

# 熱伝導率の高いグラファイトシートを用いた宇宙展開フェーズドアレイ構造の開発

代表研究者 坂本 啓  
共同研究者 白根 篤史

東京科学大学 工学院 教授  
東京科学大学 工学院 准教授

## 1 概要

本研究では、6U 級小型人工衛星への搭載を想定した、アクティブフェーズドアレイアンテナ用の軽量・展開型構造を開発した。提案構造は、17~21 GHz のダウンリンク帯および 27~31 GHz のアップリンク帯の Ka 帯通信に対応し、高出力かつ高集積化が進む次世代アクティブアンテナにおける課題である熱設計の困難さの問題解決を図るものである。高い熱伝導性を有するグラファイト系材料を主構造材とし、薄く軽量かつ折り畳み可能な設計により、打上げ時には高い収納性を確保しつつ、展開後には熱設計要求を充足する構成を実現した。提案構造の有効性を評価するため、軌道上運用を想定した数値熱解析と、プロトタイプを用いた熱真空試験を実施し、熱設計および材料選定の妥当性を確認した。また、熱制御機能を担う代替候補として、軽量・高い熱伝導・折り畳み性を備えた複数の材料の性能を比較・検討し、展開型宇宙構造に適する材料特性を明らかにした。これらの成果は、今後の小型衛星コンステレーションにおける高性能通信システムの実現に資する基盤技術となる。

具体的には下記の3つのステップを実施した。(A) 申請者らの先行研究で開発した手法を用い、本課題に対応するための高い熱伝導性を有する展開構造物の設計パラメータ空間を探索しプロトタイプの構成を決定した。(B) グラファイト製アンテナプロトタイプの製造手法を開発した。(C) 受動的熱制御の実現可能性を数値解析と熱真空試験で評価した。以上により、実現可能な宇宙展開式アクティブフェーズドアレイアンテナ構造の設計解を見出すことができた。

## 2 背景と目的

本研究は熱伝導性に優れ軽量のグラファイトシートを主たる構造体として用い、ビームフォーミング集積回路(BFIC)を搭載し折り紙のように畳んで収納する、これまでにない軽量・高収納率の Ka 帯宇宙用フェーズドアレイ展開構造の実験モデルを構築/評価し、新たな宇宙アンテナ構想を提示するものである(図 2.1)。グラファイトシート構造上に第5世代(5G)通信向けミリ波無線機を配置し、小型衛星内に収納できる容積に折り畳む。軌道上で伸展式ブームを伸展することで展開構造が平面に展開する。このフェーズドアレイ展開構造技術は、小型衛星コンステレーション(群衛星)を用いた5G非地上系ネットワークを構築するための基盤技術となりうる。

上記を達成するために克服すべき課題が大きく分けて3つある。まず、1) グラファイトシートはもろい材料であり、折り紙のように畳んだ時の折り線部で損傷する。その損傷を避けるため必要な曲率を維持する設計を要する。次に、2) 小型衛星の太陽電池パネルでの発電を考慮し、必要な電力を確保しつつ、アレイ電波照射によるBFICの発熱をグラファイト系材料によって拡散する受動的熱制御の実現可能性を数値解析モデルおよび熱真空試験で検証することである。最後に、3) 薄肉の展開構造が宇宙での展開後に完全な平面となることは期待しにくいいため、非平面度をビームフォーミングICの位相制御機能(図 2.2)により補償する技術が求められる。本研究は1)~2)の課題解決を、解析とプロトタイプ作成・地上実験を通し実現するものである。3)については後述の HELIOS-R ミッションにおいて解決を実証できる見込

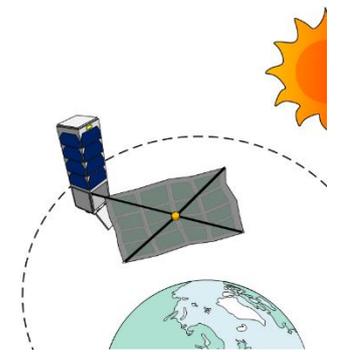


図 2.1 宇宙展開フェーズドアレイ構造概念図

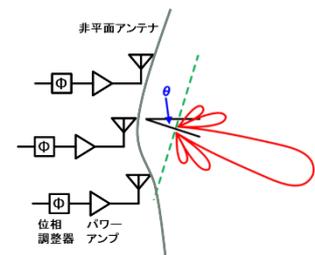


図 2.2 ビームフォーミング IC の位相調整による非平面補償

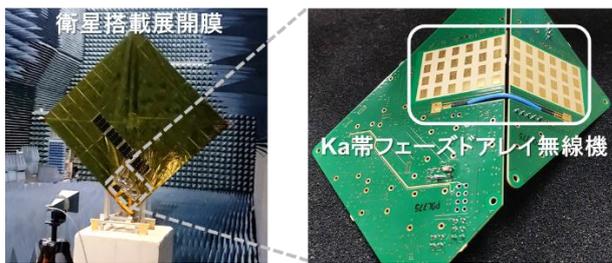


図 2.3 JAXA 革新的衛星技術実証 3 号機に搭載された HELIOS の「5G ミッション機器」(白根, 2022)

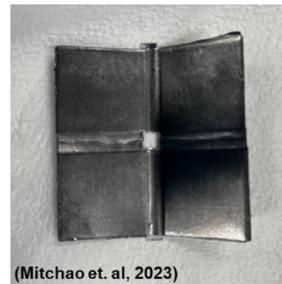


図 2.4 グラファイトシート 5 層積層の折り紙構造(Mitchao, Sakamoto, 2023)

構造様式→	リジッドなパネル構造  Ref. [5]	展開膜を用いた従来構想  Ref. [3] [6]	本提案「グラファイトシートを用いた宇宙展開フェーズドアレイ構造」 
50cm×50cm サイズ実現時の質量と収納サイズ	約2kg、 50cm×50cm ×15cm程度 (小さく折り畳めない)	約2kg、 20cm×20cm×20cm程度 (平面度維持のために、大きな展開機構と支持構造を要する)	約1kg、 15cm×15cm ×10cm程度 (折り紙のように畳め、かつ平面度を要求しないので展開機構が小型)
熱制御	厚い構造体を活用したがつて軽量化は困難)	熱制御検討なし(薄肉構造は熱容量が小さいため原理的に熱制御が困難)	グラファイトシートを構造材料とする新アプローチ

図 2.5 提案する「グラファイトシートを用いた宇宙展開フェーズドアレイ構造」の位置づけ

みである。

著者らはカーボン複合材の弾性力を用いて膜を展開/展張する宇宙膜構造様式を提案し、軌道上実証衛星 OrigamiSat-1 を作り上げた (2019 年 1 月打ち上げ)。OrigamiSat-1 では、10cm×10cm×34cm の筐体から 1m×1m の正方形膜を展開する。膜の収納性を高めるために伸縮性のある「平織りの織物膜」を用いていた。現在、2025 年度中の打ち上げを目指し、2 層式展開膜をリフレクトアレイアンテナとして用いる衛星 OrigamiSat-2 を開発している。その展開リフレクトアレイアンテナ開発と並行し、著者らは、Ka 帯フェーズドアレイ無線機を宇宙展開膜上に搭載する宇宙実証機 HELIOS-5G を作り上げた (図 2.3) が、2022 年 10 月イプシロンロケット 6 号機での打ち上げ失敗により一度は機器が失われた。それでも再チャレンジ課題に採択され、HELIOS-R と改名して、OrigamiSat-2 と同時の再打ち上げを予定している。ただし、この HELIOS および HELIOS-R の 5G 基板は BFIC の発熱量が大きいため、長時間動作をさせることができないことが、解析と地上実験から明らかになっている。そこでさらに次の宇宙実証を見据え、熱伝導性に優れたグラファイトシートを積層して展開構造を構築するという宇宙展開構造物の概念を、新たに考案した。

本研究における問題解決の鍵は、機械系と電気の協業である。図 2.3 に示した宇宙実証機器 HELIOS-5G を共同開発したチームワークを活用して、下記の 3 つの方法を実施する。すなわち、まず(A) 申請者らの先行研究で開発した手法を用い、本課題に対応するための高い熱伝導性を有する展開構造物の設計パラメータ空間を探索する。次に、(B) グラファイト製アンテナプロトタイプの製造手法の開発を行う。最後に、(C) 受動的熱制御の実現可能性を数値解析と熱真空試験で評価する。HELIOS-5G では 4cm×10cm サイズであったアレイを、本研究では 40cm×40cm に拡張し、ラジエータも含め 67cm×67cm の構造を収納・展開する。本研究の成果を、宇宙実証実験の計画へ活用する。

100kg 以下の超小型衛星は、数トン級の従来の衛星と比較し開発/打ち上げコストが著しく低く、宇宙利活用を拡大しつつある [1]。例えばフィンランド Aalto 大学発ベンチャーは合成開口レーダーを搭載した海洋監視サービスを準備している [2]。しかし大きな開口面積を持つアンテナを超小型衛星に搭載するためには、軽量で高収納率な展開構造を小型な機構により収納保持・展開を実現する技術が求められ、現状 30cm×30cm 程度の展開パネル構造しか実現していない [5]。

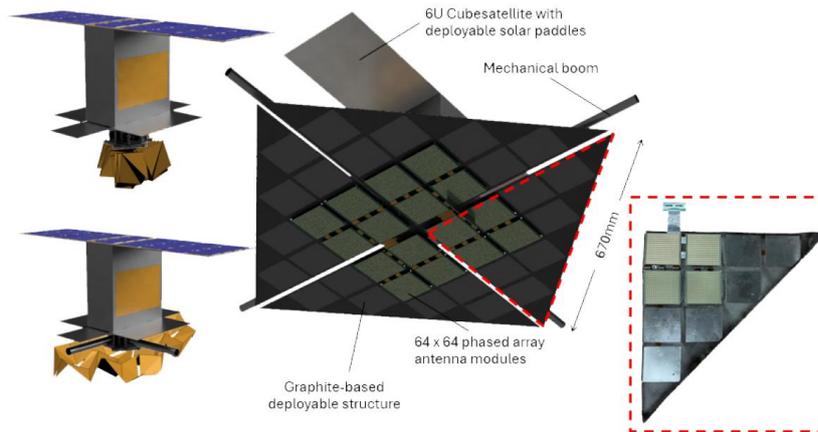


図 3.1 6U CubeSat 級衛星バス向けアクティブフェーズドアレイ構造の概念設計[8]

Material	Thermal Diffusivity* ( $m^2/s$ )	Plastic Deformation (Crease Line)	Young's Modulus (GPa)	Notes
Graphite Fiber	$1.8 \times 10^{-4}$	No	710	Requires treatment
Graphite Sheet	In-plane: $1.0 \times 10^{-3}$ Out-plane: $3.5 \times 10^{-6}$	No	In-plane: 50 Out-plane: 3	Crack formation - performance degradation
Copper Foil	$1.12 \times 10^{-4}$	Yes	110	Small radius curvature, high mass
Aluminum Foil	$6.9 \times 10^{-5}$	Yes	70	Small radius curvature, low thermal conductivity

\*A higher thermal diffusivity indicates faster heat transfer and lower thermal inertia.

表 3.1 材料比較：折り畳み性と熱伝導性能のバランス[8]

米国を中心に、薄膜を構造部材とする宇宙アレイアンテナが提案されてきた[3, 6]。しかしアレイアンテナが求める平面度を膜で実現するためには剛性の高い支持構造を要し、支持構造を精度よく宇宙で展開させることは困難であることから、いまだ宇宙実証は為されていない。また、薄肉構造上での熱制御をして長時間無線を実現する研究も極めて限定的である。図 2.5 に先行研究との比較をまとめる通り、本研究はこの課題解決に新たなアプローチを示すものである。

### 3 宇宙展開フェーズドアレイ構造の概念設計

まず、2章に述べた通り、(A)高い熱伝導性を有する展開構造物の設計パラメータ探索による概念設計、を実施した。

#### 3-1 回帰モデルを用いた設計パラメータの探索

発生熱量の多いビームフォーミング集積回路(BFIC)を薄い部材上で動作させる宇宙展開構造は前例がなく、成立する設計解の探索が非常に困難である課題があった。そこで本研究では設計解が存在する設計パラメータ空間を、申請者らの先行研究[7]で開発した手法を用い、下記の手順で数値解析により探索した。

- 1) 展開アンテナ構造設計のパラメトリックモデルの作成： BFIC の発熱量、厚さ方向の層構成、層の熱光学特性および熱伝導性、厚さ、広がり方向のサイズ、形状という設計パラメータを抽出し、それらのパラメータが可変な有限要素モデルを熱解析ソフト Thermal Desktop を用いて構築した。
- 2) 有限要素解析を用いた回帰モデルの作成： 「実験計画法」を用いて、パラメータ空間の回帰モデルを作成した。この回帰モデルを用いることにより、計算負荷の高い有限要素解析数を減らしながら設計パラメータの組合せによる展開アンテナ構造の熱制御性能を評価できるようにした。
- 3) プロトタイプに適切な設計パラメータの抽出： 以上の設計探索結果を用い、一辺 670mm の正方形の

展開アンテナ設計を初期プロトタイプとして製作することとした。グラファイトシートとグラファイトファイバー織物を組合わせた構造とする。

### 3-2 本研究のプロトタイプで仮定する衛星の構成

上述の過程を経て、軽量で展開可能な柔軟フェーズドアレイアンテナ構造の概念設計結果を下記に示す。図 3.1 に概念図を示すこの設計は、Ka バンドミッションの宇宙実証に特化しており、6U 級衛星バスへの統合を想定している。提案する構造は三浦折りパターンに従って折り畳みすることで効率的な収納が可能であり、アクティブフェーズドアレイアンテナ基板が直接、展開構造上に実装されるように設計されている。この衛星ミッション概念を元に下記の通り展開構造の初期プロトタイプの概念設計を進めた。

展開構造は、完全に展開された際に 670 mm × 670 mm に伸展するよう設計され、厚みを最小限に抑え効率的な平面折り畳みを可能にする三浦折りパターンを活用する。この構造はグラファイト系材料から構成される複合設計であり、コアには±45°に配向されたグラファイトファイバー織物が用いられ、折線に沿った折り畳みを可能にするよう、折り畳み性と柔軟性が考慮されている。コアの上面と下面には、89 mm × 83 mm の 3 層グラファイトシートラミネートが均一な間隔で接着されており、三浦折りパターンとの干渉を避けるように配置されている。

設計思想として、軽量構造、熱効率、および展開の容易さの間で最適なバランスを達成することを目指した。これらは展開型宇宙アンテナにとって重要な検討項目である。打ち上げコストを最小限に抑えるためには、重量と収納体積の削減が不可欠である。銅は優れた熱伝導性を提供するが、そのかなりの重量は本用途にとって不利な選択肢となる。アルミニウムはより軽量であるものの、グラファイト系材料ほどの軽量特性は達成しない。グラファイトファイバーはアルミニウムに匹敵する熱伝導率をより少ない質量で提供し、グラファイトシートはより高い熱伝導率を提供し、体積を増やすことなく効率的な受動的熱制御を可能にする。

表 3.1 は、評価対象の材料と評価結果を示す。その折り畳み性と伝熱性能間のトレードオフを示している。熱伝導率、塑性変形特性、ヤング率、および実用的な検討項目を含む主要なパラメータが示されており、宇宙用途における展開構造に対する各材料の適合性に関する情報を示している。銅やアルミニウムといった金属は、極端な熱サイクル下での膨張と収縮により長期的な劣化を受けやすいが、グラファイト系材料は卓越した耐性を示す。劣化の少なさ、軽量特性、および熱伝導性能の組み合わせは、次世代宇宙アプリケーションの厳しい要求に対応し、展開構造に必要な信頼性と機能性を提供する可能性を示唆している。

## 4 グラファイト製アンテナプロトタイプの製造手法の開発

本研究では次に「(B) グラファイト製アンテナプロトタイプの製造手法の開発」に取り組んだ。

### 4-1 初期プロトタイプの作成

グラファイトシートとグラファイトファイバー織物を組合わせた展開式アンテナプロトタイプを作成した。図 3.1 の概念図に示す通り、正方形構造の 1/4 部分を製造した。また、その設計を模擬する紙製のプロトタイプ

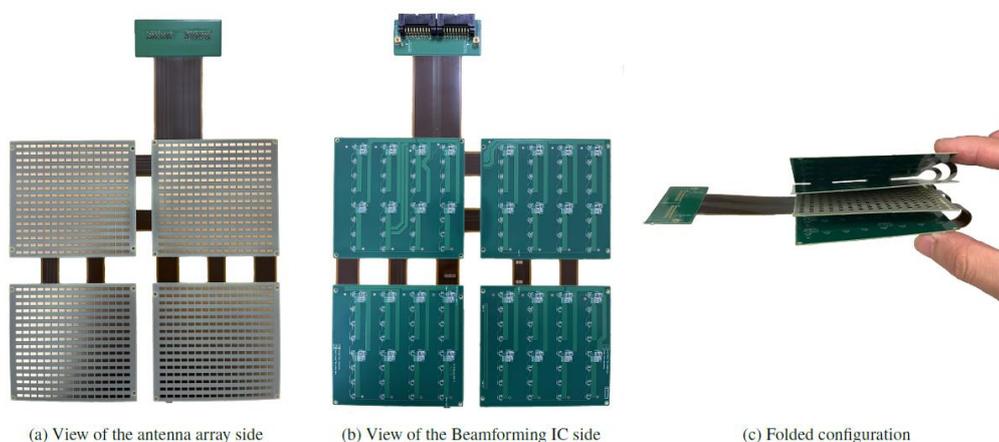


図 4.1 熱設計評価用に試作した剛/フレキシブルアンテナの展開時および折り畳み時の構成[8]

イプを用い、折り畳んで収納できる機能、4 隅に張力をかけることで展開できる機能、についても評価した（結果を論文投稿中である）。

#### 4-2 ダミー電気回路の搭載

ハーネス（配線）の設計検討を行い、ハーネス部分のみの製作を行った。次に、後述の熱真空試験で発熱を模擬する素子を基板上に搭載したダミー電気回路を製造した。これらを上記の展開構造初期プロトタイプに搭載した。

本研究で検討する非平面フェーズドアレイアンテナは、Ka バンド周波数帯で動作し、ダウンリンク周波数 17~21 GHz、アップリンク周波数 27~31 GHz へ対応する。この設計は、東京科学大学が開発した高度な非平面フェーズドアレイ送受信技術 [9,10] を基盤としている。革新的な設計アプローチとして、剛性が高くかさばる機械部品に依存せず、電気な補償技術を活用することで、展開構造の寸法誤差や低平面度に対応する。送受信機は、電気的な調整によって機械的な不完全性を補正することで性能を向上させ、機械部品に対する精密な要求を低減する。

現在の設計は、剛性およびフレキシブルなプリント基板（PCB）を組み合わせ、展開型宇宙用途に理想的な軽量で折り畳み可能な構成を実現している [11]。アンテナは、それぞれ 89 mm × 83 mm の 16 枚の剛性 PCB で構成される。各ボードの一面には図 4.1a に示す 16 × 16 のアレイアンテナ素子があり、その反対側には図 4.1b に示すようにビームフォーミング集積回路（BFIC）が搭載されている。各 BFIC は動作中に約 500 mW を消費する。これら 16 枚のボードを組み合わせると、総計 512 個の BFIC を内蔵したフルスケール 64 × 64 のアレイを形成し、約 400 mm × 400 mm の領域全体で合計 256 W の電力消費となる。この多大な発熱は、熱を効率的に構造体へ伝え、最終的に宇宙空間へ放射することを熱設計へ要求する。

16 枚の基板は、モジュール性とコンパクト性を高めるために、それぞれ 4 つのサブアレイを含む 4 つの剛およびフレキシブルモジュールに分割される。これらの基板の剛なモジュールは、BFIC、DC-DC コンバータ、パッチアンテナなどの重要なコンポーネントを収容する 6 層構造で構成され、機能性と熱管理を保証する。フレキシブルな部分は「ブリッジ」と呼ばれ、剛なアンテナ基板間を接続し、4 つのサブアレイ全体にわたる効率的な電力および信号ルーティングを実現する。これらのブリッジは、図 4.1c に示すように、折り畳み性を向上させるために導電層をわずか 2 層で設計されている。層数を減らすことは、効率的な収納に必要な柔軟性を確保するための意図的な選択である。電力および信号分配のために剛な基板とフレキシブルな基板を統合することで、この設計は従来の配線ハーネスの必要性を排除し、重量と複雑さを低減させた。

#### 4-3 改良プロトタイプの作成

後述の 5 章に示す 1 回目の熱真空試験結果の分析から、グラファイトファイバー織物の熱伝導率が見積りより大幅に低いことが明らかになった。そこでグラファイトファイバー織物より折畳み性能は劣るが、熱伝導率が高いグラファイトシートを全面に用いる展開アンテナ構造設計へ設計改良を行った。この時、グラファイトシートの脆弱性を考慮し、折り目部分の曲率を大きく保つ新たな設計を考案し、実装した。本成果を論文投稿中である。

### 5 受動的熱制御の実現可能性の数値解析と熱真空試験による評価

本研究では、(C) 受動的熱制御の実現可能性を数値解析と熱真空試験で評価すること、を実施した。

#### 5-1 数値解析

製造した初期プロトタイプ、および改良プロトタイプそれぞれについて、熱解析ソフト Thermal Desktop により低軌道地球周回での衛星無線運用時の熱解析を行い、提案展開アンテナ構造の熱制御性能を評価した。この解析結果から熱真空試験条件を決定した。

##### (1) 地球周回軌道の条件

熱解析では、高度 540 km の太陽同期低地球軌道（LEO）を想定する。この軌道は、降交点地方時（LTDN）が午前 10 時 30 分に設定されており、これにより衛星は一貫した太陽光照射条件を得られる。軌道面と太陽方向ベクトルとのなす角である  $\beta$  角は、 $30^\circ$  から  $42^\circ$  の範囲と仮定した。この軌道構成は、衛星を地球表面の真上に定期的に配置し、これらの期間中にアクティブフェーズドアレイアンテナの Nadir 指向運用を可能

Parameter	Value
Altitude	540 km
Orbital inclination	97.8°
Beta angle	30°
Attitude	Nadir
Solar flux	1339 $\frac{W}{m^2}$
Albedo	0.34
Earth irradiation	250 $\frac{W}{m^2}$
Heat generation	256 W

表 5.1 熱解析における最悪ケースのパラメータ [8]

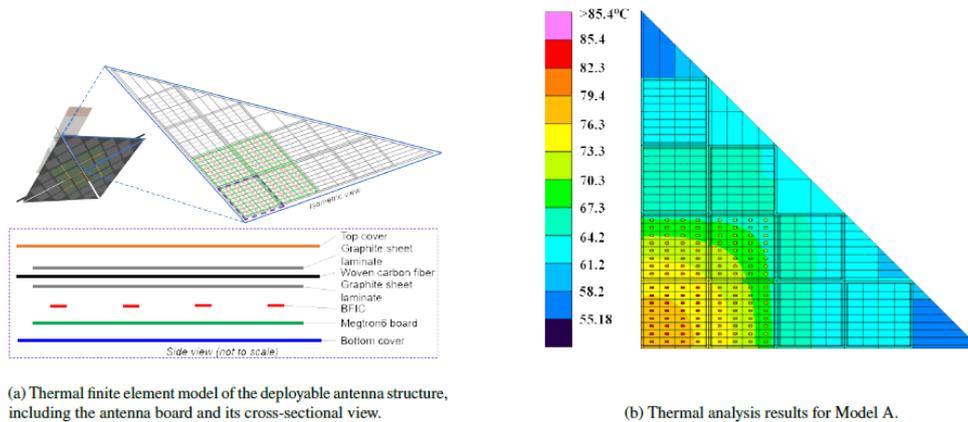


図 5.1 初期プロトタイプ(Model A)の熱解析モデルと解析結果の一例 [8]

にする。モデル化にあたり、宇宙空間は絶対黒体として扱われ、一定の背景温度 4 K を設定する。これは深宇宙の熱条件を反映している。

熱設計は主に、太陽光束、地球反射光（アルベド）、および内部発熱の複合効果によって引き起こされる「ホットケース」、すなわち熱放射における最悪のシナリオに焦点を当てた。設計は、BFIC の指定温度範囲である  $-40^{\circ}\text{C}$  から  $85^{\circ}\text{C}$  内で動作することを実現し、極端な熱条件下でも信頼性の高い性能を保証しなければならない。この段階では「コールドケース」は重大な懸念事項ではないと判断した。これは、搭載電子機器を間欠的に作動させることで、システム温度を許容可能な動作範囲内に維持できるためである。有限要素モデルおよび詳細な熱解析で利用された最悪のホットケースの概要を表 5.1 に示す。

## (2) 熱解析モデルと解析結果

本研究では、展開構造の 4 分の 1 モデルを Thermal Desktop で有限要素モデル化し、系の 2 軸対称性を活用することで計算効率を高めた。軌道運用中のアクティブフェーズドアレイシステム、特に BFIC の温度挙動を予測した。詳細な熱モデルを、図 5.1a に示すように、膜構造、アンテナ基板、電子部品を考慮し、2,705 の節点と 156 の表面で構成した。有限要素モデルは、グラファイトファイバー織物およびグラファイトシートラミネート層の異方性を考慮した。

熱設計では、システム全体の消費電力、重量、および複雑さを増加させる可能性のある能動的な熱制御機器の採用を避けた。その代わりに、軽量で簡素なシステム設計を維持するため、受動的な制御手法を優先した。これには、熱放射のために光学特性を調整した表面カバーの選定や、最小限の質量増加で追加電力を必要とせずに熱放射効率を向上させるための熱界面材料（TIM）の採用が含まれる。

予備解析の結果、持続的な熱負荷条件下で、全 BFIC が軌道サイクル全体を通じて動作している場合でも、グラファイトシートとグラファイトファイバー織物で構成された展開構造は、最適な温度分布を効果的に維持する可能性が示された。最悪ケースの厳しい熱条件下にもかかわらず、構造は BFIC の温度を効果的に制御し、図 5.1b に示すように、重要な動作範囲である  $55^{\circ}\text{C}$  から  $85^{\circ}\text{C}$  を維持した。

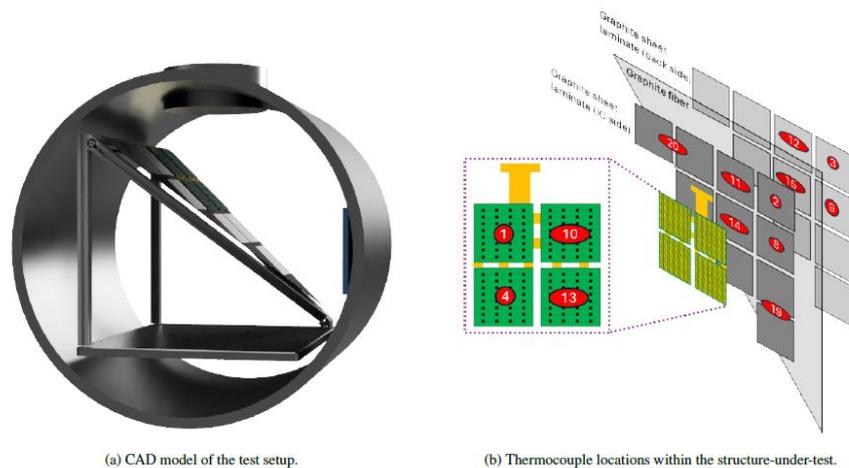


図 5.2 初期プロトタイプ熱真空試験の構成[8]

### 5-2 第 1 回熱真空試験

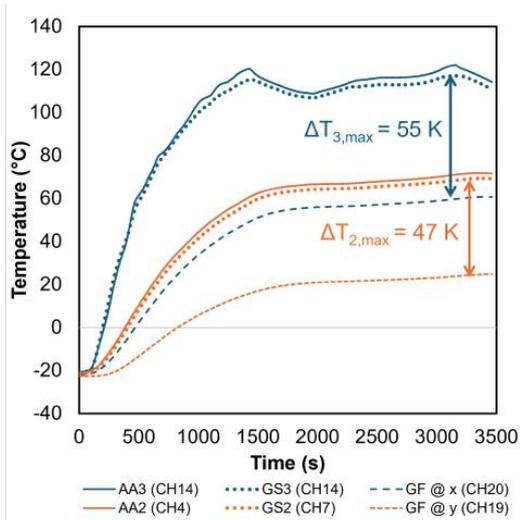
前述の数値解析の妥当性を確認する目的で、2024 年 7 月 8～10 日に名古屋大学の熱真空槽を用いて初期プロトタイプの熱制御性能を評価した。基本的な試験はできたが、試験途中で熱真空槽が故障する不具合があり、部分的な実施のみに留まった。その部分的な結果から、グラファイトファイバー織物の熱伝導率が見積りより大幅に低いことを明らかにした。下記に実験の詳細を記す。

#### (1) 熱真空試験セットアップ

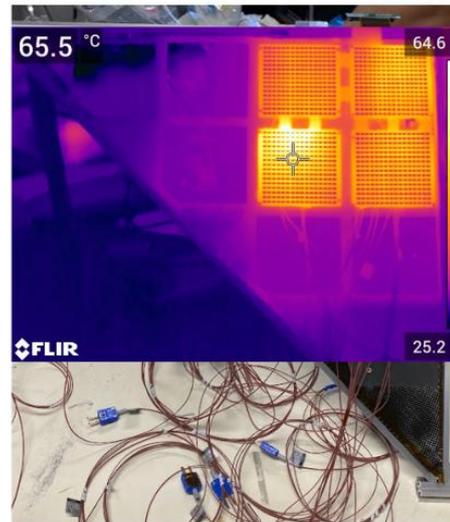
直径 600 mm の真空チャンバー内で試験を実施した。このチャンバーには、宇宙の低温・真空条件を模擬するのに十分な、 $-80^{\circ}\text{C}$  から  $80^{\circ}\text{C}$  の環境温度範囲を作り出せる冷凍システムが備わっている。試験セットアップは、図 5.2a に示すように、展開構造の 4 分の 1 とアンテナ基板の 4 つのサブアレイを収容するために設計した治具によってチャンバーテーブルに固定された。被試験構造体 (SUT) は、SUT と治具間の熱伝導を最小限に抑えるため、PEEK 素材製の絶縁ボルトとナットを用いて治具に取り付けられた。一方、熱の放射を最小限に抑えるため、SUT をアルミ蒸着 PET フィルムで覆い、SUT とチャンバー壁間の熱交換を低減した。

電力は D-Sub コネクタを介してチャンバーのインターフェースから供給された。試験全体を通じて、4 つの専用電源をそれぞれのサブアレイに割り当てた。試験手順は、まず各基板を個別に通電して独立した制御と機能を検証し、次にすべての基板を同時に通電してシステム動作の影響を評価することから始めた。真空条件を開始する前に、周囲環境で予備的な通電試験を実施し、システム全体の機能を確認した。しかし、1 つのサブアレイが機能しない不具合があり、それ以降の試験から除外された。

試験フェーズ中の温度変動を監視するため、図 5.2b に示すように、SUT 全体に 20 個の T 型熱電対を配置した。熱電対は、アクティブフェーズドアレイ基板と展開型アンテナ構造の両方の熱挙動を評価するため、主要な領域に配置した。剛・フレキシブル基板には、トランジスタや DC-DC コンバータを含む主要な発熱コンポーネントが搭載されており、サブアレイ内の BFIC の熱出力を再現した。熱電対は、熱伝導を監視するため、上部および下部のグラファイトシートラミネートにも配置された。アンテナ基板と上部グラファイトシート間の熱電対は、熱界面材料 (TIM) を介した剛な基板からグラファイトシートへの熱伝導を測定した。さらに、上部および下部のグラファイトシートラミネートに配置された熱電対を、2 つのラミネートの間にグラファイトファイバー織物コアが位置する状況で、グラファイトシートに沿った一方の表面から他方の表面への熱伝導を評価するために使用した。最後に、熱電対はグラファイトファイバー織物コア内、アンテナ基板から離れた展開構造の端付近に配置され、熱放射性能を評価し、構造全体の温度勾配を監視した。



(a) Temperature measurements recorded during the thermal vacuum test, highlighting key layers: AA (Antenna Array Board), GS (Graphite Sheet), and GF (Graphite Fiber).



(b) Electrical check conducted before placing the jig with the SUT into the thermal vacuum chamber.

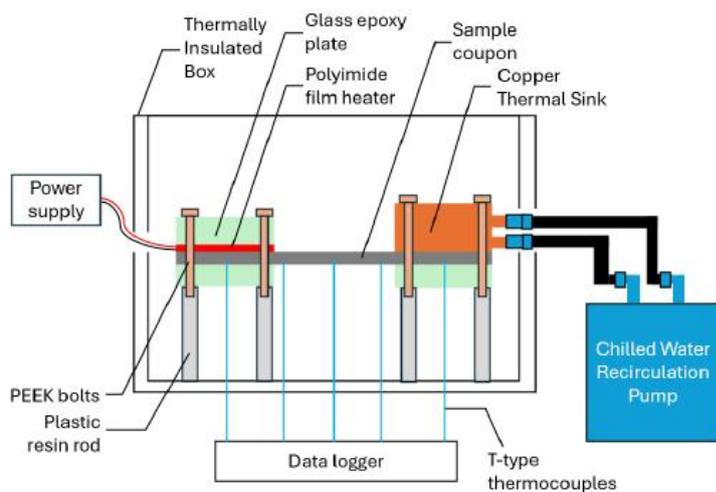
図 5.3 初期プロトタイプによる熱真空試験の結果 [8]

## (2) 実験試験結果

図 5.3a に熱真空試験結果を示す。一体型グラファイトシートラミネートとグラファイトファイバー織物構造上に搭載されたアンテナ基板の温度履歴を描いている。結果は、アンテナ基板とグラファイトシートラミネート間の温度差が最小限であり、その温度履歴が密接に一致していることから、効果的な熱伝導が実証された。この挙動は、約  $40 \text{ W/m}\cdot\text{K}$  の垂直伝導率を持つ熱界面材料 (TIM) の使用によって強化された、垂直方向の高い熱伝導率に起因する。TIM の適用により、層間の熱抵抗が大幅に低減され、熱伝導率が向上した。この効果は 4 つのサブアレイすべてで一貫して観察され、垂直熱伝導を促進する TIM の有効性が示された。

対照的に、グラファイトラミネートとグラファイトファイバー織物間の温度差は著しく大きく、展開構造の面内における熱伝導率の不均衡が明確となった。試験では、X 軸に沿って約 55 K、Y 軸に沿って約 47 K の最大温度差が記録された。測定距離がほぼ同一であるにもかかわらず、これらの温度勾配にばらつきが見られるのは、グラファイトファイバー織物の  $\pm 45^\circ$  の繊維配向が熱分布に影響を与えていることを示している。

図 5.3b の熱画像は、熱真空試験前の常温環境で実施された電気チェック中の被試験構造体 (SUT) 全体



(a) Diagram of setup



(b) Actual setup

図 5.4 展開構造の構造要素の熱伝導率計測 [8]

の温度分布を示す。4つのサブレイで構成された SUT は、低電流で給電されている。すでに局所的な発熱パターンが現れている。最も高温の領域は数分以内に最大温度 65.5°C に達したが、基板に通電後数分経過しても、展開構造の周囲領域は低温のままであった。

この結果は、グラファイトファイバー織物の面内放熱能力の限界を示している。さらに、試験結果は、熱設計における繊維配向の考慮の重要性を顕著に示している。数値解析において、異方性熱特性を繊維方向を考慮せずに設定していたことが不適切であり、実験結果が熱解析から導かれた期待値と大きく乖離する結果となった。この不一致は、材料固有の特性だけでは面内方向の熱伝導要求を満たせないことを示しており、熱設計の再評価が必要である。この課題に対処するためには、展開型膜構造の熱効率を向上させるための代替材料の検討が重要とわかる。

### 5-3 熱伝導率の計測

展開構造に用いる主要材料については、カタログの材料パラメータを用いるのではなく、構造要素として熱伝導率を計測することが重要であるとわかった。そこで本研究では熱伝導率の計測装置を in-house で製作し複数の候補構造要素についてパラメータを計測した。

#### (1) 計測セットアップ

熱伝導率などの様々な構造要素の熱特性を制御された環境下で評価するために開発した熱実験セットアップを図 5.4 に示す。実験セットアップは、外部環境要因の影響を軽減するため、断熱された箱内に収められている。対流による熱伝達を最小限に抑えるため、箱の内部をポリスチレンビーズで満たした。

#### (2) 熱伝導率計測結果

試験は、ステンレス、アルミ箔、±45°グラファイトファイバー織物、Super HTE™銅箔（三井金属株式会社

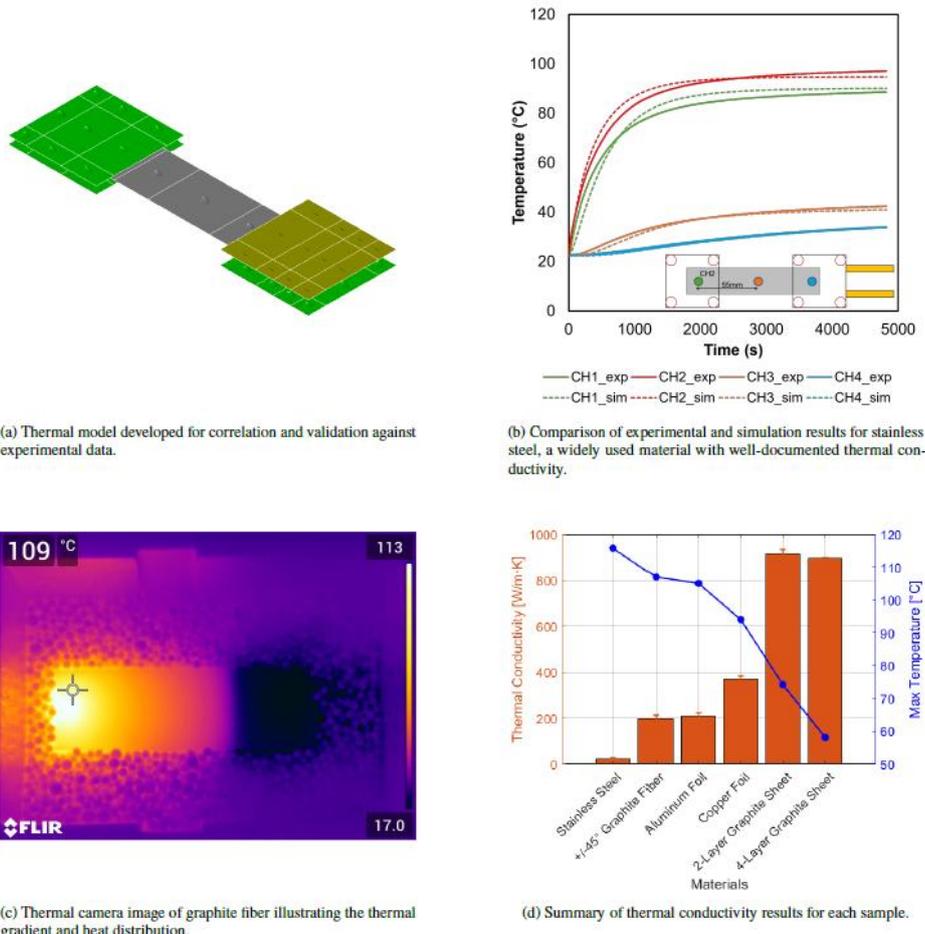


図 5.5 熱伝導率計測の計測結果 [8]

社が開発した高柔軟性箔)、およびカネカ株式会社製グラファイトシートラミネート (2層構成と4層構成)の6種類の材料で実施した。各サンプルは150 mm × 30 mmに切断されている。この測定の目的は、アクティブフェーズドアレイアンテナを搭載する展開型アンテナ構造のための材料選定を可能にするため、各材料からなる構造要素の熱特性を評価・比較することである。

ステンレスはその熱特性が十分に文書化されているため、最初に試験し基準として用いる。図5.5aには、実験結果を相関させ検証するために開発された熱モデルを示す。図5.5bから、ステンレスの経時的な温度履歴を示し、実験データと数値解析結果がよく一致していることがわかる。図5.5cに、試験中にサーマルカメラで撮影されたグラファイトファイバー織物の画像を示す。図5.5dに試験された全サンプルの熱伝導率結果をまとめる。グラファイトシートは、試験された材料の中で最も高い熱伝導率を示し、その値は870から934 W/m・Kの範囲であった。アルミニウムと銅は、それぞれ約220 W/m・Kと380 W/m・Kの平均熱伝導率を示した。グラファイトファイバー織物はアルミ箔に匹敵する約200 W/m・Kの熱伝導率を示した。ステンレスは評価された材料の中で最も低い熱伝導率を示した。グラファイトファイバー織物に関する試験では、繊維の配向がその実効熱伝導率に大きく影響した。

以上の結果から、グラファイトファイバー織物の採用を取りやめ、展開構造全体をグラファイトシートラミネートにより構成した改良プロトタイプを製造・評価することとした。

#### 5-4 第2回熱真空試験

2025年3月24～27日に再び名古屋大学の熱真空槽を用い、改良プロトタイプの熱制御性能を評価した。設計改良が有効であることが検証でき、目標の性能を持つ宇宙展開アンテナが実現可能であると示す結果を得た。この結果をジャーナル論文として投稿準備中である。

## 6 成果のまとめと今後の展望

本研究は熱伝導性に優れ軽量なグラファイトシートを主たる構造体として用い、ビームフォーミング集積回路(BFIC)を搭載し折り紙のように畳んで収納する、これまでになく軽量・高収納率のKa帯宇宙用フェーズドアレイ展開構造の実験モデルを構築/評価し、新たな宇宙アンテナ構想を提示するものである。具体的には下記の3つのステップを実施した。(A) 申請者らの先行研究で開発した手法を用い、本課題に対応するための高い熱伝導性を有する展開構造物の設計パラメータ空間を探索しプロトタイプの構成を決定した。(B) グラファイト製アンテナプロトタイプの製造手法を開発した。(C) 受動的熱制御の実現可能性を数値解析と熱真空試験で評価した。以上により、実現可能な宇宙展開式アクティブフェーズドアレイアンテナ構造の設計解を見出すことができた。今後はこの研究成果を活用した宇宙実証機の開発を行う。

### 【参考文献】

- [1] 内閣府, 「宇宙産業ビジョン 2030」, 2017.
- [2] Aalto News:  
<https://www.aalto.fi/news/aalto-born-iceeye-receives-seven-figure-sum-in-funding-for-its-first-satellite>
- [3] M. C. Lou, et al., Development of an inflatable space synthetic aperture radar, AIAA-98-2103, 1998.
- [4] P. Nayeri, et al., "Beam-Scanning Reflectarray Antennas," IEEE Antennas and Propagation Magazine, Aug. 2015.
- [5] R. Hodges, et al., "Novel Deployable Reflectarray Antennas for CubeSat Communications," IEEE MTT-S International Microwave Symposium, 2015.
- [6] J. N. Footdale, et al., "Static Shape and Modal Testing of a Deployable Tensioned Phased Array Antenna," AIAA 2012-1395, 2012.
- [7] D. Mitchao, T. Totani, H. Sakamoto, "Thermal design exploration of flexible and lightweight antenna structures through design of experiments," Applied Thermal Engineering, Vol. 264, Apr. 2025. <https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2024.125323>

- [8] D. P. Mitchao, H. Hayashi, Y. Narukiyo, A. Shirane, H. Sakamoto, Y. Nishikawa, "Thermal Evaluation of Flexible Graphite-Based Deployable Structures for Phased Array Antennas," AIAA 2025-0620, AIAA Spacecraft Structures Conference, SciTech2025, Orlando, FL, USA, Jan. 6-10, 2025. <https://doi.org/10.2514/6.2025-0620>
- [9] You, D., Takahashi, Y., Takeda, S., Moritani, M., Hagiwara, H., Koike, S., Lee, H., Wang, Y., Li, Z., Pang, J., Shirane, A., Sakamoto, H., and Okada, K., "A Ka-Band 16-Element Deployable Active Phased Array Transmitter for Satellite Communication," 2021 IEEE MTT-S International Microwave Symposium (IMS), 2021, pp. 799–802. <https://doi.org/10.1109/IMS19712.2021.9574795>
- [10] You, D., Xi, F., Herdian, H., Wang, X., Narukiyo, Y., Fadila, A. A., Lee, H., Ide, M., Kato, S., Li, Z., Wang, Y., Awaji, D., Pang, J., Sakamoto, H., Okada, K., and Shirane, A., "A Ka-Band 64-Element Deployable Active Phased-Array TX on a Flexible Hetero Segmented Liquid Crystal Polymer for Small Satellites," IEEE Microwave and Wireless Technology Letters, Vol. 33, No. 6, 2023, pp. 903–906. <https://doi.org/10.1109/LMWT.2023.3264810>
- [11] Hayashi, H., Narukiyo, Y., Mitchao, D., Takeda, Y., Kato, S., Suk, S. Y., Sakamoto, H., You, D., Okada, K., and Shirane, A., "Power Supply and RF Signal Routing Architecture Design for Ultralight Deployable Ka-Band Active Phased-Array Transceivers," Proceedings of the 2024 Small Satellite Conference, Utah State University, 2024. URL <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2024/all2024/43/>

#### 〈 発 表 資 料 〉

題 名	掲載誌・学会名等	発表年月
Thermal Evaluation of Flexible Graphite-Based Deployable Structures for Phased Array Antennas	American Institute of Aeronautics and Astronautics, SciTech 2025 Forum	2025 年 1 月 6-10 日