

1G13 赤外線天文衛星 SPICA のミッション部冷却システムの構造設計

○水谷忠均, 山脇敏彦, 小松敬治, 後藤健, 竹内伸介,
松原英雄, 中川貴雄 (宇宙航空研究開発機構),
高井茂希, 岡林明伸, 檜崎勝弘 (住友重機械工業株式会社)

Structural Design of Cryogenic System for the Next-generation Infrared Space Telescope SPICA
Tadahito Mizutani, Toshihiko Yamawaki, Keiji Komatsu, Ken Goto, Shinsuke Takeuchi,
Takao Nakagawa, Hideo Matsuhara (Japan Aerospace Exploration Agency),
Shigeki Takai, Akinobu Okabayashi and Katsuhiko Narasaki (Sumitomo Heavy Industries, Ltd.)

Key Words: Space Telescope, SPICA, Cryogenic Assembly, Structural Design

Abstract

The infrared space telescope SPICA, Space Infrared Telescope for Cosmology and Astrophysics, which features a 3m-class and 6K cryogenically cooled space telescope, is a next-generation astronomical project of Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA). The telescope and scientific instruments are cooled by a combination of an active (mechanical) cooling system and a passive (insulation and radiation) cooling system in the payload module. In this paper, the structural overview is described especially for the passive cooling system in the payload module and the summary of some experimental studies is presented.

1. SPICA 衛星システム及びミッション部構造の概要

現在、JAXA 宇宙科学研究所において検討が進められている次世代赤外線天文衛星 SPICA (Space Infrared Telescope for Cosmology and Astrophysics)は、中間-遠赤外線領域における天文観測を高空間分解能、高感度で行うための宇宙望遠鏡である[1]。SPICA 衛星システムは口径の大きな望遠鏡を持ち、それを冷却した状態で観測を行うことにより、従来にない観測性能の実現を目指している。

現在進められている技術的な概念検討では、サイエンス要求を満たすための望遠鏡設計条件を、直径が3 m級、観測時の温度が6 K以下としている。望遠鏡を冷却する観点から、衛星の軌道は太陽-地球系のラグランジュ点(L2)周りのハロー軌道とし、打ち上げはH-IIA ロケットを前提として検討を行っている。なお、衛星システムの打ち上げ時の質量は3700 kgとしている。

SPICA の技術的特徴として、望遠鏡および観測機器の冷却システムが挙げられる。従来の赤外線天文衛星では冷媒により望遠鏡システムを冷却することが一般的であったが、その冷媒を保持するための真空容器が必要となり望遠鏡システムに使用できる空

間や質量を犠牲にする必要があった。そこで、SPICA では放射冷却と機械式冷凍機[2]を組み合わせた冷却システムにより望遠鏡を冷却し、冷媒を持たないことで大口径の望遠鏡システムを実現する。しかしながら、無冷媒で3 m級の望遠鏡を6 K以下に冷却することは、従来の衛星では実現されておらず、大きな技術的挑戦となる。

図1に衛星の概観図、図2にSPICA 衛星システムのサブシステム構成を示す。ミッション部(Payload module: PLM)はサイエンス機器(Scientific instrument assembly: SIA)、冷却系(Cryogenic assembly: CRYO)等から構成されている。

SIA はさらに望遠鏡アセンブリ(SPICA telescope assembly: STA)と焦点面観測機器アセンブリ(Focal plane instrument assembly: FPIA)から構成されている。STA の概念検討は欧州宇宙機関ESAが担当し、EADS Astrium 社(現 Airbus Defence & Space)と Thales Alenia Space 社による検討が実施された[3]。主鏡、副鏡を含めた主要構造は両社ともセラミクス系材料、SiC (Astrium)[4]、HB-Cesic (Thales)[5]を主体とした構造が提案されている。

CRYO は断熱放射冷却系(Thermal insulation and radiative cooling system: TIRCS)、機械式冷凍機系

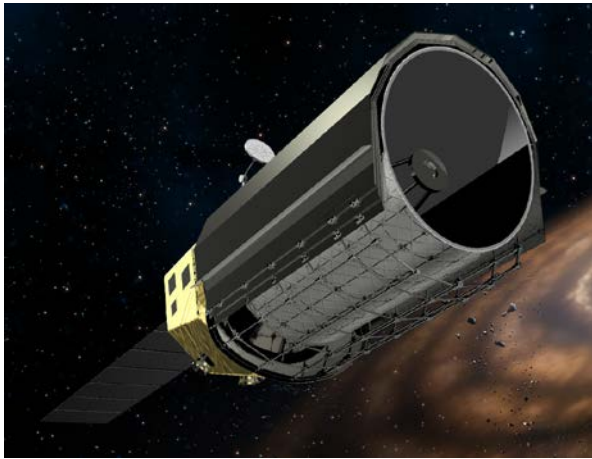


図 1 赤外線天文衛星 SPICA

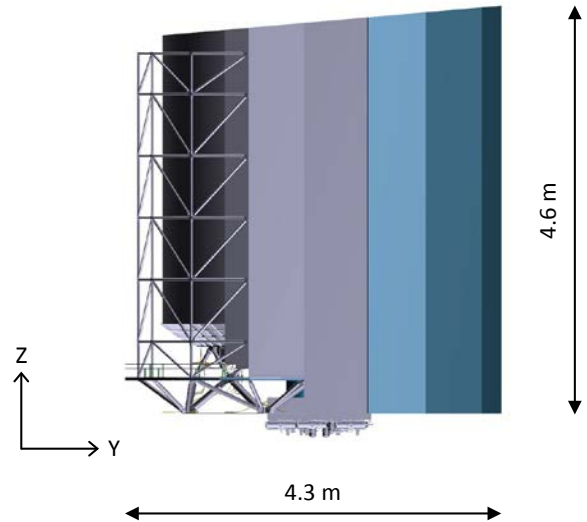


図 3 SPICA PLM の寸法と座標系

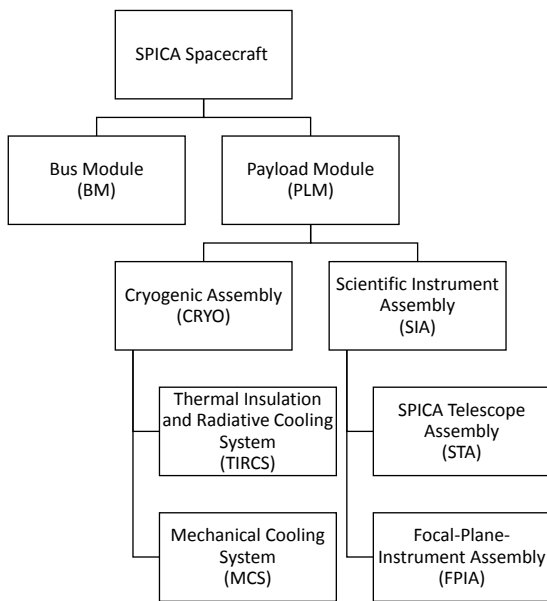


図 2 SPICA のサブシステム構成図 (BM および PLM の一部サブシステム構成は省略)

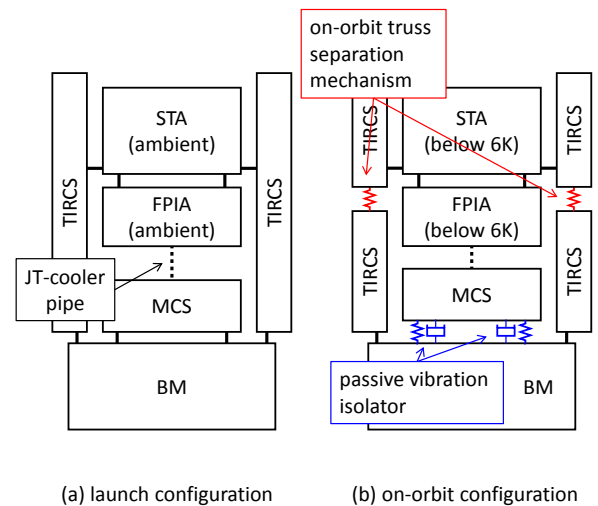


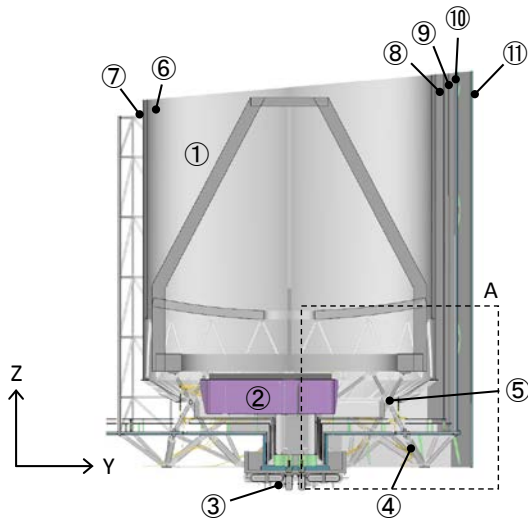
図 4 PLM サブシステム間の荷重伝達経路

(Mechanical cooling system: MCS)等から構成されている。CRYO は SIA を 6 K 以下に冷却するための熱設計が重要となる。一方で、TIRCS は SIA を支持し衛星主構造としての重要な役割も担うため、熱設計と構造設計を両立させることが技術的に大きな挑戦となる。

図 3 に PLM 全体の外観図と PLM 座標系の定義を示す。望遠鏡の光軸方向に+Z 軸を取り、観測時には太陽が+Y 方向となる姿勢をとる。打ち上げ時は Z 軸がロケットの機軸方向となる。図 4(a)は打ち上げ時の PLM の荷重伝達経路について説明した概略図である。FPIA は STA からぶら下がった形で取り付けられる。次に、STA は TIRCS にあるトラス構造によって

支持されている。TIRCS の構造については 2 節でより詳細な説明を行う。このトラス構造は BM に 8 点で結合し、TIRCS、STA、FPIA の荷重はすべてこの 8 点で BM へ伝達される。また、MCS は TIRCS とは独立した構造を持つが、MCS は BM-TIRCS の結合点と同じ 8 点で BM に接続している。さらに、MCS からは機械式冷凍機の配管が FPIA に直接接続されるが、これは主要な荷重パスとならない。

以上が打ち上げ時の構成であるが、軌道上における非常に厳しい熱設計の要求[6]や指向精度の要求[7]を満たすために、SPICA は熱的および構造的な特性を軌道上で変化させる。図 4(b)に示すとおり、TIRCS には軌道上トラス分離機構が設置されており、これ



No.	Subsystem	Assembly
1	STA	
2	FPIA	
3	MCS	
4	TIRCS	Main Truss
5		On-orbit Truss Separation Mechanism
6		Telescope Baffle
7		Telescope Shell
8		Inner Shield
9		Middle Shield
10		Outer Shield
11	Sun Shield	

図 5 TIRCS 構造の概要

により BM から TIRCS を通って SIA に伝導する熱や擾乱(指向精度に影響を及ぼす微小振動)を遮断する。詳細は 3.1 節で述べる。主要な擾乱源の一つである機械式冷凍機からの擾乱を遮断するために、MCS と BM の間には振動アイソレータがさらに設置されている。この振動アイソレータに関しては参考文献 7 で詳しく説明されている。軌道上トラス分離機構と振動アイソレータは打ち上げ時にはロンチロック機構により固定されており、軌道上においてロックが解放されることで機能する。

SPICA の検討においては、2012 年から 2014 年にかけて、リスク低減フェーズ[1]として定義された活動を実施し、開発リスクが高いと識別された項目について重点的な検討を行った。PLM の熱構造設計はその重点項目の一つである。リスク低減フェーズ終了時点における PLM の質量は 2119 kg であり、図 3 に

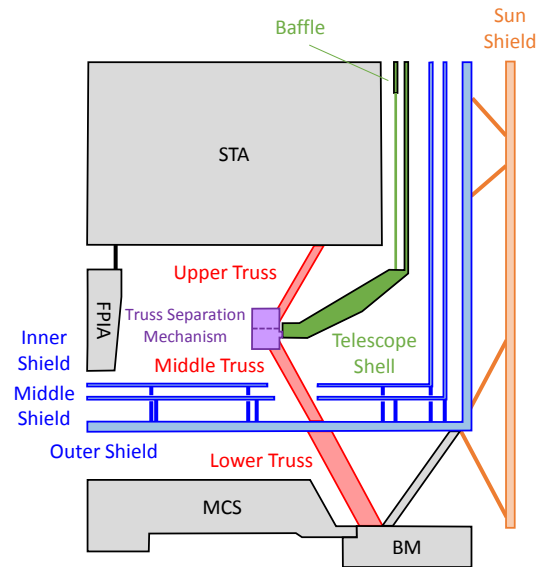


図 6 TIRCS 構造の位置関係略図
(図 5 の A 部に相当する断面図)

表 1 TIRCS の構造様式と使用材料

Assembly	Structure	Material
Main Truss (Upper)	Truss	CFRP (low-conductivity)
Main Truss (Middle/Lower)	Truss	Al-FRP
Telescope Baffle/Shell	Sandwich Shell	Skin: A1050 Core: A5052
Shields	Sandwich Panel	Skin: A1050 Core: A5052

示す通り寸法は機軸方向の高さが約 4.6 m、機軸直交方向の最大径が約 4.3 m となる。また、別構造となっている MCS を除く PLM の剛性は、要求値が BM とのインターフェース点を固定した状態で機軸方向 36.0 Hz、機軸直交方向が 18.0 Hz に対して、概念設計結果はそれぞれ 36.0 Hz、20.8 Hz となっており、強度は機軸方向 12.0 G、機軸直交方向 8.1 G の静荷重に耐えることを確認している。

本節では SPICA 衛星システムの概要、及び PLM の構造概要について述べた。次節では、PLM の熱構造特性を左右する TIRCS の構造設計について説明する。

2. 断熱放射冷却システム TIRCS の構造設計

図 5 に TIRCS 構造の概要図を、図 6 に TIRCS 構造要素の位置関係を簡略的に説明する図を、表 1 に TIRCS 構造の様式と使用材料をそれぞれ示す。

構造的に最も重要な要素はメイントラスである。これは、SIA を支持し打ち上げ時の荷重を BM へ流す役割を持つ。メイントラスは 3 つの要素から構成されており、STA から近い順に上段トラス、中段トラス、下段トラスで構成されている。上段トラスには低熱伝導型炭素繊維強化プラスチック (PAN 系 CFRP)、中段および下段はアルミナ繊維強化プラスチック (AL-FRP) を使用している。これらの材料は極低温熱伝導率の測定結果[8]を考慮して選択されており、打ち上げ時の剛性と強度の要求を満足しつつ、軌道上におけるメイントラスから SIA への熱侵入を最大限抑える設計がなされている。なお、上段トラスと中段トラスの接続点 8 点には軌道上トラス分離機構が設置されている。

バッフル (Telescope Baffle) および鏡筒 (Telescope Shell) は SIA を取り囲むようなシェル構造であり、SIA への熱侵入を低減するとともに、鏡筒の-Y 面は深宇宙への放熱面としても機能する。鏡筒は上部が円筒シェル構造、下部はコニカル形状のシェル構造であり鏡筒の下端がメイントラスの上段と中段の接続点で結合する。軌道上トラス分離機構によりこの部分は分離されるが、鏡筒は中段トラス側に残る。また、バッフルは円筒シェル構造であり、鏡筒のコニカルシェルで支持される。

これらのシェル構造はアルミニウム合金 A1050 を表皮としたハニカムサンドイッチパネルで構成されている。A1050 は純アルミに近い特性を持つ合金であり、主構造として機能するハニカム材の表皮材としては馴染みが薄い材料である。また、バッフルおよび鏡筒は直径 3m を越える大型の円筒構造であり、座屈が強度評価の対象となっている。肉薄かつ径の大きい円筒シェルの座屈については知見が少なく、座屈に対する設計は慎重に行う必要がある。これらの懸念に対して 3.2、3.3 節で示す試作評価を行い、その評価結果を概念設計に反映している。

鏡筒の外側には 3 層の放射シールド (Inner, Middle, Outer Shield) とさらに太陽光の入光面にはサンシールド (Sun Shield) が設置されている。構造的にはアウターシールドが他のシールド類からの荷重を受け持つ丈夫な構造となっており、メイントラスの中段、下段の接続点に結合している。また、アウターシールドは PLM と BM の結合点から伸びるメイントラスとは異なる断熱トラスによっても支持されている。これらのシールド類も A1050 を表皮とするハニカムサンドイッチパネルで構成されている。

TIRCS は、効率的な断熱と放射により SIA を十分に冷却するための熱設計が重要であるが、構造設計とのバランスが重要となる。一例として、メイントラスの断熱効率を上げるためには、トラス部材の断面積-長さ比 (A/L) を小さくすることが考えられるが、これは一般的に PLM の剛性を低下させることになる。また、メイントラスは軌道上において上端 (STA とのインターフェース点) と下端 (BM とのインターフェース点) で大きな温度差を持つ構造となる。TIRCS の各部材が温度差によって発生する熱応力に耐えることも重要であるが、メイントラスの熱応力により STA に熱変形が生じないように設計を行う必要がある。このように、TIRCS は熱設計と構造設計の微妙なバランスの上が成り立つサブシステムである。リスク低減フェーズにおいては特に極低温における材料物性について実測を行い、熱および構造設計に反映している [8]。

3. TIRCS 構造に関わる試作評価

3.1. 軌道上トラス分離機構 [9]

軌道上トラス分離機構は、メイントラスから SIA への熱侵入を低減すること、さらには MCS に搭載される機械式冷凍機や BM に搭載されるリアクションホイールが発生する擾乱を低減するために、メイントラスの上段トラスと中段トラスの接続点 8 点に設置された分離機構である。8 点の分離点のうち、4 点は上段トラスと中段トラスが完全に分離するが、残り 4 点は分離機構が作動後も 8 角形断面の柔軟なバネ (以下、分離バネと呼ぶ) でトラスは接続されている。

リスク低減フェーズではこの分離機構の様式を検討し、分離バネ用材料の機械・熱特性取得、分離バネ試作・試験、分離機構部の試作・試験を行った。

試作した分離機構の写真を図 7 に示す。分離機構は分離バネを格納し、打ち上げ時はプリロードボルトがトラス構造からの荷重を受け持つ。軌道上において非火工型アクチュエータ (NEA) を作動させ、プリロードボルトを解放する。解放後、分離バネを含む分離機構は分離バネのみが上部構造と下部構造を接続し、分離バネを含まないものは、上部構造と下部構造が機械的にも熱的にも分離する。

分離バネに対する設計要求は、断熱性能に関する要求 (SIA 熱侵入量が 8.86 W 以下)、指向性能に関する要求 (分離後の SIA 固有周波数が 1-7 Hz の範囲内)、強度要求 (ロンチロックに伴う圧縮方向の 2 mm の強制変位に耐えること) 等である。

設計の結果、分離バネは上段トラスと同様に極低温の低熱伝導性を重視し、PAN 系 CFRP を材料とし

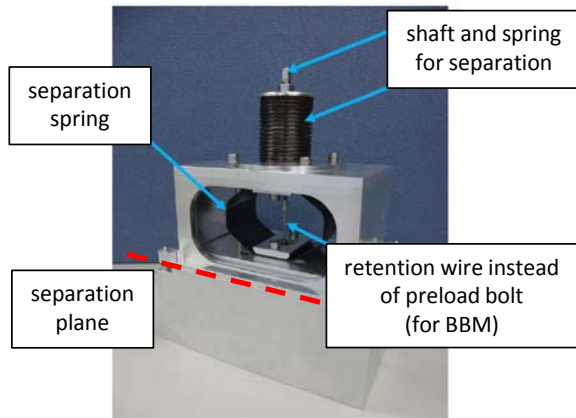


図7 軌道上トラス分離機構の分離部試作モデル

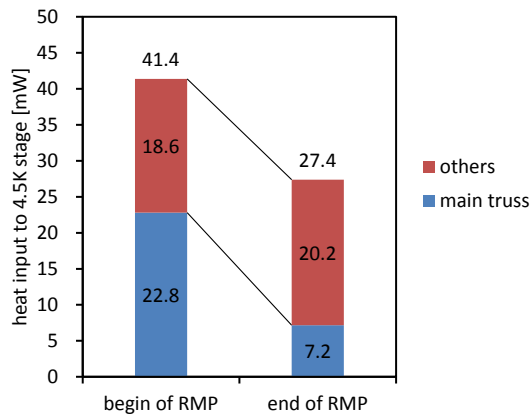


図8 軌道上トラス分離機構導入による4.5Kステージ熱負荷量の低減

た8角形バネとなった。試作したバネについて特性を計測したところ、バネ剛性は図7のプリロード軸方向に43.5 N/mm、軸直交方向に6.2-7.6 N/mm、バネ強度は軸方向圧縮に対して13.8 mmの変位を許容し、0.9 kgの錘を載せた場合の固有振動数は軸方向に34.8 Hz ($Q = 112$)、軸直交方向に13.2-14.4 Hz ($Q = 90-120$)であった。また、試作した分離機構を用いた簡易な分離試験を実施し、分離バネを保持した分離機構が正常に分離することを確認した。

この軌道上トラス分離機構がSPICA衛星システムの設計にどの程度有効であるか、簡易的に評価を行った。図8は分離機構導入によるSIA(4.5Kステージ)の熱負荷量低減について評価した結果である[6]。分離機構導入前は41.4 mWであった熱侵入量は分離機構導入によって27.4 mWに低減している。このうち、メイントラスを伝導によって侵入する熱量は22.8 mWから7.2 mWと1/3程度に低減しており、分離機構導入の効果が大きいことを示している。

また、指向系要求に対しては有限要素解析によりSIAの固有周波数が1.14-4.84 Hzの要求範囲内に収まっていることも確認した。より直感的に効果を確認

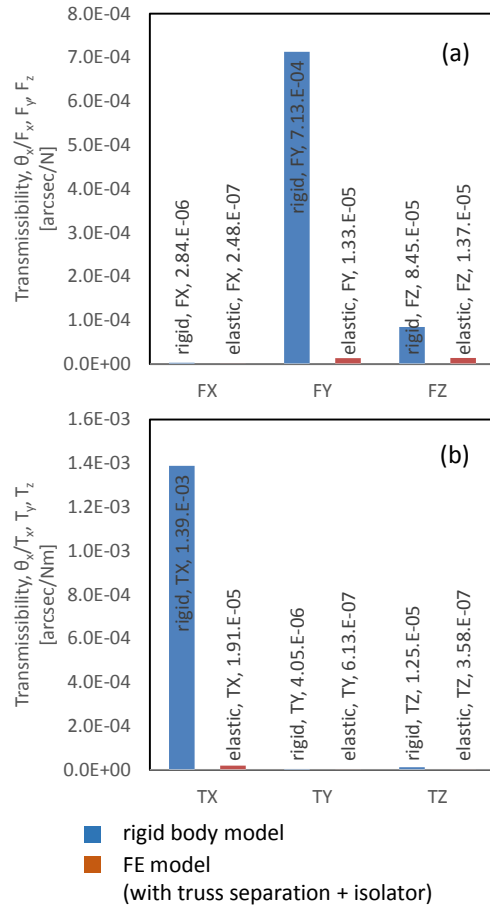


図9 軌道上トラス分離機構導入による振動伝達率の低減 (a) 並進力 (b) 回転力に対する伝達率

するため、分離機構導入による振動伝達率の変化を計算した。図9は、機械式冷凍機の最低駆動周波数15 Hzにおける振動伝達率を評価したものである[7]。図9の振動伝達率は出力がSPICAの光軸直交軸(x軸)まわりの指向変動角 θ_x 、入力MCSの機械式冷凍機搭載位置における荷重(並進力 F_x, F_y, F_z 、トルク T_x, T_y, T_z)によって定義されたものである。計算はSPICA衛星全機の有限要素モデルを用いて行い、分離機構とMCSとBM間の振動アイソレータをモデルに組み込んでいる。なお、光軸変動は、各光軸要素(主鏡、副鏡、検出面)の弾性変形を考慮して算出している。比較のため、図9では剛体モデルによる振動伝達率を並べて表示している。各荷重入力で、振動伝達率は剛体モデルより1桁以上のオーダーで低減しており、分離機構の有効性が確認できる。なお、分離バネ自体はQ値が比較的高く、何らかの減衰要素を付加する事が好ましい。分離機構の断熱性能を保つためには非接触型の減衰機構[10]の実装が望まれる。

以上の検討から、軌道上トラス分離機構の導入は構造設計の要求を満たしつつ、熱および指向系設計に対して非常に有効な手段であることが示された。



図 10 大型円筒シェルの振動試験(座屈試験)

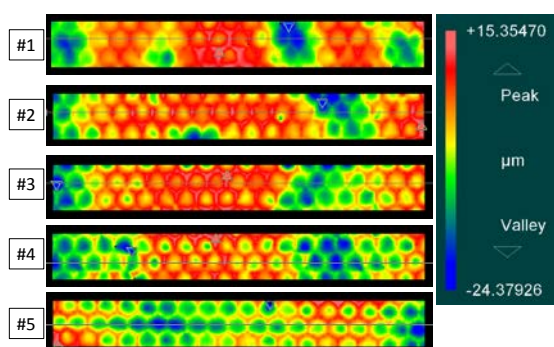


図 11 ハニカムサンドイッチパネルのディンプル計測(表皮材料 A1050、表皮厚さ 0.1 mm)

3.2. 円筒シェルの座屈[11]

鏡筒、バッフルのような慣性力を受ける大型円筒構造がどのような座屈挙動を示すか、図 10 に示す供試体による座屈試験を行い、以下の結論を得た。

- ・ 円筒シェルの正弦波振動試験でその荷重が座屈荷重より大きくても座屈により崩壊しない。ただし、変形が塑性域に入っていないことが条件である。
- ・ ランダム振動試験、音響試験では、その荷重が座屈荷重より大きくても正弦波試験以上に座屈は問題とならない。
- ・ 半径/シェル厚さ>1500 以上の円筒シェルではハンドリングの際、静荷重で座屈させる可能性が大きいので使うべきでない。

3.3. A1050 表皮サンドイッチの試作

表皮材料がアルミニウム合金 A1050 のハニカムサンドイッチパネルを試作した。表皮厚さは 0.1 mm と 0.5 mm の 2 種類である。表皮 0.1 mm 厚のパネルに

はディンプルが目視で確認できたため、非接触表面形状測定器(NewView 7300, ZYGO)による正確なディンプル深さの測定を行った。平均的なディンプル深さは 5-7 μm であった。測定結果を図 11 に示す。

このサンプルの静荷重試験から求めた曲げ剛性は理論値と比較してほぼ同等の値が得られている。一方で、0.6 mm 程度のより深いディンプルを持つパネルでは曲げ剛性が大きく低下する例も報告されており[12]、ディンプル深さとパネル剛性低下のメカニズムについて今後より深い考察が必要と思われる。

今回の試作結果から、表皮材料が A1050 のサンドイッチパネルは表皮厚さが 0.1 mm でも設計可能と思われるが、ディンプルが発生しているパネルを使用する場合、ディンプル深さと曲げ剛性低下のメカニズム解明が必要であり、その上でディンプル深さの管理も必要と考えられる。

また、表皮厚さが 0.5 mm のパネルではディンプルが確認されなかったことから、0.1 から 0.5 mm の間で適切な板厚を選択することも選択肢となる。ただし、質量増とのトレードオフとなる。

4. まとめ

本報告では次世代赤外線天文衛星 SPICA の構造について、概念設計フェーズ、特にリスク低減フェーズにおける検討内容を紹介した。試作を含めた検討を通して、熱設計と構造設計の両立が求められるミッション部の設計精度を高め、また今後の技術的課題を明確にすることができた。

謝辞

軌道上トラス分離機構の検討は持田則彦氏、岡田康彦氏、飯田浩氏(NEC)に、また、極低温における熱物性計測は藤井武則博士、尾中敬教授(東京大学)にそれぞれご協力いただきました。

参考文献

- 1) Nakagawa T. et al., Proc. SPIE. 9143, 91431I, 2014.
- 2) Sugita H. et al., Cryogenics, 50(9), pp. 566-571, 2010.
- 3) Matsuhara H. et al., Proc. SPIE. 8442, 84423U, 2012.
- 4) Castel D. et al., Proc. SPIE. 8450, 84502P, 2012.
- 5) Enya K. et al., Cryogenics, 52(1), pp. 86-89, 2012.
- 6) Shinozaki K. et al., Proc. SPIE. 9143, 914349, 2014.
- 7) Mitani S. et al., Proc. GNC 2014, 2014.
- 8) Shinozaki K. et al., Physics Procedia, 2014. (in press)
- 9) Mizutani T. et al, Proc. SPIE. 9143, 91431L, 2014.
- 10) 安田 他, 宇科連 58, 1G14, 2014.
- 11) 水谷 他, SEC'13, B01, 2013.
- 12) 小松 他, 宇科連 56, 1O13, 2012.