搭載パネルをヒートパイプ付ヒートシンクとしている。放熱は、VCHPにより放熱面まで発生熱量を輸送して行く。VCHPの放熱フィンには温度制御性能を向上させるためにスリットが入っている。発生熱量が小さい機器は直接に放熱フィン上にブランケットを介して取り付けられる。このようにすると、VCHPの使用に際しての実装性をよくすることができる。ここに使用される能動熱制御素子技術は、わが国においてもETS-ⅢのATC(能動式熱制御実験装置)により飛ばし実験が行われ、いよいよ実用化のための開発に着手する段階である。

また、将来の開発課題として、消費電力量がさらに大幅に増加する場合の対処法について考えると、従来、発生熱量がたかだか 400 W/m^2 であったものが、衛星の搭載面積が制約されて2~3倍の発生熱量となった場合には、これまでのヒートシンクでは限界となり、展開型ラジエータによる放熱面積の増加や、ヒートポンプ方式により放熱温度を上昇させて排熱効率を向上させる方法などが検討の対象になる。展開型ラジエータの要素技術としては、有人宇宙船の温度制御で行われている液体ループシステム、ヒートパイプ、およびフレキシブルな熱伝導ジョイントの開発などが要求される。ヒートポンプ方式の開発には、小型で軽量な高信頼度の圧縮機やポンプの開発が必要である。このような液体ループシステムでは、制御温度に応じた最適な熱管理システム構成が必要であり、信頼性、長寿命化、流星塵に対する対策が重要となる。

5. む す び

通信衛星や放送衛星の実用化が進められ、ミッション通信機の大容量化が、衛星の熱制御方式を従来の受動型方式から性能をいっそう向上させる能動型方式の採用へ変換しつつある。また、多チャンネルの通信機の搭載に適した衛星の形状設計に当たっては、排熱方法を十分に考えた設計であることがいっそう重要となった。今後、能動式熱制御素子の技術を高度化するとともに、解析精度の向上、地上試験法の確立、コンタミネーションや劣化対策を万全なものとする必要がある。

参 考 文 献

- 1) GULPEN, J.: Future Trends in Communication Spacecraft Thermal Control, Proceedings of an International Symposium on Spacecraft Thermal and Environmental Control Systems (Oct. 1978).
- 2) STÜMPFEL, D.: OTS Thermal Design and In-Orbit Assessment, Proceedings of Spacecraft Thermal and Environmental Control System Symposium, ESA SP 139 (Nov. 1978).
- 3) LIEBLEIN, S.: Analysis of Temperature Distribution and Radiant Heat Transfer along a Rectangular Fin, NASA TN D-196 (1959).
- 4) GROVER, M., COTTER, T. P. and ERIKSON, G. F.: Structure of Very High Thermal Conductivity, J. Appl. Phys., Vol. 35 (1964), p. 1990.
- 5) COTTER, T. P.: Theory of Heat Pipes, Los Alamos Scientific Lab. Report LA-3246-MS (Feb. 1965).
- 6) MARCUS, B. D.: Theory and Design of Variable Conductance Heat Pipes, TRW 13111-6027-RO-00, Contract NAS-2-5503 (April 1971).

— 特 集 —

トラス式大型アンテナ展開機構の開発*

柏 原 拓**・地 崎 望**
下 村 厚 志**・浅 田 正 一 郎***
加 藤 英 彦***

Key words: Remote sensing; antenna; structure

1. ま え が き

合成開口レーダ (SAR), マイクロ波放射計, レー

* 昭和57年10月26日, 第26回宇宙科学技術連合講演会にて講演。昭和57年12月11日原稿受理 Development of a Deployable Truss for the Large Planar Antenna

** 日本電気(株) Hiromu KASHIHARA, Nozomu CHIZAKI and Atsushi SHIMOMURA

*** 三菱重工業(株) Shoichiro ASADA and Hidehiko KATO

ダ高度計等のマイクロ波センサは地球観測の有力なセンサとして将来ますます重要性が増すとともに、これらのセンサに要求される機能、性能もより高度なものになっていく。とくに高分解能を得ようとするればアンテナは大開口径のものとなり、たとえば SAR では約 $2 \text{ m} \times 12 \text{ m}$ の平面アンテナが、またマイクロ波放射計では 10 m から 100 m にも及ぶ大開口径アンテナが必要となる。これらの大型アンテナの機械的要求条件

は軽量、高剛性かつ低熱歪であることに加えて、打上ロケットのフェアリング内に収納できるように折畳みが可能な展開構造でなければならない。

宇宙空間において使用される展開構造物としてはわが国においては太陽電池パドルに代表される平板構造のものしか実例がなく、将来型センサあるいは宇宙プラットフォーム等の大型宇宙構造物の実用化のためには軽量化の点で優れた展開型トラス構造体の開発が必要である。そこでわれわれはこのようなトラス式展開機構の開発対象として、まず平面型のアンテナである SAR アンテナをとりあげ、その開発に着手した。このアンテナはパラボラ等の曲面を有するアンテナに比べ比較的簡単な構造であるが、本アンテナ展開機構の開発により得られた成果は展開型トラス構造に共通の技術として、今後あらゆる宇宙構造物に適用できると考えられる。

本報告ではこのトラス式大型アンテナ展開機構の構造概要を説明し、次に実寸大で製作した試作モデルに対する展開試験の結果、およびトラス構造の主要構成部材である CFRP チューブの試作試験結果について述べる。

2. アンテナ展開機構の概要

2.1 目標性能 本開発で目標とするアンテナ展開機構の要求性能を第1表に示す。これらの性能は SEASAT の SAR アンテナ展開機構¹⁾を参考にして設定した。ただし寸法、指向精度、および収納時共振周波数は現在計画が進められている ERS-1 用 SAR の諸元を参考にした。第1表のうち重量、平面度、および展開時共振周波数の目標値はいずれもトラス方式でなければ実現困難な値であり、トラス構造の利点が最大限に発揮された構造である。

2.2 構造概要 第1図、第2図にアンテナ展開機構試作品の外観を示す。第1図は折り畳み時を示し、アンテナはわずか $2.8\text{m} \times 1.7\text{m} \times 0.2\text{m}$ の空間に収

第1図 アンテナ展開機構 (折り畳み時)

第2図 アンテナ展開機構 (展開時)

納することが可能であり、展開時には第2図に示すごとく $2.4\text{m} \times 12\text{m}$ のアンテナ面とアンテナ面に垂直に 0.5m の高さをもつトラスを形成することができる。アンテナパネルは8枚で構成され、各パネルは6点で各パネルの熱変形が影響しないようにトラスに取り付けられている。トラスはパネル2枚ごとに4面体を形成し、それらの頂点をパンタグラフが結合して全体トラスを構成している。トラスを展開する駆動部はパンタグラフの2点に結合された1組のパイプと、トラスの中心に結合された板状の支柱からなり、トラス全体を3点で支持している。

トラスの構成部材は4面体の部分が直径約 12mm のチューブで、パンタグラフ部分は長方形断面のバーである。これらのトラス部材に熱膨張係数が小さく高剛性の CFRP を用いることにより、軽量、高剛性かつ熱歪を小さくすることができる。なお第2図には示されていないが、各パネルへの給電にはエアーストリップラインや同軸ケーブルが使用され、これらはパネル間の空間にトラスとともに折り畳まれる。

2.3 展開方式 トラスの展開はパンタグラフによ

第1表 アンテナ展開機構の目標性能

諸 元	目 標 値
寸 法	
展開時	$2.4\text{m} \times 12\text{m} \times 0.55\text{m}$
収納時	$2.4\text{m} \times 1.6\text{m} \times 0.26\text{m}$
重 量 (パネルを除く)	35kg 以下
平面度 (熱歪を除く)	$\pm 2.5\text{mm}$ 以内
指 向 精 度	
AZ	$0^\circ \pm 0.2^\circ$
EL	$33^\circ \pm 0.2^\circ$
再現性	$\pm 0.1^\circ$ 以内
共振周波数	
展開時	0.5Hz 以上
収納時	35Hz 以上
展開時間	10分以内

第3図 アンテナ展開機構 (展開途中)

第4図 トルクスプリング

るアンテナパネルの展開方向の伸展と、アンテナパネルと垂直な方向へのトラス部材の伸展が同期して行われる。第3図は展開途中の状態を示したもので、パンタグラフの伸展とトラスの開き角度はこれらの結合部4カ所に組み込まれた同期機構によって拘束され、トラス全体の展開が同期する。駆動部は対称な2本の腕が衛星取付部に組み込まれた直流モータ駆動のリニアアクチュエータによって回転し、トラスの中心を支持する板状支柱に対称にパンタグラフを伸展させる。なお衛星取付部とパネル面との角度は折り畳み時は 90° であるが、展開途中は 90° より広がる方向に回転し、展開後はパネルの指向角度が 33° となる位置に設定される。

トラス部材の伸展は第4図に示すトルクスプリングの解放力を利用する。またパンタグラフには伸展後の剛性を得るためのスプリングが組み込まれており、同期機構には回転摩擦に対抗するための弱いトルクスプリングが設けられ、直流モータの駆動トルク軽減を図っている。

3. 試作および試験

3.1 アンテナ展開機構 アンテナ展開機構を構成する要素部品に対する技術検討と、展開後の面精度に応えるための各部品の製作精度、および組立方法の検討を目的として実寸大モデルの製作を行った。したがって実機ではトラス部材にCFRPチューブ/バー、また継手部分にはチタン合金を用いるが、試作はアルミ合金とステンレス鋼を用いた。

この実寸大モデルに対し0G環境を模擬して展開試験を行った。すなわち実機では無重力状態で作動する機構を重力下で試験するために、パネルの吊り下げ、および局所にカウンタウェイトを設けることにより自重による影響の低減を図った。また試験装置と供試体の各支点は相対的に複雑な運動をするため、これらの運動に試験装置から余分な反力を与えないよう配慮した。

展開試験では面精度改善と展開トルク減少を目的として展開機構の要素部品の設計改良を行い、展開トルクを測定することにより展開の原動力となる電気モータ、およびトルクスプリングの必要能力を把握した。また目標性能については平面度、指向精度、展開時間、および剛性の測定を行った。面精度、指向精度については展開状態のアンテナパネルの面外変形をレーザ光を用いて測定した。

試作段階では局所の製作精度に余裕をもたせるために面精度、指向精度の絶対値は目標とし、むしろ再現性に重点を置いて評価を行った。また剛性については実機とは材料の違いによりまったく異なるが、補正により実機構造の剛性を推定した。

3.2 CFRP部材 実機で使用可能な軽量、高剛性、かつ低熱歪のトラス部材の開発を目的としてCFRPチューブの試作を行った。試作CFRPチューブは内径11mm、板厚約0.7mm、長さ1.4mのもので、アンテナ展開機構の実寸大モデルに使用したアルミパイプとほぼ同一寸法のものである。このCFRPチューブに対し熱歪、曲げ剛性、および曲げに対する強度の測定を行った。

4. アンテナ展開機構の試験結果

試作にあたって目標とした性能諸元と、試作品の試験結果およびそれに基づく実機の予想値を第2表にまとめて示す。

4.1 平面度 第2表の結果によれば平面度は ± 2.5 mmの目標値に対して ± 7.5 mmであり、3回の展開による測定値は ± 3 mmのばらつきがある。今回の試作では3節でも述べたように局所の製作精度に余裕を

第2表 アンテナ展開機構の試験結果

		目 標 値	測 定 値	実機予想値
展 開 機 構 重 量*		35kg 以下	77.5kg**	32kg
寸 法	展開時	2.4×12×0.55m	2.4×12×0.55m	2.4×12×0.55m
	収納時	2.4×1.6×0.26m	2.4×1.75×0.2m	2.4×1.6×0.26m
平 面 度	絶対値	±2.5mm 以内	±7.5mm	±2.5mm
	再現性	—	±3 mm	±1 mm
指向精度	AZ	0°±0.2°	0.67°	0°±0.2°
	再現性	±0.1° 以内	±0.26°	±0.1° 以内
	EL	33°±0.2°	32.72°	33°±0.2°
	再現性	±0.1° 以内	±0.3°	±0.1° 以内
展 開 時 間		10 分以内	4 分 43 秒 ±3 秒	5 分～10 分
展開トルク (電力)		—	最大 2.4W	最大 10W

* パネル重量を含まない。なお参考としてアンテナパネルの重量を以下に示す。

試作品 112kg (ダミーパネル重量)

実機予想値 70kg (最大値)

** 実機とは材料が異なる。

(a) リニアアクチュエータ単体伸展特性

(b) 展 開 ト ル ク

第5図 展開トルク (モータ電流値: 単位 mA)

もたせるためトラスの各節点間寸度はすべて調整によっており、これが平面度を悪くした原因と考えられる。

トラスメンバーの寸法誤差とアンテナ平面度の関係は幾何学的解析により求めることができ、トラスの節点間寸度の誤差を 0.5mm/1,000mm と仮定したとき、アンテナ平面度は ±9mm となり、試作品のトラス節点間寸度の誤差はほぼこの程度であったと推定される。同様の計算により平面度 ±2.5mm を得るにはトラスの節点間寸度誤差は 0.1mm/1,000mm 以下にする必要がある。

平面度の再現性についてはトラスの調整部は試験中はネジの締付け摩擦のみで固定してあったので一部ゆるみが生じた個所があり、これが誤差を生じた原因と考えられる。最終的には本試験完了の状態固定したが、実機の場合には組立治具等を使用することにより絶対値とともに目標値を満足できるとと思われる。

4.2 指向精度 指向精度も AZ, EL ともに目標値

を満足していない。目標値をはずれた原因は平面度の場合と同様であるが、再現性については重力補正用の展開試験装置の影響も考えられる。すなわち試験装置はアンテナ各部の展開運動に余分な反力を与えないように考慮されているが、しゅう動部の摩擦等により展開後の姿勢に影響を及ぼすことが考えられ、試験装置に対しても今後の検討が必要である。

4.3 展開トルク 展開トルクの計測はリニアアクチュエータの伸展力をパラメータとして用いた。すなわちあらかじめリニアアクチュエータ単体の伸展力/電流校正値を求めておき、この値を使って展開時のモータの駆動電流から伸展力を求めた。展開トルクの対時記録の一例をリニアアクチュエータ単体の電流値とともに第5図に示す。第5図によれば展開後半に所要トルクが増大し、最大約 22mA (約 86kg) に達している。

展開トルクの測定に関しては重力の影響をなくすることが最大の問題である。今回の試験では駆動部の腕に

カウンタウェイトをつけているが、展開中のあらゆる姿勢に対して重力分をキャンセルすることは不可能であり、後半のトルク増大は駆動部の重力による影響が現われたものと推定される。実機の地上試験では可能な限りシステムを分割して部分的なデータを取ることを検討する必要がある。また熱真空条件下での摩擦の問題も今後の重要な課題である。

4.4 剛性 試作品についての固有モード解析結果と振動試験結果との比較、および実機相当についての固有モード解析結果を第3表にまとめる。第1次モードは駆動部を中心にしたアンテナ全体の回転であり、その固有振動数は駆動部の剛性と衛星との結合部剛性に依存する。とくに衛星との結合部はアンテナの第1次展開のための回転機構が必要となり、剛性低下を招きやすいので注意しなければならない。

試作品に対する試験は供試体が複雑なモードを有するため、解析値との比較が容易にできる最も単純なモードの測定を行った。すなわちトラス組立から駆動部

を取外した状態で供試体中央部を揺り、トラス部分全体の曲げモードに対する固有振動数を測定した。計測ブロック図および歪計測位置を第9図に示す。記録データを周波数解析し、その周波数スペクトルから求めたトラス部曲げモードの固有振動数は2.54 Hzで、第3表の解析結果とはほぼ一致している。なお実機ではトラス部材にCFRPを使用するため、トラス部分はより剛な構造となる。

5. CFRP 部材の試験結果

5.1 熱歪 試作を行った CFRP チューブから第10図の形状の供試体を切り出し、TMA（熱機械分析装置）を用いて熱歪を測定した。

第3表 アンテナ固有モード解析結果
固有振動数 (単位 Hz)

モ ー ド	試作品計算値	試作品測定値	実機予想値
Z軸まわりの パネル全体の回転	1.09 (モード形第7図)	—	1.48
Y軸まわりの* パネルの曲げモード	2.25 (モード形第8図)	2.54	4.45

注：1) 座標系は第6図による。

2) 展開機構重量およびアンテナパネル重量は第2表に従った。

3) パネルの剛性は考慮していない。

*4) パネルとトラスだけをモデル化し、両端単純支持条件で解析した。

第6図 座 標 系

第7図 第1次モード

第8図 パネル曲げモード

第9図 固有振動数計測方法

第10図 熱歪測定供試体形状 (単位 mm)

第4表 熱歪測定結果
温度測定範囲: RT~180℃

供試体 No.	平均熱膨張率 (mm/mm °C)
1	-0.33×10^{-6}
2	-0.33×10^{-6}
3	-0.29×10^{-6}

第11図 曲げ試験供試体形状

測定結果は第4表のとおりであり、予想どおりの値が得られた。

この測定結果から実機のトラス部分の熱変形量を推定する。実機のトラス部材は CFRP チューブとチタンフィッティングよりなり、要素長 1,500mm に対し CFRP チューブ=1,400mm

チタンフィッティング=100mm MAX

とすると CFRP の熱膨張率は負、チタンの熱膨張率は正であるので、部材としての熱膨張率は 0.3×10^{-6} mm/mm°C と非常に小さな値にすることができる。したがってトラスの熱膨張率をこの値で代表させると、平面度のところで述べた方法によりトラスの節点間寸度誤差およびそれによって生じる面外変形が求められる。

温度差 節点間寸度誤差 面外変形
300℃ → 0.1mm/1,000mm → 2.5mm

熱変形によって生じる面外変形が上記の程度であれば、熱変形を含むアンテナの平面度要求 ± 9 mm を十分満足することができる。

5.2 曲げ剛性および曲げに対する強度 試作 CFRP チューブを第11図のように加工後、曲げ試験治具にセットし、インスロン型材料試験機で供試体に負荷を与え荷重と変位の関係を測定し、荷重-変位線の初期直線部分の勾配を求め、計算により曲げ剛性 EI, およびヤング率 E を測定した。また破壊強度は曲げ剛性の測定と同じ供試体を用い、破壊荷重から計算により求めた。試験条件は次のとおりである。

試験速度 5 mm/min
試験時温度・湿度 23℃, 50% RH

第5表 曲げ試験結果

供試体 No.	破壊荷重 P_{max} (kgf)	強度 σ (kgf/mm ²)	ヤング率 E (kgf/mm ²)	曲げ剛性 EI (kgf/mm ²)
1	46.2	87.4	14,500	5.78×10^6
2	51.0	99.0	14,800	5.86×10^6
3	49.2	94.4	14,600	5.83×10^6

第12図 試験状況

第13図 破壊状況

供試体形状および負荷方法 第11, 12図参照
第5表に試験結果を示す。また破壊状況を第13図に示す。

6. あとがき

以上トラス式大型アンテナ展開機構の開発を目的として行った CFRP トラス部材の試作試験結果、および全体モデルによる展開試験結果について報告した。試作試験の結果得られた成果を以下にまとめる。

(1) CFRP 部材の試作試験の結果、熱歪、曲げ剛性、および強度いずれも目標値を満足する値が得られ、実機に使用できる見通しを得た。またこれらの測定結果から実機の性能値を予測することができ、熱歪については負の熱膨張係数をもつ CFRP 部材と正の値をもつチタン合金の組合せを工夫することにより、トラス部材としての熱膨張率を非常に小さくできる。

(2) アンテナ展開機構の展開試験は調整時を含め 30 回以上行った。展開試験治具の構造やカウンタウェイトの吊り方等今後改良の余地を残しているが、展開時間は ± 3 秒以内で安定しており、展開機能は十分

満足できるものであった。とくに本展開機構の特徴であるトルクスプリングの開放と電気モータを併用する駆動方式はきわめて有効であり、トラス全体の展開はリニアアクチュエータの伸展により、最終段階のトルクスプリングの開放時を除きほぼ完全に同期した。

(3) アンテナ平面度、指向精度についてはトラス間の寸法誤差が大きく、目標値を満足できなかった。しかしこれはトラスの節点間寸法誤差とアンテナ平面度との関係を解析した結果から当然予想される値であり、実機では組立治具等の使用により解決できる。

(4) トラス部分の剛性はアルミ合金を使った試作品においても 2.54 Hz の高い値が計測された。これはヒンジ部分をすべて剛結合として解析した値にほぼ

一致しており、トラス部分に組み込まれたスプリングは展開後に十分な剛性をもつことが確認できた。

今回の試作は実機の開発に必要な設計データの取得を目的として行ったもので、その目的は十分達成された。今後は今回の設計にさらに改良を加えるとともに、打ち上げ環境、宇宙環境等の耐環境性を考慮した設計を進める予定である。

参考文献

- 1) HAWKINS, W. C.: An 11-Meter Deployable Truss for the Seasat Radar Antenna, Twelfth Aerospace Mechanisms Symposium, Ames Research Center (April, 1978).

—特 集—

合成開口レーダアンテナの機械特性*

久田 安正**・伊東 康之**
井村 信義***・谷沢 一雄***
尾形 慶照***・引間 栄一***

Key words: SAR antenna; deployable structure; mechanical characteristics

1. ま え が き

全天候性で高分解能を有する合成開口レーダ (synthetic aperture radar, 以下 SAR と略称) は地球観測用リモートセンサーとして有力視され、わが国でも昭和 60 年代の地球資源衛星等に搭載が予定され、現在宇宙開発事業団を中心に研究開発が進められている。この種のレーダーとしてはすでに SEASAT に搭載された SAR が鮮明な画像を得ることに成功している¹⁾。本研究開発の SAR アンテナは上記レーダーのアンテナと同程度の解像力 (25m×25m)、寸法を有するものであるが構造的には H-1 ロケットの荷重レベルへの適合に重点を置き、国内技術の延長で可能なタイプのものであり、駆動機構をもたない。すなわち放射パネルの支持構造を従来のトラス構造から CFRP (carbon fiber reinforced plastics) 表皮を用いたアルミハニカムサンドイッチ構造とし収納時の高

剛性要求を容易に達成し、かつヒンジ・ラッチアップ機構の採用による単純な展開機構を特徴とするものである。以下第 1 表に示す SAR システム主要諸元に基づいて設計・検討した本研究モデルの基本構造および構造特性について述べる。なお、本モデルに関連した部分試作品の電気性能試験および基本構造部材試験に関しては文献^{2)~5)}を参照されたい。

2. 基本構造

基本構造は第 1 表 SAR アンテナ主要仕様に基づいて、軽量化の観点に立つ種々のトレードオフ計算を通して決められる。

2.1 形状および展開機構 本 SAR アンテナは約 1.4m×2m×22mm 厚のアンテナパネル 8 枚をヒンジにて結合し、展開後約 2m×12m となる平面状の大型展開型アンテナである。アンテナは収納状態から最終形状に至るまで第 1 図に示す 3 段階の展開を行う。以下、図により展開動作を説明する。

図中①は収納時のアンテナ形状で、8 枚重ねで 6 カ所の保持ピンにより衛星側壁に固定されている。

②は爆管とワイヤカッターにより保持ピンを解放し、衛星側壁に対しアンテナパネルパッケージを 90°回転させた状態を示している。回転はアンテナを衛星

* 昭和 57 年 10 月 26 日、第 26 回宇宙科学技術連合講演会にて講演。昭和 58 年 3 月 31 日原稿受理 Mechanical Characteristics of Synthetic Aperture Radar Antenna

** 宇宙開発事業団 Yasumasa HISADA and Yasuyuki Ito

*** 三菱電機(株)鎌倉製作所 Nobuyoshi IMURA, Kazuo TANIZAWA, Yoshiteru OGATA and Eiichi HIKIMA