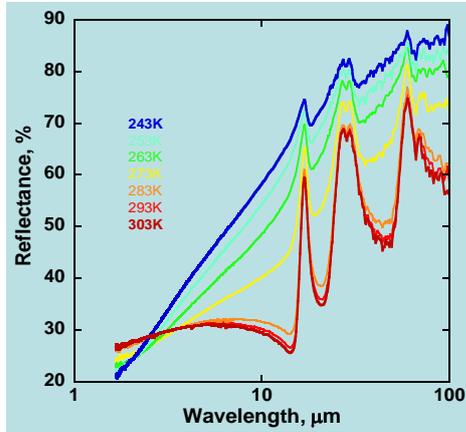


Fig. 6.10 Temperature dependence of spectral reflectance of SRD from 173K to 313K.

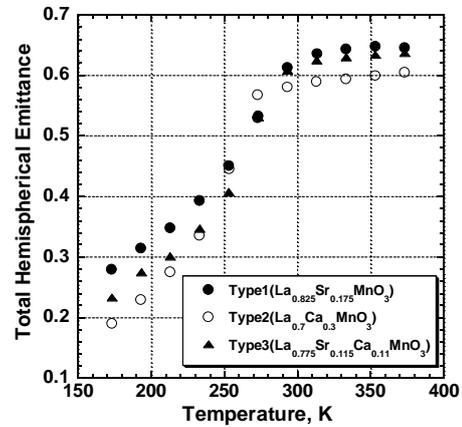


Fig. 6.11 Temperature dependence of total hemispherical emittance of three types SRD.

Table 6.3 Comparison of total hemispherical emittance of three types SRD.

Type of SRD	$\epsilon_{H \max}$	$\epsilon_{H \min}$	$\Delta\epsilon_H$
Type1 ($\text{La}_{0.825}\text{Sr}_{0.175}\text{MnO}_3$)	0.645	0.279	0.366
Type2 ($\text{La}_{0.7}\text{Ca}_{0.3}\text{MnO}_3$)	0.604	0.190	0.414
Type3 ($\text{La}_{0.775}\text{Sr}_{0.115}\text{Ca}_{0.11}\text{MnO}_3$)	0.637	0.233	0.404

太陽光反射膜付 SRDM

SRDは、基材のMn酸化物が黒いため、太陽光吸収率は0.81と大きく、太陽光が入射するラジエータ面に使用できない欠点があります。そこで、さらに機能化を図るため太陽光吸収率が小さく、かつ、従来の半球放射率の温度依存性の特性を失わない、つまり、0.25 ~ 2.50 μm の波長範囲で高分光反射率、2.5 ~ 100.0 μm の波長範囲では高分光透過率になる多層薄膜を付加したSRDM(Smart Radiation Device with Multi-layer film)の開発を行っています[6.23-6.26]。

多層薄膜の設計では、広い波長範囲を扱う必要性から遺伝的アルゴリズムGA (Genetic Algorithm) を採用しました。GAの利点は、多層薄膜に用いる材料の光学定数の入力と構造を決定する上で必要な評価関数 (Merit function) を定めることで、材料の組合せや膜厚はGA内で自動的に選定され、設計されることです。GAの場合、必ずしも最適解が得られないため、多層薄膜の設計では、太陽光の短波長領域で高反射率が得られるように高屈折材料を用いるなどの工夫をしています。図6.12にSRDMの設計の一例を示します。太陽光吸収率に寄与する0.25 ~ 2.5 μm の波長範囲で高反射率を示し、半球放射率に寄与する5.0 ~ 100 μm の波長範囲では分光反射率の温度依存性が示され、SRDの性質が失われていません。 α_S は、設計値0.13に対して、試作ではやや劣りますが0.20を得ています。

図 6.13 に SRD (左) と SRDM (右) の写真を示します。

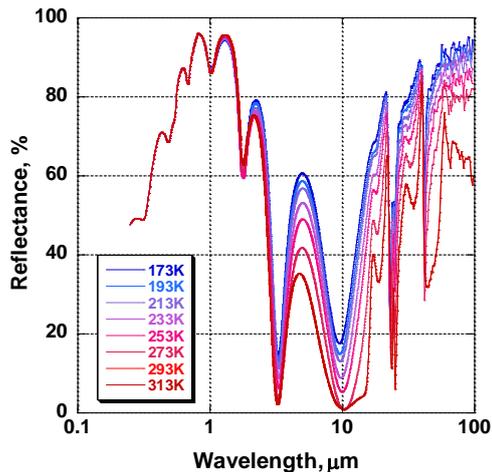


Fig. 6.12 Calculation of temperature dependence of spectral reflectance of SRDM.

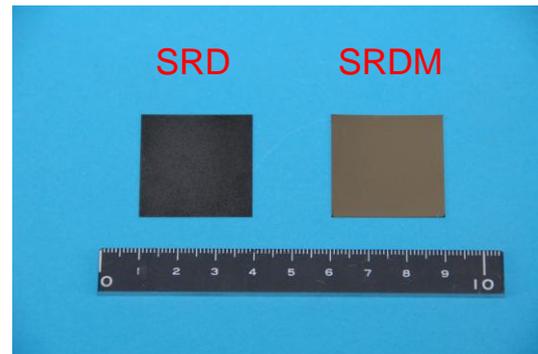


Fig. 6.13 SRD and SRDM.

まとめ

「はるか」は、打上げから8年9ヶ月の長い年月の後、2005年11月30日に最後の運用が行われました。打上げ前のいろいろな状況を考えますと、あまりにもスムーズにアンテナが展開したことは、今でも驚きを感じます。一つ一つの技術の力とシステムの成果の現れと思います。

また、「はるか」の打上げでは、第3段モータの姿勢制御を利用して軌道制御を行うため、燃焼後の第3段モータと「はるか」がドッキングした状態で軌道を半周する必要がありました。そのため、第3段に搭載された機器類をモータ燃焼中のプルーム加熱と、燃焼後のノズルやモータ等のヒートソークバックから守る必要がありました。設計では、約300°Cのふく射加熱に耐える高温用の多層断熱材の開発と[6.27]、断熱スペーサを用いて対処することで、無事乗り切ることができました。しかし、この時ばかりは、五円玉程の円形脱毛症が3つほどできていました。

参考文献

- [6.1] 宇宙科学研究本部ホームページ, <http://www.isas.jaxa.jp/j/enterp/missions/catalogue.shtml>.
- [6.2] 宇宙科学研究本部パンフレット, (2007).
- [6.3] MUSES-B中間報告書(SES-TD-94-006), 宇宙科学研究所, SESデータセンター, (1994.3).
- [6.4] M-V-1/MUSES-B飛翔実験計画書(SES-TD-96-015), 宇宙科学研究所, SESデータセンター, (1996.12).
- [6.5] 高野忠, 名取通弘, 大西晃, 三好一雄, 水留仁士, 他; 「ケーブル成形展開型の大口径衛星搭載アンテナの開発」, 電子情報通信学会, 信学技報, 292-293.
- [6.6] T. Takano, M. Natori, A. Ohnishi, K. Miura, T. Inoue, T. Noguchi, T. Kitamura; "Large Deploy Antenna for the Space VLBI Satellite MUSES-C", ISTS94-e-10, (1994), 483-492.
- [6.7] 広澤春任, その他; 「科学衛星「はるか」のアンテナ展開実験」, 宇宙科学研究所報告第101号, (1998), 1-27.
- [6.8] 鈴木久仁, 長島和宏, 岡本章, 大西晃, 広澤春任; 「MUSES-Bの熱設計」, 第38回宇宙科連, (1994).
- [6.9] A. Ohnishi, H. Hirose, A. Okamoto, H. Uchida; "Thermal Desiring of the MUSES-B Spacecraft", 25th Int. Conf. on Environmental Systems, SAE Tech. Paper No. 951745, (1995).
- [6.10] A. Okamoto, H. Suzuki, K. Nagashima, A. Ohnishi, H. Hirose; "Thermal Control Desiring for the MUSES-B Spacecraft", NEC

Research & Development, Vol. 37, No. 1, (1996), 78-86.

- [6.11] 井上登志夫, 堀内俊英, 野口龍宏, 大西晃, 他 ; 「MUSES-Bアンテナ熱変形」, 第38回宇科連, (1994).
- [6.12] 堀内俊英, 井上登志夫, 北村孝之, 岡崎覚万, 大西晃, 広澤春任 ; 「MUSES-B大型アンテナの熱設計」, 第38回宇科連, (1994).
- [6.13] 廣澤春任, 大西晃, 野田隆彦, 田嶋隆範 ; 「大型展開アンテナの放射線／紫外線劣化試験」, 第37回宇科連, (1993), 587-588.
- [6.14] 広澤春任, 大西晃, 長島和宏, 鈴木久二, 岡本章 ; 「はるかかの軌道上熱制御性能の評価」, 第42回宇科連, (1998).
- [6.15] A. Ohnishi, H. Hirose, A. Okamoto, K. Nagashima, H. Suzuki ; “Flight Performance of HALCA Satellite Thermal Control”, 28th Int. Conf. on Environmental Systems, SAE Tech. Paper No. 981545, (1998).
- [6.16] A. Ohnishi, H. Hirose, Y. Futagi, H. Masumoto, T. Inoue, H. Yanai ; “Thermal Control of a Large Deployable Antenna on the HALCA Satellite”, 28th Int. Conf. on Environmental Systems, SAE Tech. Paper No. 981548, (1998).
- [6.17] M-V-1/はるか(MUSES-B)飛翔実験報告書(SES-TD-97-012), 宇宙科学研究所, SESデータセンター, (1998.3).
- [6.18] 島崎一紀, 長坂雄次, 太刀川純孝, 大西晃 ; 「ペロブスカイト構造Mn酸化物の全半球放射率の温度依存性」, 第19回熱物性シンポ, (1998), 75-78.
- [6.19] K. Shimazaki, A. Ohnishi, Yuji Nagasaka ; “Radiative and Optical Properties of $\text{La}_{1-x}\text{Sr}_x\text{MnO}_3$ ($0 < x < 0.4$) in the Vicinity of Metal-Insulator Transition Temperatures from 173 to 413 K”, Int. J. Thermophysics, Vol. 22, No. 5, (2001), 1549-1561.
- [6.20] S. Tachikawa, A. Ohnishi, Y. Shimakawa, A. Ochi, A. Okamoto, Y. Nakamura ; “Development of a Variable Emittance Radiator Based on a Perovskite Manganese Oxide”, J. of Thermophysics and Heat Transfer, Vol. 17, No.1, (2003).
- [6.21] 大西晃 ; 「宇宙用熱制御材料の太陽光吸収率の入射角依存性と全半球放射率の温度依存性に関する測定データ」, 宇宙科学研究所報告, 第113号, (2000), 1-16.
- [6.22] 太刀川純孝, 大西晃, 中村靖之, 岡本章 ; 「Mn酸化物を使った放射率可変素子の地上試験と軌道上評価」, 日本航空宇宙学会論文集, 第55巻, 第643, (2007), 367-372.
- [6.23] K. Shimazaki, S. Tachikawa, A. Ohnishi, Y. Nagasaka ; “Design of Thermal Radiation Properties Multilayer Films on a Variable Emittance Radiation” , SAE2001 TRANSACTIONS J. of Aerospace Section 1, Volume 110, (2001), 106-114.
- [6.24] K. Shimazaki, A. Ohnishi, Y. Nagasaka ; “Computational Design of Solar Reflectance and Far-infrared Transmission Films for a Variable Emittance Device”, Applied Optics, Vol. 42, No. 7, (2003).
- [6.25] K. Shimazaki, A. Ohnishi, Y. Nagasaka ; “Development of Spectral Selective Multiplayer Films for a Variable Emittance Device and its Radiation Properties Measurement”, Int. J. of Thermophysics, Vol. 24, No. 3, (2003), 757-769.
- [6.26] 松本貫, 太刀川純孝, 大西晃 ; 「放射率可変素子の高太陽光反射率多層膜の設計に関する研究」, 第29回熱物性シンポ, (2008), 199-201.
- [6.27] 三島弘行, 山田明, 大西晃 ; 「高温用多層断熱材の輻射特性」, 第36回航空原動機・宇宙推進講演会集, (1996), 82-87.

7 火星探査機「のぞみ」・小惑星探査機「はやぶさ」

7 Mars-observation satellite “NOZOMI” and Asteroid-observation satellite “HAYABUSA”

はじめに

第 17 号科学衛星「のぞみ」は、火星の上層大気と太陽風との相互作用を調べる目的で、1998 年 7 月 4 日 M-V-3 号機により打上げられました。一方、第 18 号科学衛星「はやぶさ」は、将来におけるサンプルリターン技術の確立と、イオンエンジンの性能評価を目的として、2003 年 5 月 9 日 M-V-5 号機により打上げられました。

「のぞみ」は、残念なことに火星に向うクルージングフェーズにおいて、太陽フレアの影響を受け搭載機器の一部に不具合が生じ火星軌道に投入することができませんでした。「はやぶさ」は小惑星（以後イトカワと呼ぶ）にタッチダウンし、現在地球帰還に向けて巡航しています。

ここでは、惑星探査機「のぞみ」「はやぶさ」について、ミッション計画と、それに基づく熱設計の課題と考え方、および熱設計の検証方法、最後にフライト温度と熱解析の結果について述べます。

表 7.1 に「のぞみ」「はやぶさ」の諸元を示します。

熱物性研究に関しては、グラフィートシートに着目し、面内・面外の熱伝導率の温度依存性、太陽光吸収率、および全半球放射率の温度依存性等について記述します。次に、その特性を活用した可逆ラジエータと太陽光エネルギーを搭載機器の保温用として利用するアブソーバが表裏一体となった、軽量でパッシブな自律型吸放熱デバイス RTP (Reversible Thermal Panel) を紹介します。

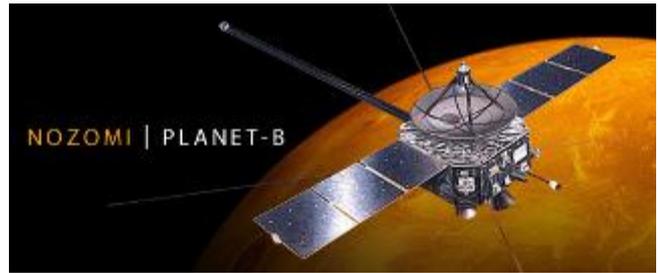
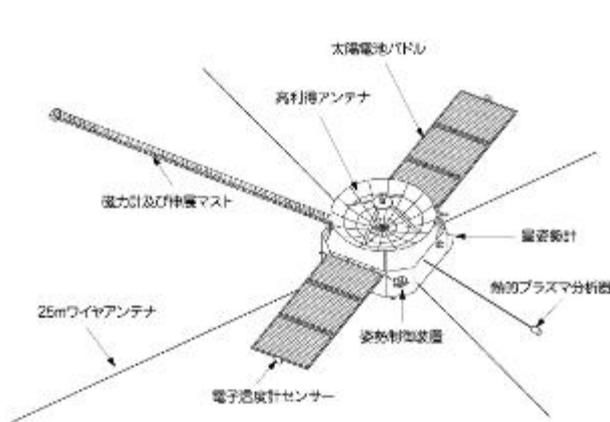
熱設計の歩み

「のぞみ」の熱設計[7.1, 7.2]

図 7.1 に「のぞみ」の外観図とイラストを示します。探査機は 1.6 m×1.6 m、高さ 0.58 m の箱型の本体、太陽電池パドル、高利得アンテナ、2 液推進系から成ります。質量は約 540 kg です[7.3]。

Table 7.1 Dimension of spacecraft NOZONI and HAYABUSA.

衛星	ミッション	質量 (kg)	近地点/遠地点 (km)	打上げ ロケット	打上げ 消滅
第 18 号科学衛星 「のぞみ」	火星上層大気の構造・運動、特に太陽風との相互作用の研究	540	火星周回	M-V-3	1998.7.4 運用停止
第 20 号科学衛星 「はやぶさ」	惑星標本を地球へ回収するのに必要な、電気推進、自律航法、サンブラ、再突入カプセルなど工学新技術の実験的研究	510	太陽周回軌道	M-V-5	2003.5.9



1998年7月4日3時12分打上げ

Fig. 7.1 Configuration of NOZOMI.

熱設計の課題[7.2, 7.3]

惑星探査機の熱設計における共通的な課題は、ミッションが計画する軌道によって探査機と太陽との距離 AU (Astronomical Unit) が変化し、それに伴い探査機の受ける太陽光エネルギーが大きく変ることです。一般に惑星探査の場合、次のような軌道計画にしたがって目的の惑星に向かいます。

① パーキングフェーズ

地球や月でスイングバイを行い、地球周回軌道を脱出します。

② クルージングフェーズ、トランスファフェーズ

地球から目的の惑星に向けて、慣性飛行あるいは推力飛行を行います。

③ 惑星探査

惑星周回軌道上での観測、あるいは惑星に降下して観測を行います。

探査機が受ける太陽光エネルギーは、金星では地球 (約 1400 W/m^2) の約 2 倍、火星で約 2 分の 1 になります。熱設計では、この太陽光エネルギーの変化に対応した構築が要求されます。

「のぞみ」の熱設計の課題を整理し、以下に示します。

表 7.2 に「のぞみ」の軌道計画と、探査機が受ける太陽光エネルギーを示します。

①太陽光エネルギーは、地球から火星に向かうクルージングフェーズにおいて約 $490 \sim 1410 \text{ W/m}^2$ の範囲で変化するため、この変化に対応すること、さらにミッション観測が行われる火星周回軌道における以下の課題に対応すること。

- ・ スピンレイト 7.5 rpm 、太陽光の入射角 $0 \sim 45^\circ$ 。
- ・ 消費電力
 ミッション観測が行われる Hot モード : 278 W 。
 観測が行われない Cold モード : 109 W 。
- ・ 日陰 65 分
- ② ミッション要求により、探査機の最外層材料の表面抵抗は $10^6 \text{ } \Omega/\text{C}$ 以下に抑えること。
- ③ OME (Orbit Maneuvering System) 燃焼時のスラスタからのふく射加熱を抑制すること。
- ④ 熱制御系の軽量化を図り、より多くのミッション機器を搭載可能にすること。
- ⑤ 惑星探査用として開発された 1.6 m 高利得アンテナ HGA (High Gain Antenna) は、次の課題が課せられました。
 - ・ アンテナの熱変形による利得損失を抑えるため、線膨張係数を $1 \times 10^{-7}/\text{K}$ 以下にすること。
 - ・ X バンド増幅器 XPA (X-band Power Amplifier) は太陽光エネルギー変化に対応すること。

Table 7.2 Orbit design and solar energy of NOZOMI.

軌道計画	太陽光エネルギー W/m ²
パーキングフェーズ：4ヶ月	1410
クーリングフェーズ：10ヶ月	490～1410
火星フェーズ：2年	490～710

熱計装

熱計装は、課題に対応して次のように処置をしました。

図 7.2 に「のぞみ」の熱計装の概念図を示します。

- ① 母船部は、ラジエータを除き全て多層断熱材 MLI (Multilayer Thermal Insulation) で包むパッシブ制御と、低温時の保温用ヒータを用いたアクティブ制御を併用しました。搭載機器表面は放射率 ϵ の大きい黒色塗装を施し、内部温度の均一化を図りました (図 7.2)。推進系タンクは周囲と断熱を図るため MLI で包みました (図 7.3(b))。
- ② 最外層表面の導電性の要求に対して、以下の処置を施しました。
 - ・ 太陽光が入射する Top MLI は、太陽光吸収率 α が小さく、放射率 ϵ の大きい ITO コーティングされた導電性 PEI フィルム (Pori Ether Imides) を用いました (図 7.3(a))。
 - ・ Side と Bottom MLI は、従来の熱制御材料の Al 蒸着ポリイミドフィルムに代わり、ポリイミドフィルムに導電性塗料を施した導電性ブラックカプトン (シェルダール社製) を採用しました (図 7.3(a))。
- ③ 0.1 W/cm² 以上のヒートフラックスが生じる搭載機器のサーマルダブラには、従来の Al 板に代わり、高熱伝導率のピッチ系 CFRP (KC13CU2/RS-3)、厚さ 0.96 mm を採用し、軽量化を図りました。熱伝導率は面内方向 177 W/(m・K)、面外方向 124 W/(m・K) です。
- ④ 一部搭載機器の表面には、軽量化のため黒色塗料の代わりに黒色の陽極酸化処理を行いました。
- ⑤ HGA は以下の処理を施しました。
 - ・ アンテナは導電性の確保と熱変形を抑えるため、リフレクターの表面に導電性黒色塗料 (L300) を施し温度の均一化を図り、ストラットは導電性ブラックカプトンで包みました (図 7.2, 7.3(a))。
 - ・ アンテナのフィードホーンは GFRP のレドームでカバーし、その外表面は Ge 蒸着、内面は白色塗料でそれぞれ処理し、集光する太陽光による温度上昇を防ぎました (図 7.2, 7.3(a))。

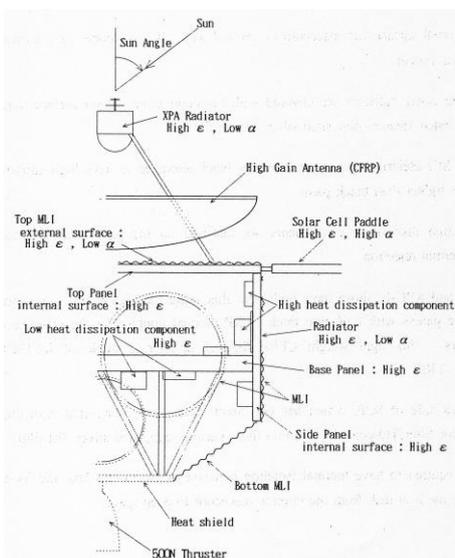
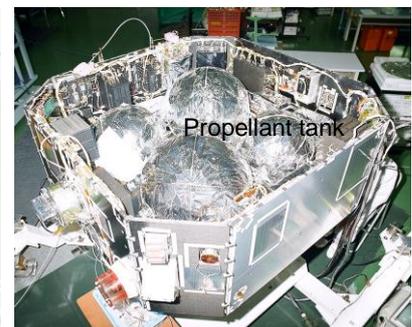


Fig. 7.2 Thermal control layout.



(a) HGA and MLI.



(b) Electronic equipments and propellant system.

Fig. 7.3 Thermal design of NOZOMI.

熱解析

熱解析は、構体と搭載機器で 650 ノード、HGA で 150 ノードのサブシステム熱数学モデルと、それらを統合した約 800 ノードのシステム熱数学モデルを構築し行いました。具体的には、以下の項目について行いました。

- ・地球周回軌道
 - トランスルナー (Hot モード)、-トランスマース
- ・火星周回軌道投入
- ・火星周回軌道
 - Hot モード、-Cold モード

熱真空試験

熱構造モデルの熱真空試験は、熱的に厳しくなる低温と高温の 8 ケースについて行いました。

- ・火星 Cold 6 ケース
- ・火星 Hot 2 ケース

試験の結果、探査機全体の温度が熱解析に比べ約 8°C 低くなることが判明しました。その要因は、今回採用した MLI の実効放射率が従来品に比べ大きいことでした。FM の熱設計では、低温対策としてラジエータ面積を探査機の全表面積の 15% から 11% に縮小しました。

以上、熱真空試験の結果から、熱設計の成立性を確認してフライトに望みました。

フライト温度と熱解析結果

フライト温度の熱解析は、火星探査まで達成できませんでしたので、ここでは打上げ初期（地球近傍）の代表的な温度を示します。

図 7.4 (a) に搭載機器、HGA、推進系、(b) に太陽電池パドル、構体パネル等のフライト温度と熱解析温度との差（フライト温度－熱解析温度）をそれぞれ示します。

HGA の Ref M4 は 8°C 程度温度差が生じましたが、フライト温度は性能維持温度範囲 -180 ~ +150°C に対して、最高で 55°C に収まっています。推進系 50N TJ は、初期運用によりヒータ制御が行われなかったため、約 6°C の温度差が生じました。構体パネル等の温度は、ベースパネル 4 を除き ±3°C 以内に収まっています。太陽電池パドルは熱解析温度に比べフライト温度が約 4°C から 7°C 高めですが、許容温度範囲内に十分収まっています。搭載機器は熱解析と良い一致を示しています。

「のぞみ」の熱設計は、1 AU 近傍のみの結果ですが正しく行われたものと考えます。

「はやぶさ」の熱設計[7.4]

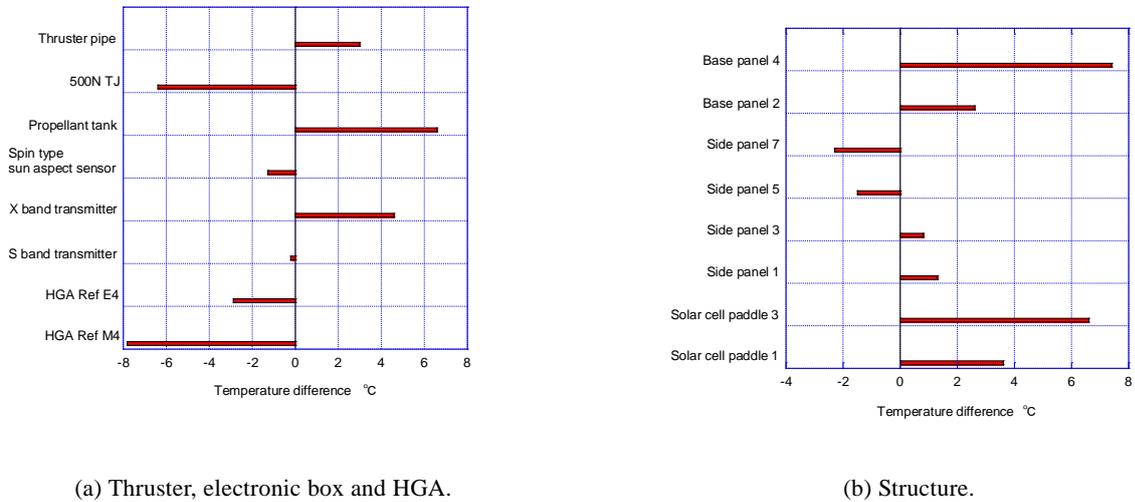


Fig. 7.4 Temperature difference between flight data and analytical result.

図 7.5 に「はやぶさ」の外観図とイラストを示します。探査機は 1.0 m×1.6 m、高さ 2.0 m の箱型の本体、太陽電池パドル、高利得アンテナ、2 液推進系とイオンエンジン、回収カプセル等から成ります。質量は約 510 kg[7.3]です。



Fig. 7.5 Configuration of HAYABUSA.

熱設計の課題

「はやぶさ」の熱設計の主たる課題を以下に示します。

表 7.3 に「はやぶさ」の軌道計画と、探査機が受ける太陽光エネルギーを示します。

①太陽光エネルギーは地球とイトカワの間で 473~2136 W/m² の範囲で変化するため、この変化に対応すること、加えて、打上げ前にイトカワの詳細な熱環境が明らかでないため、次に示すイトカワの熱モデルの仮定に対応すること。

- イトカワの太陽光吸収率を 1 とした高温ケース。
- イトカワのアルベド (イトカワ表面の太陽光反射率) を 0.248 としたアルベド最大ケース。
- 太陽との距離を 0.86 AU とした高温ケース。

- ② X バンド送信機 (XPA-PSU)の ON、OFF による消費電力の大きな変化に対応すること。
- ③ 光学カメラのように発熱密度の高い搭載機器に対応すること。
- ④ はじめて搭載される 4 台のイオンエンジン IES (Ion Engine System) の運用台数による発熱量(約 160 W/1 台) 変化に対応すること。
- ⑤ HGA の導電性の要求はないが、「のぞみ」より太陽に近づき高温に晒されるため、高温対策を施すこと。

Table 7.3 Orbit design and solar energy of HAYABUSA.

軌道計画	太陽光エネルギー W/m ²
パーキングフェーズ	1052 ~ 1848
トランスファフェーズ	473 ~ 2136
イトカワフェーズ	599 ~ 1423

熱計装

「はやぶさ」の熱計装は前述の課題を基本に、ミッション中最も高温になることが予想された、イトカワサンプリングを出発点とし、以下のように対処しました。

- ① 母船部は、従来と同様にラジエータ部を除く全てを Al 蒸着ポリイミドフィルムの MLI で覆い、かつ低温化を防ぐためヒータを併用しました (図 7.6(a)(b)(c))。また、内部の搭載機器は温度の均一化を図るため黒色塗装を施し、推進系のタンク、配管等は周囲と断熱を図るため MLI を施しました (図 7.6(c))。以下、②③④項の搭載機器は、従来の熱計装では要求温度範囲内に収まらないため、新たな熱計装を提案して対処しました。
- ② XPA-PSU は ON、OFF 運用により、消費電力が大きく変るため、ラジエータには材料自身の温度で放射率が変わる放射率可変素子 SRD (Smart Radiation Device) を採用し、ヒータ電力の削減を図りました。
- ③ 発熱密度の高い光学航法カメラ ONC (Optical Navigation Camera) のカメラヘッド (ONC -W2)、望遠カメラヘッド (ONC-T)、およびアナログ処理回路 (ONC-AE) には、サーマルダブラとラジエータを兼ねた、軽量でフレキシブルな高熱伝導率のグラフィートシートを採用し、宇宙空間への放熱効果を高めました。
- ④ 高発熱機器で運用台数により発熱量が変化する IES には、ループヒートパイプを用いたラジエータを準備し、宇宙空間への放熱効率を高めました。
- ⑤ HGA のリフレクター、リブ、レドーム等の表面には白色塗料を施し高温化を防ぎました。ストラットは従来の MLI で包み、太陽光の入熱を遮断しました (図 7.6(a)(b))。

熱解析

熱解析は、母船、高利得アンテナ、推進系 (化学推進系と IES)、回収カプセル、観測機器等のサブシステム熱数学モデルと、それらを統合した約 2500 ノードのシステム熱数学モデルを構築し行いました。

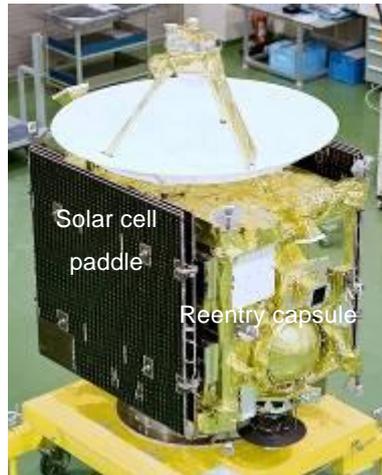
熱解析ケースは軌道、および姿勢条件より 8 ケース、22 通りについて行いました。

回収カプセルは、さらに分離から突入、突入から回収の熱解析が付加されました。

熱解析の結果、全ケースにおいて熱設計条件を満たしていることが確認されたため、その検証を熱真空試験で行いました。



(a) Ion Engine System.



(b) Reentry capsule.



(c) Electronic equipments.

Fig. 7.6 Thermal design of HAYABUSA.

熱真空試験

熱真空試験はサブシステム単体モデル、システム熱構造モデル、およびフライトモデルの順に行いました。

①サブシステム熱構造モデル

HGA、回収カプセル、IES、搭載機器、推進系等のサブシステムについて行いました。

②システム熱構造モデル

アンテナを除くシステム構造モデルによる熱真空試験を行い、全ミッションにおいて熱設計の検証と、一部設計の改修を行いました。

③フライトモデル

フライトモデルでは、ミッションで一番高温が予想されるイトカワサンプリングを中心に行いました。図 7.7 に示すようにイトカワを模擬したヒータパネルを準備し、タッチダウンの試験を行いました。具体的には、トラスファ Hot、および Cold、マッピング、タッチダウンの 4 モードについて行いました。熱真空試験の結果、熱解析と比較して搭載機器、構体共に計測箇所の 80%が $\pm 5^{\circ}\text{C}$ 以内、99%が $\pm 10^{\circ}\text{C}$ 以内に収まっていることが確認されました。

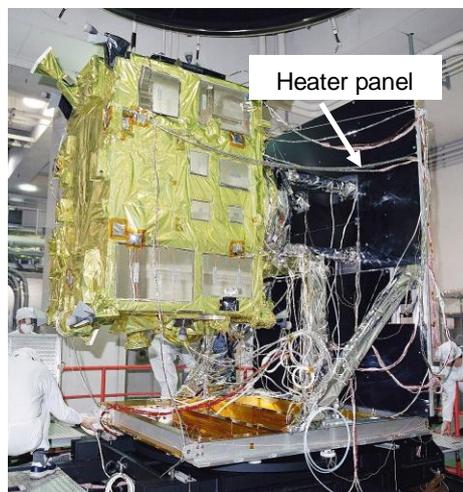


Fig. 7.7 Thermal vacuum test.

フライト温度と熱解析結果[7.5, 7.6]

フライト温度は、「はやぶさ」と太陽との距離 AU をパラメータにした結果を示します。具体的には、打上げ直後（1 AU/太陽光エネルギー1410 W/m²）、打上げ後 280 日の高温ケース（約 0.8 AU/太陽光エネルギー2136 W/m²）、打上げ後 620 日の低温ケース（約 1.8 AU/太陽光エネルギー422 W/m²）の 3 ケースの代表的な搭載機器、および構体等の温度について評価を行いました。

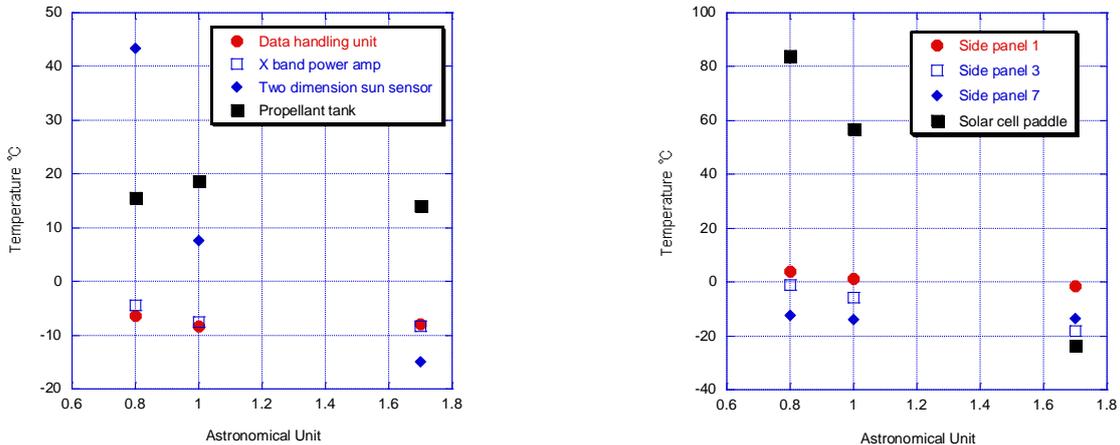
図 7.8(a)に Data handling unit、XPA、Sun sensor、Thrust tank 等の搭載機器、(b)に Solar cell paddle、Side panel 等の構体のフライト温度履歴をそれぞれ示します。

外部に搭載された Sun sensor や Solar cell paddle は、AU との関係から太陽光エネルギーの影響を顕著に受けて Sun sensor +42 ~ -15°C、Solar cell paddle では+82 ~ -22°Cと、それぞれ約 60°Cから 100°C変化しました。

「はやぶさ」の場合、Data handling unit や XPA 等の内部搭載機器は低温性能維持温度を保つ程度のヒータ電力で運用されました。それは搭載機器のヒータ電力を削減し、その余剰電力を IES の運用に使用するためです。したがって、Side panel 等も搭載機器のヒータ電力削減の影響を受けて低温になっています。

推進系 Thrust tank は性能維持温度内に収めるため、ヒータ制御が行われました。

一般に搭載機器等の温度は低温で運用されていますが、性能維持温度の-30 ~ +60°Cの範囲に収まっており、かつ熱解析結果と良く一致しています。



(a) Electronic box and propellant tank.

(b) Structure.

Fig. 7.8 Flight data of HAYABUSA.

サンプラーと再突入カプセル

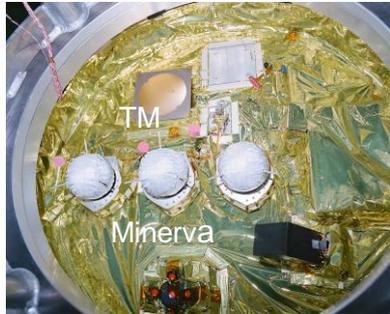
最後に、イトカワへの接近とタッチダウン、および再突入カプセルについて説明します[7.4]。

イトカワの接近およびタッチダウンは、①遠方からイトカワ全体の画像を望遠カメラ (ONC-T)で写し、②近傍ではターゲットマーカ TM (Target Marker) を投下し、広角カメラ(ONC-W1, W2)で検出し、③レーザ測距計 (Lider) で「はやぶさ」とイトカワとの距離を測りながら降下します。

図 7.9(a) に 3 個の TM と小型ローバ (Minerva)、(b) にイトカワ表面のサンプルを採取するサンプラー (Sampler)を示します。

図 7.10 の再突入カプセルは、イトカワで採取したサンプルを納め、地上に回収するものです。熱設計では宇宙環境に対応することと、大気圏に直接再突入する際の熱防御としての 2 面性が要求されました。前者は従来の熱制御材料である Al 蒸着ポリイミドフィルムで処理し、後者は過酷な空力加熱に耐えるようにアブレータヒートシールドで熱防御しました。

以上、「のぞみ」「はやぶさ」の熱設計について述べてきましたが、太陽光エネルギーが大きく変化する惑星探査では、ラジエータの放熱能力が搭載機器の温度に対応して変化する機能性が求められます。次節では、長野、大西、長坂等が提案するグラファイトシートを基材にした、自律型吸放熱デバイス RTP (Reversible Thermal Panel) を紹介します。



(a) TM and Minerva.



(b) Sampler.

Fig. 7.9 Sample drawing device.



Fig. 7.10 Reentry capsule.

熱物性研究について

ラジエータの機能化に関する研究 ②自律型吸放熱デバイスの開発 グラファイトシートの熱物性[7.7]

RTP に適用した PGS (Panasonic Graphite Sheet : パナソニック社製) は、配向性の高いシート状のグラファイトです。製法は、芳香族ポリイミドフィルムを不活性雰囲気中で約 1100℃の温度で熱分解して炭素以外の原子を放出 (炭素化) し、さらに約 3000℃の温度で単純熱処理して黒鉛結晶を成長させ黒鉛化しています。

ここでは、PGS について宇宙用材料として必要な、以下の熱物性の測定を行いました。

- ・ 温度伝導率の温度依存性 (30 ~ 350 K)
レーザー加熱式 ac カロリメトリ法
- ・ 比熱の温度依存性 (173 ~ 373 K)
非定常カロリメトリ法
- ・ 全半球放射率の温度依存性 (173 ~ 373 K)
非定常カロリメトリ法
- ・ 太陽光吸収率の入射角度依存性 (5 ~ 60°)
可視分光測定法

熱物性測定の結果から、図 7.11 に PGS の最も特長的な熱伝導率の温度依存性を純アルミニウム (Al 99.9999%)、純銅 (Cu 99.999%)、高熱伝導性炭素繊維ファイバー(P100)等と比較して示します。PGS の面内方向の熱伝導率は面外方向に比べ約 50 倍、純アルミニウムや P100 ファイバーよりも大きく、銅とほぼ等しいことが分かりました。また、熱伝導率と密度の関係調べた結果、PGS は金属に比べ軽量、かつ高い熱伝導率を有していることが確認されました。さらに、宇宙用材料として要求される電子線、陽子線、紫外線等の照射試験を行い、顕著な劣化が生じないことを確認しました。

以上の結果から、PGS を自律型吸放熱デバイスの材料として選定しました。表 7.4 に PGS の性質をまとめて示します。

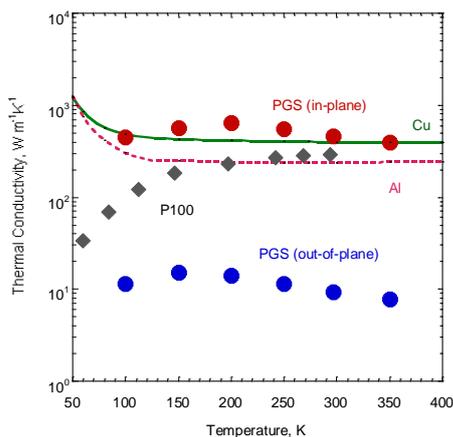


Fig. 7.11 Temperature dependence of thermal conductivity for PGS, pure metals, and P100 fiber.

Table 7.4 PGS properties.

Thermal conductivity	466 W/(m·K) (in-plane) 9.33 W/(m·K) (out of plane)
Emittance/Absorptance	0.72/0.29
CTE	9.3×10^{-7} /K (in-plane) 32×10^{-6} /K (out of plane)
Specific heat	704 J/(kg·K)
Bulk density	0.84 g/cm ³
Thickness	0.1 mm
Roughness	2.5 μm

自律型吸放熱デバイスの開発[7.8-7.10]

図 7.12 に自律型吸放熱デバイス RTP (Reversible Thermal Panel) の概念図を示します。RTP はサーマルダブラと吸放熱フィンが一体に成った構造です。搭載機器が高温の時 (Hot Case)、吸放熱フィンが開いて高放射率、かつ低太陽光吸収率の放熱面が現れ、ダブラを通して搭載機器の熱を宇宙空間に廃熱します。逆に、低温の時 (Cold Case)、吸放熱フィンが閉じて低放射率、かつ高太陽光吸収率の吸熱面が現れ、機器等を保温します。さらには吸熱面で太陽光エネルギーを吸収し、搭載機器を温めます。

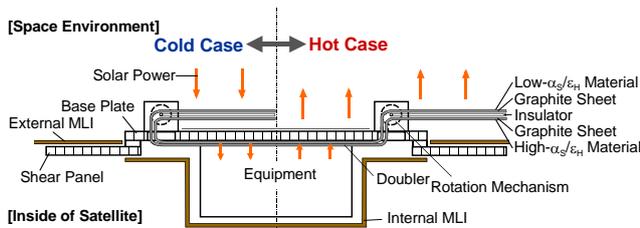


Fig. 7.12 Concept of RTP.

Table 7.5 RTP specification.

Component	Material	Size & mass
Radiator fin	PGS (10 pieces)	180 × 500 × 1 mm
	Nonwoven Cu	180 g
	Ag/PEI (surface)	0.075 mm
Reversible actuator	SCSMA/Bias spring	35 g
	SMA support	
Hold/release Mechanism	Pin puller	90 g
	Rod	
Spar	CFRP	33 g
	Polyimide shape	
Total mass		338 g

搭載用 RTP

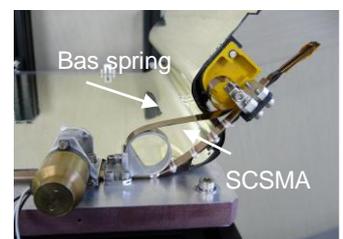
図 7.13 に搭載用として開発しました RTP プロトモデルの(a)フィン閉、および(b)フィン開の状態を示します。RTP の構成は吸放熱フィン、フィン開閉用アクチュエータ RA (Reversible Actuator)、打上げ時のフィンの収納・解放等の機能を担う機構 HRM (Hold and Release Mechanism)から成ります。RA は、TiNi 単結晶の形状記憶合金 SCSMA (Single Crystal Shape Memory Alloy) とバイアス・スプリングから成ります。HRM は pin puller、rod、support から成ります。RTP はシンプルで軽量、かつ電力なし、等の特長があります。表 7.5 に RTP 構成部品の材料と諸元を示します。



(a) Stowed.



(b) Deployed.



(c) Reversible actuator.

Fig. 7.13 RTP prototype model.

RTP の性能評価

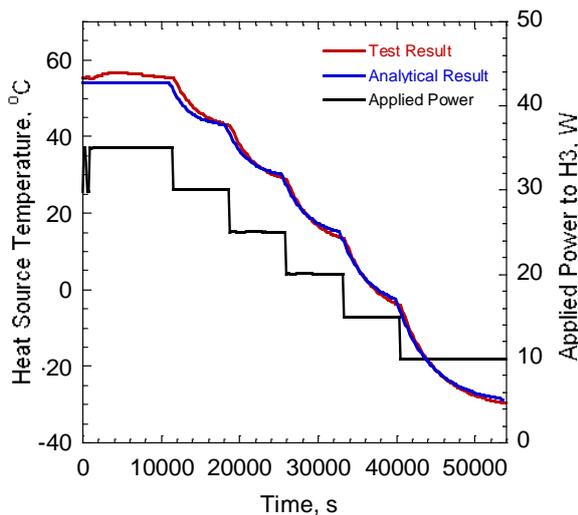
RTP の性能を評価するため、太陽光吸熱試験と放熱試験を行いました。

太陽光の吸熱試験はフィンを HRM でロックし、閉じた状態で行いました。太陽光に相当する熱入力、ヒータを吸熱フィンに貼付け 35 W から 10 W まで、5 W ステップ毎に下げて行いました。太陽光の入射角は 90° (フィン法線方向) としました。

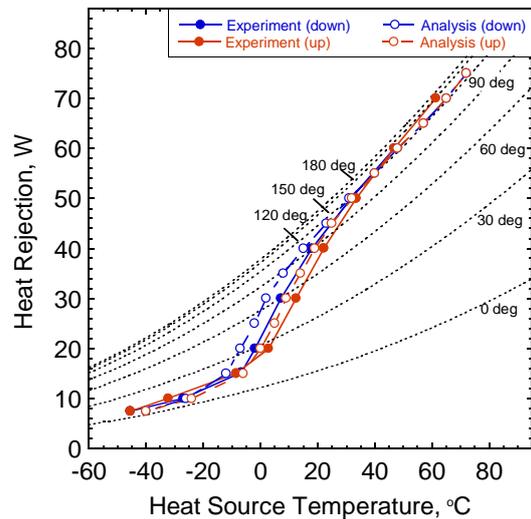
放熱試験は HRM のロックを解除し、搭載機器の温度に対応して放熱フィンが自動開閉する、動作の評価を行いました。搭載機器の発熱を模擬した熱入力は、ヒータをベースプレートに貼付け、10 ~ 80 W の昇温モードと、70 ~ 10 W の降温モードについて行いました。

図 7.14(a)に太陽光の吸熱試験の結果を示します。約 20 W の熱入力が得られれば、搭載機器の温度が 0°C 以上に保たれることが分かりました。ヒータ熱入力に対する搭載機器の温度は、試験結果と解析結果で±3°C 以内に一致することが確認されました。

図 7.14(b)に搭載機器の発熱と放熱フィンの自動開閉に関する試験結果を示します。図中の角度はフィンの開き角を示します。5 ~ 10°C 付近で生じているヒステリシスは、SCSMA の性質によるものです。RTP の放熱能力は、機器の温度が 10°C でフィンが約 30° 開き、約 15 W、機器が 70°C ではフィンが約 90° 開き、約 75 W になります。



(a) Solar absorption test.



(b) Autonomous thermal control test.

Fig. 7.14 RTP tests results and analytical result.

まとめ

「のぞみ」は火星の軌道投入には失敗しましたが、惑星探査における熱設計技術は習得できたものと確信しています。また、「はやぶさ」は小惑星の熱環境に関するデータが乏しく、設計方針がなかなか定まりませんでした。ラジエータの放熱面積とヒータ電力で熱制御することの限界を感じました。

これからの惑星探査機では、高温時に放熱を促進し、低温時には吸熱・保温するラジエータの機能化と、従来の MLI に比べ断熱性能をより向上化させることが求められます。それは、ヒータ電力の削減、軽量化、信頼性等に係ってきます。

参考文献

- [7.1] PLANET-B PRELAUNCH REPORT (SES-TD-98-002), Institute of Space and Astronautical Science SES Data Center, (1998).
- [7.2] A. Ohnishi, A. Okamoto, Y. Nakamura and H. Suzuki ; “Thermal Design of PLANET-B Mars Orbiter”, 6th European Sympo. On Space Environmental Control Systems, ESA SP-400, (1997), 67-75.
- [7.3] 宇宙科学研究本部ホームページ,
<http://www.isas.jaxa.jp/j/enterp/missions/catalogue.shtml>.
- [7.4] M-V-5/MUSES-C飛翔実験計画書(衛星編), (SES-TD-02-006), 宇宙科学研究所, SESデータセンター, (2003).
- [7.5] 蓮井敏孝, 萩野慎二, 大島武, 天羽弘, 戸田一史, 西山充, 大西晃 ; 「小惑星探査機「はやぶさ」搭載ヒータ制御装置のピーク電力抑圧機能軌道評価」, 第48回宇科連, 1F3, (2004).
- [7.6] 大西晃 ; 「小惑星探査機「はやぶさ」の熱設計」, 第43回伝熱シンポジウム, (2009), Vol. II, 471-473.
- [7.7] H. Nagano, A. Ohnishi and Y. Nagasaka ; “Thermophysical Properties of High-Thermal –Conductivity Graphite Sheets for Spacecraft Thermal Design”, Journal of Thermophysics and Heat Transfer, (2001), Vol.15, No.3, 347-353.
- [7.8] 長野方星, 大西晃, 長坂雄次, 長島昭 ; 「宇宙用自律型吸放熱デバイスの研究 (新方式自律熱制御デバイスの有効性および実現性評価)」, 日本機械学会論文集 (B編), (2004), 70巻 696号, 215-223.
- [7.9] 長野方星, 大西晃, 長坂雄次, 長島昭 ; 「宇宙用自律型吸放熱デバイスの研究 (パラメトリックスタディによる詳細熱設計ならびに実験的評価)」, 日本機械学会論文集(B編), (2005), 71巻 712号, 159-167.
- [7.10] H. Nagano, A. Ohnishi, K. Higuchi, K. Matsumoto, Y. Oikawa, K. Watanabe and Y. Nagasaka ; “Heat Rejection/Retention Characteristics of a Re-deployable Radiator for Venus Exploration Mission”, 37th Int. Conference on Environmental Systems, (2007), 07ICEA-286.

8 大型天文衛星「すざく」「あかり」「ひので」

8 Astronomical satellites “SUZAKU”, “AKARI” and “HINODE”

はじめに

ここでは、M-V型ロケットで打上げられた大型天文衛星「すざく」「あかり」「ひので」の熱設計の特徴を述べます。

「すざく」は、2005年7月10日にM-V-6号機によりX線観測を目的に打上げられました。X線望遠鏡は伸展後約6.49mの長さになります。その観測センサの冷却に、全長約3.9mのヒートパイプが搭載されました。

「あかり」は、2006年2月22日にM-V-8号機により全天の赤外線観測を目的に打上げられました。赤外線望遠鏡は自身の背景放射を低減するため、液体ヘリウムおよびスターリングサイクル機械式冷凍機が搭載されました。

「ひので」は、2006年9月23日にM-V-7号機により太陽観測を目的に打上げられました。日本、アメリカ、イギリスとの共同研究により3台の大型望遠鏡が搭載されました。そのため、軌道周回による温度変化と熱変形の低減を主とした設計が検討されました。

表8.1に3衛星の諸元を示します[8.1]。

熱物性研究に関しては、宇宙機の熱設計においてラジエータの機能化と並んで重要な断熱システムについて紹介します。当研究室では、ポリイミドフォームの大気中、真空中におけるふく射・伝導伝熱挙動を実験的、理論的に明らかにし、宇宙機の断熱設計の技術的な向上を目指しています。

熱設計のあゆみ

「すざく」の熱設計

概要[8.2, 8.3]

図8.1に「すざく」の概観図を、図8.2に打上げ前の写真をそれぞれ示します。形状は望遠鏡伸展前1.9×2.0×5.0m、伸展後1.9×2.0×6.5mになります。質量は約17,000kgです。軌道は570kmの円軌道で、軌道傾斜角31°に投入されました。運用中の消費電力は300~604Wです。

熱設計の課題と熱計装

「すざく」の熱設計の課題を以下に示します。

- ・ 望遠鏡伸展後の熱歪を抑えること。
- ・ 4台の軟X線観測機器XIS-S (X-ray imaging spectrometer)の温度を-30°C以下に制御すること。
- ・ 硬X線観測機器HXD-S (Hard X-ray detector)の温度を-20°C±5°Cに制御すること。
- ・ X線分光器のデュワXRS-DWR (X-ray spectrometer dewar)の表面温度を-18°C以下にすること。

熱計装は、これらの課題に対応して次のような処置をしました。

図8.3に「すざく」の熱の流れと熱設計の概念を示します。また図8.4に熱計装の概念図を示します。

- ・ 衛星およびX線望遠鏡は、多層断熱材MLIとサンシェードを用いて+Y面から入射する太陽光を遮蔽し、X線望遠鏡の縦方向の熱歪を設計内に収めました。
- ・ 搭載機器の発熱は、太陽光が入射しない-Y面のラジエータを介して宇宙へ放熱し、衛星内部温度の均一化を図りました。

Table 8.1 Dimensions of spacecrafts.

衛星	ミッション	質量 (kg)	近地点/遠地点 (km)	打上げ ロケット	打上げ 消滅
第 23 号科学衛星 「すざく」	大規模に存在する高温ガスの X 線精密観測、高エネルギー現象の 探査	1,700	570 円軌道	M-V-6	2005.7.10 運用中
第 21 号科学衛星 「あかり」	赤外線天文衛星。銀河の形成・進 化、惑星の形成と星間物質やダ ークマタ等の謎を探る	952	700 太陽同期 極軌道	M-V-8	2006.2.22 運用中
第 24 号科学衛星 「ひので」	太陽磁場の生成や変遷の過程、 太陽表面からコロナへの磁気エ ネルギー輸送過程、フレア等爆発 現象におけるエネルギー解放の素 過程等を探る	900	680 太陽同期	M-V-7	2006.9.23 運用中

図 8.5 (a)、(b) に XIS-S、HXD-S のヒートパイプシステムを示します。(a) はベースプレートに搭載された機器取り付けコールドプレート、ヒートパイプ、L 字型ヒートパイプの結合ブラケット、(b) はラジエータに搭載された放熱用ヒートパイプをそれぞれ示します。衛星の組立・分解を考慮し、このように 2 分割の構成としました。ヒートパイプは XIS-S の冗長構成と、HXD-S の冷却性能等の要求から、±X 面の 2 面のラジエータに搭載されました。HXD-S のヒートパイプの長さはベースパネル約 1.7 m、ラジエータ約 2.2 m、計約 3.9m の長さになります。冷媒はアンモニアを使用しました。

- ・ XRS-DWR の冷却は、衛星構体の一部を切り欠き DWR の一部表面を宇宙空間に露出し、放射冷却で行いました。

熱解析と熱真空試験

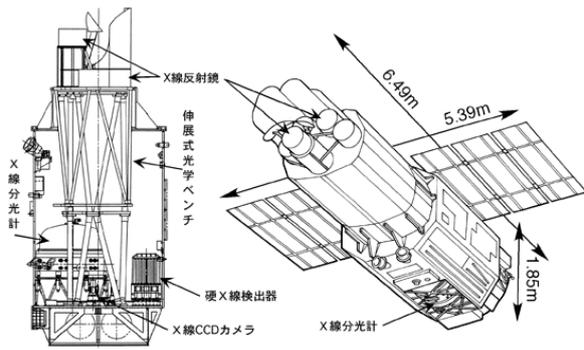
熱解析は、解析結果を熱歪解析に適用するため、約 5,000 ノードの熱数学モデルを構築し行いました。熱設計の確認は初期運用 4 モード、定常運用 2 モードの計 6 モードについて行いました。その内訳を以下に示します。

- ・ 太陽電池パドルの展開前・後：2 モード
- ・ X 線望遠鏡の伸展前・後：2 モード
- ・ 衛星高温モード：1 モード
- ・ 冷却装置高温モード：1 モード

熱真空試験は、熱設計の健全性の確認と、XIS-S、HXD-S ヒートパイプの動作性能の確認のため行われました。その結果、HXD-S のヒートパイプのコールドプレートと結合ブラケット間の温度差は、解析で約 12°C、試験では約 7°C、またラジエータのヒートパイプの凝縮部と蒸発部の温度差は解析で約 11°C、試験では約 19°C となり、性能が確認されました。

フライト温度[8.4-8.6]

図 8.6 に XIC と HXD-S ヒートパイプの打上げから太陽電池パドル展開（ラジエータ面が宇宙空間に露出される）に到る初期動作時の温度履歴を示します。XIS のコールドプレート（XIS-C）温度は、パドルの展開と同時にベースプレート（XIS-B8）とラジエータ（XIS-R8）のヒートパイプ温度に同調して急激に降下し、正常な動作であることが確認されました。しかし、HXD の C、B8、R8 は急激な温度降下を確認できませんでした。これは、ベースプレート（HXD-B8）に搭載されたヒートパイプの不具合によるものと推測しています。HXD-S は要求された温度範囲内に収められ、観測に支障を及ぼすことはありませんでした。



2005年7月10日12時30分打ち上げ

Fig. 8.1 Configuration of SUZAKU.



Fig. 8.2 Before lunch SUZAKU.

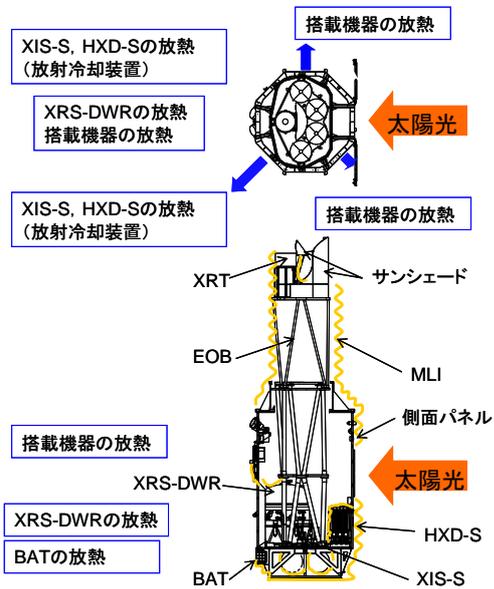


Fig. 8.3 Heat flow and thermal design of SUZAKU.

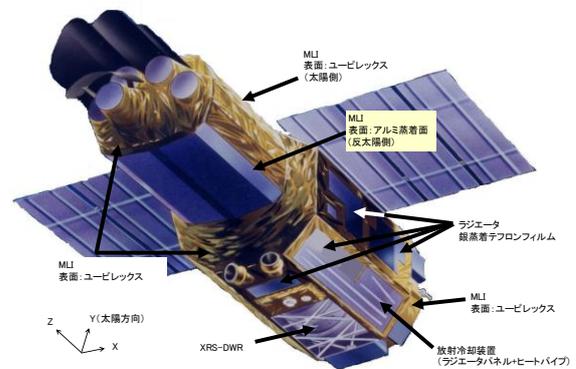
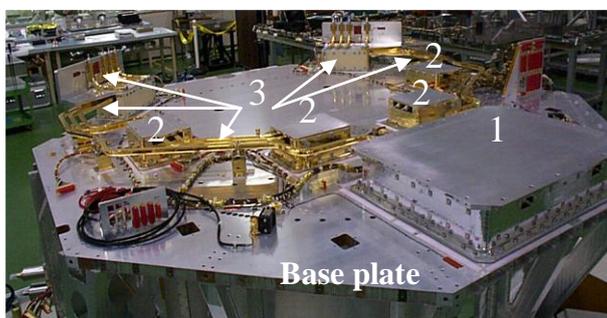


Fig. 8.4 Thermal control layout of SUZAKU.



1. HXD-S cold plate, 2. XIS-S cold plate, 3. Heat pipe.

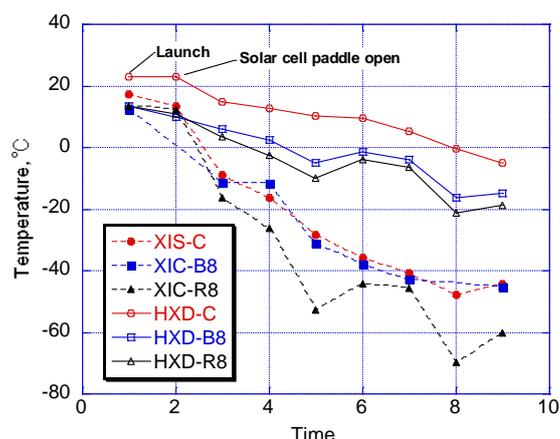
(a) Heat pipe on the base plate.



1. HXD-S heat pipe, 2. XIS-S heat pipe

(b) Heat pipe attached the radiator.

Fig. 8.5 Heat pipe system of SUZAKU.



XIS and HXD / C: cold plate, B8: base plate, R8: radiator

Fig. 8.6 After lunch temperature of heat pipe.

「あかり」の熱設計

概要[8.2, 8.7]

図 8.7 に「あかり」の概観図を、図 8.8 に打上げ前の写真をそれぞれ示します。形状は 1.9×1.9×3.7 m、質量は約 952 kg です。軌道は 700 km の太陽同期で、軌道傾斜角 98.4°に投入されました。運用中の消費電力は 165 ~ 335 W です。

熱設計の課題と熱計装

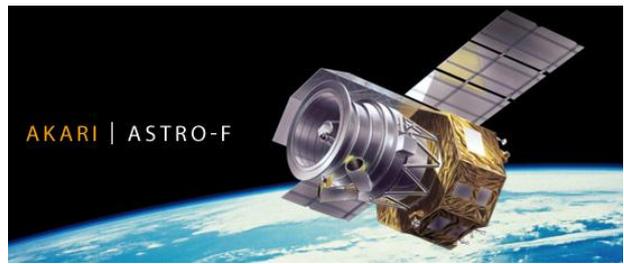
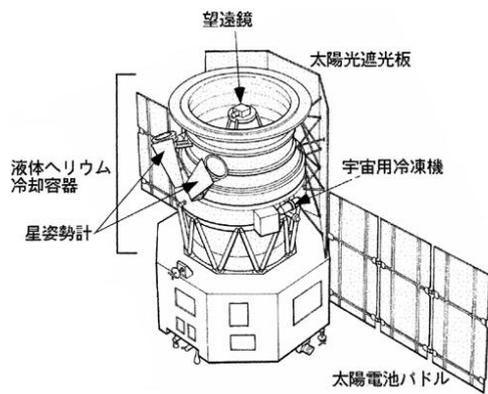
図 8.8 に示すように「あかり」は、大きく分けて極低温の観測部（クライオスタット）と常温のバス部（母船）から構成されます。熱設計の課題は次の通りです。

- ・ クライオスタットの外表面は、冷媒の液体ヘリウムの消費量を抑えるため、200 K 以下に冷却すること。
- ・ 観測部とバス部とは、ふく射・伝導伝熱共に断熱を図り、5 W 以下で結合すること。

課題に対応した熱計装を以下に示します。

図 8.9 に「あかり」の熱計装の概念図を示します。

- ・ 太陽光の入射は、クライオスタットにサンシールドを設けて遮蔽しました。また、クライオスタット表面には銀蒸着 PEI を貼り、宇宙への放熱を促進しました。
- ・ クライオスタットの支柱は、CFRP 製のトラス構造を用い、バス部と伝導断熱を図りました。また、バス部上部に MLI を設け、クライオスタットとのふく射断熱を図りました。



2006年2月22日6時28分

Fig. 8.7 Configuration of AKARI.



Fig. 8.8 Before lunch AKARI.

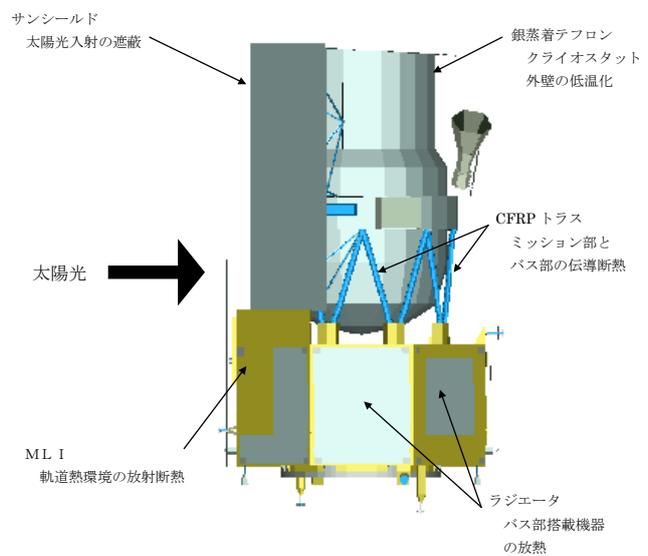


Fig. 8.9 Thermal control layout of AKARI.

熱解析と熱真空試験

熱解析はバス部 12,000 ノード、観測部 1,000 ノード、計 13,000 ノードの熱数学モデルを構築し行いました。

この結果、衛星各部は要求温度範囲以内に維持できることが確認されました。

熱解析の結果を構造解析モデルに反映し、軌道上の熱歪み解析を実施しました。算出されたアライメントの変動角は、全日照軌道で要求を満足し、設計の妥当性が確認されました。

熱真空試験は、クライオスタットの表面温度が解析通り低温になることを確かめるため、20日連続で行いました。

フライト温度[8.8, 8.9]

フライト温度の解析は、以下の3モードについて行いました。

- ・ 初期運用全日照軌道
- ・ 定常運用日陰最大軌道
- ・ 定常運用全日照軌道

図 8.10 にフライト温度と解析温度との温度差を示します。主な搭載機器で 5°C 以内に、構体パネルでは 10°C

以内に収まり、許容温度範囲内であることが確認されました。また、バス部とミッション部とのインタフェース温度は、分界点である上部リングのフライト温度が-11.2 ~ +5.7℃の温度範囲に収まり、熱設計条件で規定された温度-16 ~ +23℃を満たしていることが確認されました。

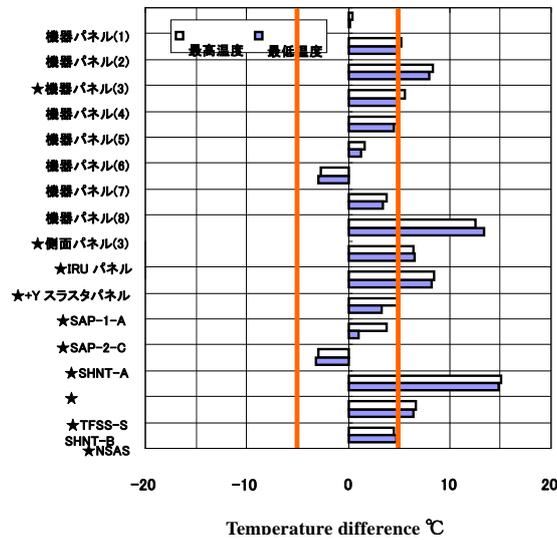
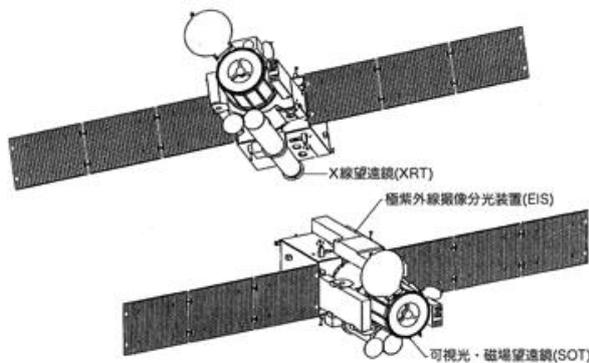


Fig. 8.10 Temperature difference between flight data and analytical result.

「ひので」の熱設計

概要[8.2, 8.10]

図 8.11 に「ひので」の概観図を、図 8.12 に打上げ前の写真をそれぞれ示します。「ひので」は基本的には口径 50 cm の可視光磁場望遠鏡 SOT (Solar optical telescope system)、X 線望遠鏡 XRT (X-Ray telescope)、極端紫外線撮像分光装置 EIS (Extreme-ultraviolet imaging spectrometer) 等の望遠鏡 3 台とバス部から構成されます。3 台の望遠鏡は、バス部と結合している光学架台 OBU (Optical bench unit) に支えられています。「ひので」の形状は約 1.6×1.6×4 m で、質量は約 900 kg です。軌道は約 680 km の太陽同期で、軌道傾斜角 98°に投入されました。運用中の消費電力は 140 ~ 720 W です。



2006年9月23日6時36分

Fig. 8.11 Configuration of HINODE.

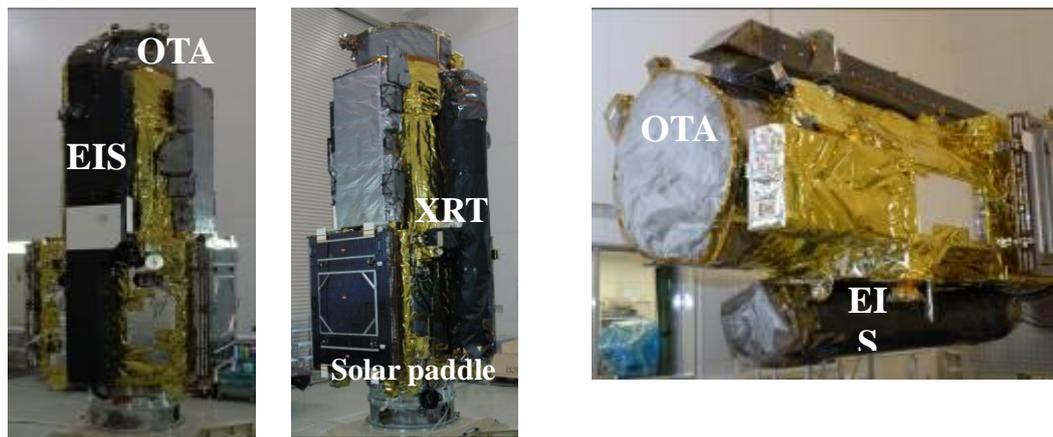


Fig. 8.12 Before lunch HINODE.

熱設計の課題と熱計装

「ひので」ではシステム設計は日本が担当し、ミッション部の3台の望遠鏡はそれぞれSOT日本、XRTアメリカ、EISイギリスが担当しました。そのため、熱設計は各望遠鏡の担当国で熱数学モデルの構築と、検証を行い、次に、それら熱数学モデルをシステム担当である日本が1つにまとめました。つまり、3台の望遠鏡とバス部を結合した「ひので」全体の熱数学モデルを作製し検証を行いました。ここでは、日本が担当しましたシステム、およびSOTの望遠鏡部分のOTA (Optical telescope assembly) の熱設計の課題と熱計装について述べます。

システムの課題

- ・ 3台の望遠鏡間において太陽光入射によるヒートスポットが生じないこと。
- ・ 太陽光の入射が一方向になるため、ラジエータの配置を検討すること。
- ・ OBUの軌道周回による温度変化と熱変形を低減すること。
- ・ 望遠鏡に用いられるMLIのコンタミネーション、パーティクル等に対して対策を施すこと。

OTAの課題

- ・ 望遠鏡底部に設置される主鏡は太陽光のふく射エネルギーを約10~22W受けるため、その排熱設計を検討すること。特に、主鏡の温度を-15~55℃以下に、分布は10℃以内に収めること。
- ・ 構造的には非軸対称な温度分布を作らず、熱歪を抑えること。
- ・ OBUと機械的に結合するため、軌道周回による温度変化の影響を低減すること。

これらの課題に対応して、次のような熱計装で対処しました。

システムの熱計装

図8.13にシステムの熱計装の概観図を示します。

- ・ テントブラケットを設け、太陽光によるヒートスポットが生じないようにしました。
- ・ ラジエータは±X面、±Y面に配置し、熱設計を成立させました。
- ・ OBUはバス部とは伝導およびふく射断熱を図る設計にしました。また、OBUの材料に高熱伝導率のCFRPを用い、熱変形を低減させました。
- ・ MLIのコンタミネーション、パーティクル等に対してベーキングを行うことと、MLIの端面は全て閉じ、排気用ベントホールは望遠鏡やラジエータに影響を及ぼさない位置に設けました。

OTAの熱計装

図8.14にOTAの熱設計と熱の流れを示します。

- ・ 主鏡(Primary mirror)で吸収された太陽光のふく射エネルギーは、主鏡の側面と裏面(裏面はBottom cooling plateを介して)からふく射により、Cooling plate side wallとThermal shield tubeとの多重反射を繰り返し、

最終的には Sunshade および Shield tube のラジエータおよび Sunshade 入射開口部から直接宇宙空間に放熱しました。

- OBU と OTA とは MLI でふく射断熱を図り、また機械的に結合している部分は断熱材を介して結合し、伝導断熱を図りました。

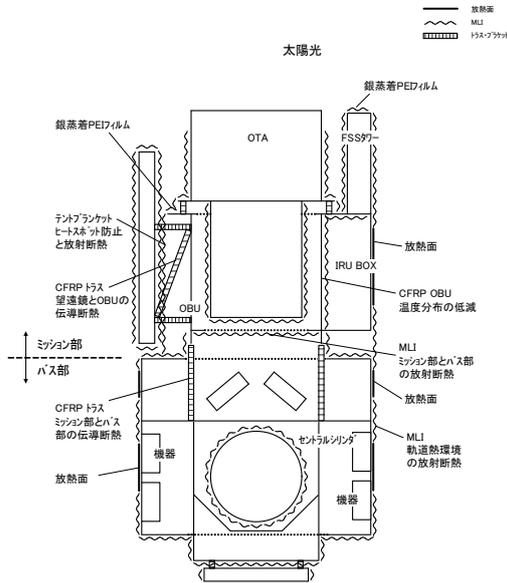


Fig. 8.13 Thermal control layout of HINODE.

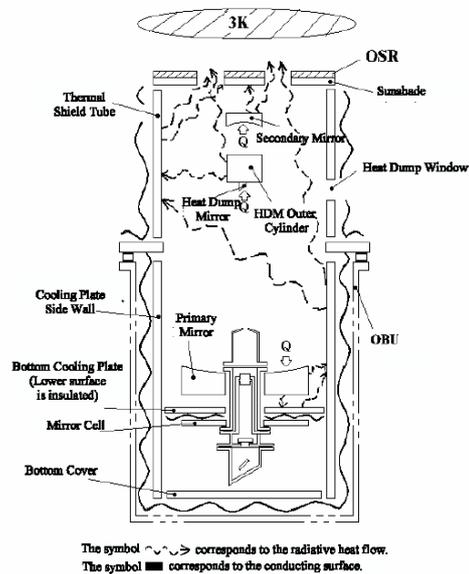


Fig. 8.14 Heat flow and thermal design of OTA.

熱解析と熱真空試験[8.11]

システム熱解析は約 2,600 ノード、コンダクタンス約 63,000 の熱数学モデルを構築し行いました。フライトの熱解析は 9 モードについて行いました。

- 打上げ初期：3 モード • 定常観測高温：2 モード
- 定常観測低温：2 モード • 非観測定温：2 モード

また、OTA は約 5,000 ノードの詳細モデルと、システムに提供する簡易モデル約 200 ノードの 2 種類の熱数学モデルを構築しました。

熱真空試験では、ソーラシミュレータ光源の広がり角 3° が太陽光の広がり角 0.5° より大きいため、OTA 望遠鏡内で設計外の所に光が当たり、厳密な熱の流れが評価できないため、ソーラシミュレータの代わりに IR パネル方式を採用しました。試験では、衛星全体を IR パネルで囲むと、衛星の温度が高く成る傾向が示されたため、図 8.15 に示すようにだれ状にし、衛星と低温のシュラウドとのふく射結合を図りました。また、OTA については、主鏡の裏面にヒータを貼付け、主鏡の熱の流れが図 8.14 で想定した通りであることを確認しました。

フライト温度[8.12]

図 8.16 に「ひので」のフライト温度と解析温度を示します。バス部は解析温度に比べ $\pm 5^\circ\text{C}$ 以内に収まり、許容温度範囲内であることが確認されました[8.13]。

OTA のフライト温度は解析温度に比べ放熱面で 15°C 、鏡筒上部で約 10°C 、鏡筒下部で約 5°C と高いことが確認されました。しかし、いずれも許容温度範囲内であり、また光学系の focus 変動に影響を及ぼすことは有りませんでした[8.14]。



Fig. 8.15 Thermal vacuum test of HINODE.

フライト温度センサ		温度[℃]				
S/S名称	予レポート名称	-60	-30	0	30	60
バス搭載機器(+Vパネル)						
HK1	XMOD.TEMP	実測 06.11.07				
		実測 07.03.18				
		実測 07.08.15				
	予測					
HK1	MDP.TEMP	実測 06.11.07				
		実測 07.03.18				
		実測 07.08.15				
	予測					
バス搭載機器(-Vパネル)						
HK1	IRI.TEMP	実測 06.11.07				
		実測 07.03.18				
		実測 07.08.15				
	予測					
バス搭載機器(+Vパネル)						
HK1	AOCU.TEMP	実測 06.11.07				
		実測 07.03.18				
		実測 07.08.15				
	予測					
バス搭載機器(-Vパネル)						
HK1	BAT_H.HTR.P.TMP	実測 06.11.07				
		実測 07.03.18				
		実測 07.08.15				
	予測					
バス搭載機器(ミドルデッキ)						
HK2	MW-A.TEMP	実測 06.11.07				
		実測 07.03.18				
		実測 07.08.15				
	予測					
バス搭載機器(ロアデッキ)						
HK2	GAS.TEMP	実測 06.11.07				
		実測 07.03.18				
		実測 07.08.15				
	予測					
バス搭載機器(ROS)						
HK1	TNK.HTR.P.TMP	実測 06.11.07				
		実測 07.03.18				
		実測 07.08.15				
	予測					
HK1	VLV.1.HTR.P.TMP	実測 06.11.07				
		実測 07.03.18				
		実測 07.08.15				
	予測					
HK1	PP.12.HTR.P.TMP	実測 06.11.07				
		実測 07.03.18				
		実測 07.08.15				
	予測					
IRU_BOX搭載機器(+Vパネル)						
HK2	IRU-BI.TEMP	実測 06.11.07				
		実測 07.03.18				
		実測 07.08.15				
	予測					
HK2	ACM-A.TEMP	実測 06.11.07				
		実測 07.03.18				
		実測 07.08.15				
	予測					

Fig. 8.16 Comparison of flight temperature and analytical.

熱物性研究について

ポリイミドフォームによる多層断熱システムの開発

惑星探査機の熱設計において、多層断熱システムの性能の向上と MLI の形状に依存しない安定した熱物性が求められます。それにより、熱設計の信頼性、ヒータ電力の削減、および軽量化を図ることが可能になります。

ここでは、耐熱性、耐電子・陽子線性、耐紫外線性等に優れたポリイミド樹脂を発泡させたポリイミドフォーム PIF (Polyimide form) について、ふく射・伝導伝熱の複合挙動を実験的、理論的に明らかにし、最終的には宇宙機の高層断熱設計の技術向上を目指します。

温度伝導率の測定[8.15-8.18]

PIF の温度伝導率の測定は、周期加熱法を基本に大気中および真空中における密度依存性と温度依存性について行いました。PIF のようにオープンセルの温度伝導率は、内に閉じ込められたガスの要因が支配的になるため、ここでは 3.0×10^{-5} Pa 以下の高真空下において性能の評価を行いました。

- ・ $6.67 \sim 242.63 \text{ kg/m}^3$ の範囲の密度依存性
- ・ $173 \sim 373 \text{ K}$ の範囲の温度依存性

熱伝導率の推算[8.19]

一般に、多孔質断熱材の伝導伝熱の推算には、ふく射伝熱、気体熱伝導等を考慮した国井の式が用いられています。この式は、固体が連続している比較的空孔率の低い多孔質材を対象にしているため、測定に対して大気中では一致しますが、PIF のように空孔率の高い多孔質材は真空中では一致しないことが分かりました。そこで、本研究では PIF の 3 次元構造を観察し、その構造から直接ふく射・伝導伝熱の複合挙動について理解することを試みています。

- ・ X 線 CT による構造解析
PIF の発泡倍率をパラメータにした 3 次元構造の観察と解析
- ・ 格子ボルツマン法 LBM (Lattice boltzmann method) による PIF の熱伝導率の推算

PIF の熱伝導率の測定結果と推算結果

図 8.17 は、Spring8 において X 線 CT 撮影された PIF の内部構造を示します (密度約 6.67 kg/m^3 、空孔率約 99.5%)。

図 8.18 に PIF の大気中および真空中における熱伝導率の密度依存性の測定値と推算値をそれぞれ示します。比熱は、DSC 法による室温の測定結果を用いました。

PIF の熱伝導率の測定および推算の結果、以下のことが分かりました。

- ・ 測定のバラツキは大気中で $\pm 3.0\%$ 、真空中では $\pm 7.1\%$ です。
- ・ 推算は測定に対して大気中で約 6.3% 以内、真空中では約 25% 以内で一致することが確認されました。
- ・ 真空中の熱伝導率は、大気中に比べ測定および推算共に約 13% 以下になることが分かりました。
- ・ 熱伝導率は、測定および推算共に最少となる密度が存在することが確認されました。このような傾向は、従来の推算式では示されていません。ここで提案します構造解析と LBM による推算方法は、多孔質の材料自身の伝導伝熱を解く一つの有効な手段と考えます。

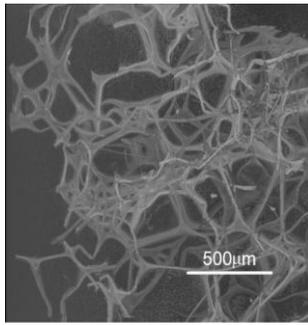
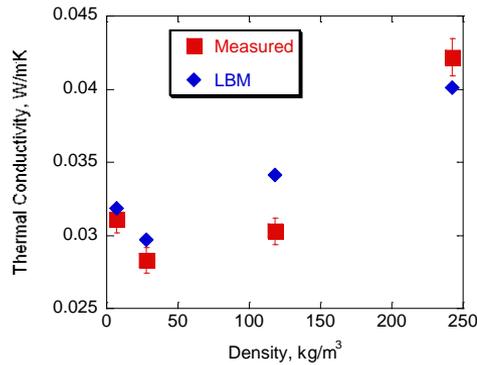
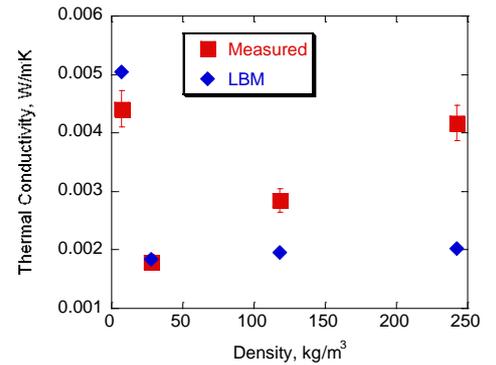


Fig. 8.17 X-ray CT photograph of polyimide foam.



Atmospheric condition



Vacuum condition

Fig. 8.18 Comparison of measured and LBM of thermal diffusivity for polyimide foam.

まとめ

「すざく」「あかり」「ひので」は、現在も科学観測が行われています。

この解説は、1970年「おおすみ」から始まり、2006年「ひので」まで計28機の科学衛星の熱設計について書かせていただきました。それは、数少ない熱制御材料とも言えない材料を屈指して熱設計を構築した時代から、今日のように熱設計技術が成熟し、大型の科学衛星の熱設計が可能な時代に至るまでを追ってきました。

また、熱物性に関しては、高真空下における低温から高温に至る測定技術を身につけることから始まり、熱制御材料については、宇宙環境における劣化の考え方と、材料開発とその必要性について述べてきました。

これまでの事を一まとめにしますと、新しいシステムを立ち上げる時、新しい材料が要求され、自ずと熱物性の必要性が生まれ、そして、それらが一つのループとなって機能するとき、はじめて良い結果が生まれる、のではないかと思います。

参考文献

- [8.1] 宇宙科学研究本部パンフレット, (2007).
- [8.2] 宇宙科学研究本部ホームページ,
<http://www.isas.jaxa.jp/j/enterp/missions/catalogue.shtml>.
- [8.3] 科学衛星Astro-E2 実験計画書, (SES-TD-04-005), JAXA 宇宙科学研究本部, データセンター, (2005).
- [8.4] M-V-6/すざく飛翔実験報告書(衛星編), (SES-TD-06-009), JAXA 宇宙科学研究本部, SESデータセンター, (2007).
- [8.5] 大西 晃, 井上 一, 臼井 隆, 貝津 幸広, 萩原 能治, 岡本 章; 「科学衛星ASTRO-E2「すざく」の熱設計」, 第49回宇科連, 2G07, (2005).
- [8.6] T.Usui, Y. Kaizu, A. Miki, Y.Hagiwara, A.Okamoto, A. Ohnishi, H.Inoue; “Thermal Control of X-ray Astronomy Satellite ASTRO-E2"SUZAKU" ”, 37th Int. Conference on Environmental Systems, (2007), 2007-01-3081.
- [8.7] 科学衛星ASTRO-F 実験計画書, (SES-TD-05-009), JAXA 宇宙科学研究本部, データセンター, (2006).
- [8.8] M-V-8/あかり飛翔実験報告書(衛星編), (SES-TD-07-001), JAXA 宇宙科学研究本部, SESデータセンター, (2007).
- [8.9] 大西 晃, 村上 浩, 貝津 幸広, 岡本 章; 「赤外線天文衛星ASTRO-F「あかり」の熱設計」, 第50回宇科連, 1F14, (2006).

- [8.10] 科学衛星SOLAR-B 実験計画書, (SES-TD-05-010), JAXA 宇宙科学研究本部, SESデータセンター, (2006).
- [8.11] 科学衛星SOLAR-B実験計画書<増補版>, (SES-TD-06-001), JAXA 宇宙科学研究本部, SESデータセンター, (2006).
- [8.12] M-V-7/ひので飛翔実験報告書(衛星編), (SES-TD-07-006), JAXA 宇宙科学研究本部, SESデータセンター, (2008).
- [8.13] 秋山 純子, 平出 和広, 伊豆 浩樹, 大西 晃 ; 「太陽観測衛星SOLAR-B「ひので」の熱設計」, 第51回宇科連, 3A09, (2007).
- [8.14] 末松 芳法, 常田 佐久, 一本 潔, 永江 一博, 伊豆 浩樹, 平出 和広, 大西 晃 ; 「「ひので」可視光磁場望遠鏡の熱設計」, 第51回宇科連, 3A11, (2007).
- [8.15] Y. Hiasa, H. Nagano, A. Ohnishi, Y. Nagasaka ; “Thermal Diffusivity of Polyimide Foams at Low Temperature in a Vacuum”, The 8th Asian Thermophysical Properties Conference, (2007), Paper No.152.
- [8.16] Y. Hiasa, S. Tachikawa, A. Ohnishi, Y. Nagasaka ; “Thermal Conductivity of Polyimide Foams from -100 to 100 ° C in Atmospheric and Vacuum Conditions” , 18th European Conference on Thermophysical Properties, (2008), ECTP466.
- [8.17] 日浅 康博, 太刀川 純孝, 大西 晃, 長坂 雄次, W. Nam, W. Kong, M. Yi ; 「日韓共同研究による宇宙用ポリイミドフォームの熱物性に関する研究」, 第29回日本熱物性学会シンポ, (2008), A204.
- [8.18] W. Nam, W. Kong, M. Yi, A. Ohnishi ; “Thermal diffusivity measurement of BMS 10-102 thermal insulation material in a vacuum condition using a cyclic heating method” , Thermochimica Acta 494, (2009), 123-128.
- [8.19] 杉原 隆史, 水谷 祐樹, 太刀川 純孝, 大西 晃,
梶原 聖太郎, 長坂 雄次 ; 「宇宙用断熱材料ポリイミドフォームのふく射・伝導伝熱に関する研究」第30回日本熱物性学会シンポ, (2009), B201.

謝 辞

本稿は、日本熱物性学会誌の解説「科学衛星の熱設計の歩みと熱物性研究について」8回に渡り記載させていただきました内容、およびJAXA宇宙科学研究所発行のSESデータセンター(2010.9)の原稿を基本に構成されています。学会、並びにJAXA宇宙科学研究所に深く感謝を申し上げます。

ここでは、科学衛星の熱設計および熱物性研究について、共に歩んでこられました方々をご紹介します、謝辞に代えさせていただきます。

熱設計のシステムは、NEC関連会社の熱グループが28機、三菱電機の関連会社の熱グループが「ひので」と「はるか」の大型アンテナ部をそれぞれ担当されました。また、2液の推進系の関係は三菱重工長崎のグループ、低温関係のクライオスタットは住友重機工業がそれぞれ担当されました。材料と多層断熱MLIは宇部興産とオービタルエンジニアリングがそれぞれ担当されました。

科学衛星の熱設計が大きな失敗もなく進められてきましたのは、以下に掲載させていただきます設計を担当されました方々のご努力の結果と信じております(敬称略)。

NEC/NEC-TOSHIBA	加藤誠一、藤井源四郎、蓮井敏孝、松藤幸男、間瀬一郎、小林明秀、岡本章 田中清、中村靖之
NEC 航空宇宙システム	宮崎慈、戸田一史、長島和宏、鈴木久仁
NEC エンジニアリング	萩原能治、三木明彦、貝津幸広、臼井隆
三菱電機鎌倉製作所 通信機製作所	伊豆浩樹、増本博光 永江一博、大曲慎也
三菱スペース・ソフトウェア	平出和広、秋山純子、海道宣明、堀内俊英
三菱重工長崎	古川克巳、森島克成、高見圭司
住友重機工業	平林誠之部、吉田誠至
宇部興産	佐藤亮一、安村守人、渡壁秀治、中内志保
オービタルエンジニアリング	山口耕司、斎藤雅規

熱物性研究については、多くの大学、並びに企業との共同研究において成果を上げることができました。特に、各大学の研究室の先生方には大変お世話になりました。御礼申し上げます。駒場キャンパスでは東京大学林研究室、千葉工業大学、相模原キャンパスにおいては慶応大学長島・長坂研究室、東海大学遠山・高橋研究室、東京理科大学斉藤研究室、電気通信大学萩野研究室、東京工科大学の学生の方々が推進力になりました。企業では、宇部興産、NEC/NEC-TOSHIBA、川崎重工、東芝の方々と共同研究を行いました。以下に、お名前を掲載させていただき、謝辞とさせていただきます。

慶応大学理工学部 システムデザイン工学科 長島昭・長坂雄次研究室	古沢透流、石井雄一、堀越良一、中村大輔、亀崎洋祐、安田智有 島崎一紀、長野方星、福澤慶太、矢島大輔、山名広章、日浅康博 宮脇俊介、杉原隆史、水谷祐樹
東海大学工学研究科 航空宇宙学専攻 遠山文雄・高橋隆男研究室	丸山治章、三木明彦、金子一久、中村靖之、渡部浩一、安部研、松田満、 岩田稔、上杉剛正、太田豊宣、中澤かおり、松本貴、佐藤祐貴、土谷健 一郎
東京理科大学理学部 応用物理学科 斉藤智彦研究室	上野藍
電気通信大学 萩野剛二郎研究室	小林俊之

東京大学 林友直研究室	黒川章、橋爪隆、重松昌行、構昭一、新井文成
日本大学	轟禎治
東京工科大学 小木曾健研究室	関野幸弘
千葉工業大学	鈴木優、川上清孝、関口恒、小西信彰、有賀、加賀屋正則、三好哲
宇部興産	佐藤亮一、安村守人、渡壁秀治、勝木省三、古屋敷啓一朗、中内志保
NEC/NEC-TOSHIBA	岡本章、中村靖之
川崎重工	中村達三郎、林口智志
東芝	加藤明

今回紹介させていただきました研究は、他の研究機関の方々にもご協力をいただきました。ここに、お礼申し上げます。研究機関のお名前を挙げさせていただきます。

- ・ 東京大学生産研究所
- ・ 東京大学物性研究所
- ・ 東京大学乗鞍コロナ観測所（国立天文台）
- ・ 東京大学堂平観測所
- ・ 日本原子力研究開発機構高崎量子応用研究所
- ・ 産業総合技術総合研究所関西センター
- ・ 高輝度光科学研究センター（Spring-8）

最後になりましたが、所内においては熱設計の検証を行う上で必要不可欠な熱真空試験では、「さきがけ」から「ひので」まで熱構造モデルを含めると計 28 回の熱真空試験を実施していただきました徳永好志さんには大変お世話になりました。お礼申し上げます。

本稿の写真は、新倉克比古様、杉山吉昭様にご協力を頂きました。お礼申し上げます。

熱物性研究については、共同研究者の Dr 太刀川純孝さんにお礼申し上げます。

宇宙科学研究所（現、JAXA 宇宙科学研究本部）の方々には感謝を申し上げます。

ロケットの打ち上げ、衛星の追跡と内之浦宇宙空間観測所（旧）の方々には深くお礼申し上げます。

また、宿泊先の出水田様には公私共に大変お世話になりました。ありがとうございました。