

# 人工衛星の機械系技術 —更なる技術課題への挑戦—

大和光輝\* 石島義之\*\*  
荒木亮一\* 杉田寛之\*\*  
田中好和\*

*Mechanical Engineering for Spacecrafts—Challenge for Technical Excellence—*

*Mitsuteru Yamato, Ryoichi Araki, Yoshikazu Tanaka, Yoshiyuki Ishijima, Hiroyuki Sugita*

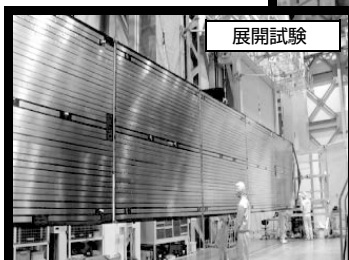
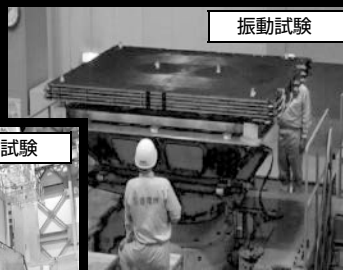
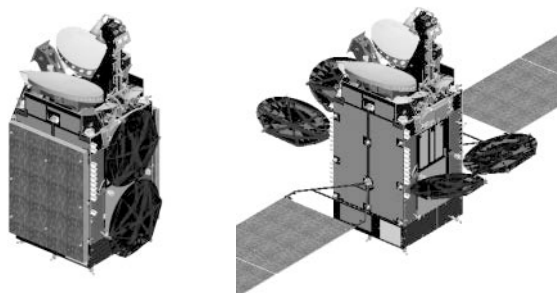
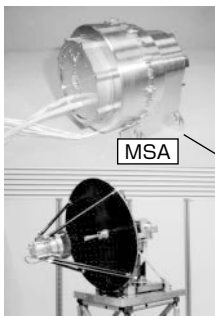

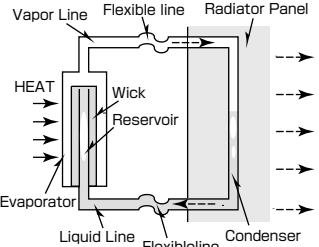
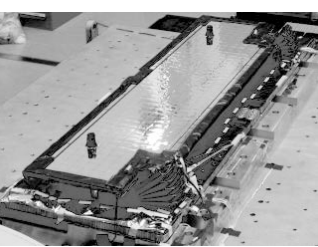
## 要 旨

三菱電機は、(独)宇宙航空研究開発機構(JAXA)をはじめとする多くの衛星開発プログラムや国内外の商用衛星開発を通じて人工衛星に搭載する宇宙用メカニクスの研究及び開発を進めてきた。人工衛星をはじめとする宇宙機の機械系技術の代表的なものとしてここでは構造技術、機構技術及び熱制御技術について述べる。

宇宙機の構造技術に対する要求は、打ち上げ時の過酷な振動・音響環境に耐えるだけでなく、種々の搭載機器を保護することである。構造体は、軌道上ではデッドウエイトとなるため、小型軽量化を常に要求される。一方、機構技術はミッション遂行のための要求や搭載性等の多くの制約条件を課される機器に対して、回転・展開・移動等の動作を実現するために不可欠な技術である。また、熱制御技術も絶対零度に限りなく近い宇宙空間の冷熱源と主に太陽光をはじめとする外部熱環境、さらに高真空・微小重力環境といった過酷な環境から宇宙機及びその搭載機器を保護するとともに適切な温度範囲内に制御するものである。

本稿では、これまで開発してきた宇宙用メカニクス及びその応用技術の成果に基づき、最新の宇宙用技術を“人工衛星の機械系技術”として述べるとともに次の(1)~(3)の各開発成果に対して、開発過程で克服した技術課題及びその解決策についてそれぞれ述べる。

- (1) 技術試験衛星Ⅷ(ETS-Ⅷ)をベースとして改良した当社の静止衛星標準バスである“DS2000”を更にJAXAが実施した“次期高性能静止衛星システムの研究”の中で小型・軽量化したDS2000バス搭載用の太陽電池パドルの高収納化と低衝撃化
- (2) 衛星搭載用アンテナの大型化及び搭載数量の増加要求への対応として開発したアンテナ高収納効率化及び高精度ジンバリング技術
- (3) 衛星搭載機器への高機能化要求による機器発熱量及び搭載数量の増加によって高度化する衛星への排熱要求を克服する熱制御技術と熱制御デバイスの開発

<p>Light Weight Type DS2000 Solar Array Paddle Structure Model</p>  <p>展開試験</p>  <p>振動試験</p> <p>高収納化 低発生衝撃</p>	<p>アンテナ収納状態 → アンテナ展開状態</p>  <p>ST-2/Dual Deployアンテナ</p>
 <p>MSA</p>  <p>ALOS2/DRC(衛星間通信)アンテナ</p>	 <p>動作原理の概略</p>  <p>ETS-VIII搭載展開ラジエータ</p>

## 人工衛星の機械系技術

地上とは異なる宇宙環境で機能する機械系技術は、小型軽量化、耐環境性はもちろんのこと近年では多機能化・高性能化が求められている。

1. ま え が き

人工衛星をはじめとする宇宙機の機械系技術は多くの幅広い応用分野を持つが、その代表的なものとしてここでは、構造技術、機構技術及び熱制御技術を挙げる。

これらの技術は、従来の実績を礎にして近年では、衛星に対する多機能・高性能要求を実現するために限られたスペースに多くの搭載機器の高密度実装が求められる一方で構造物の軽量化や高発熱に対応した排熱システム及び熱制御デバイスが求められている。また、衛星に搭載される太陽電池パドルやアンテナといった大型展開構造物に対しても軽量化だけではなく、収納コンパクト性や展開機構からの衝撃力の低減が要求されている。

本稿では、これらの機械系技術の最近の開発成果と克服した技術課題とその解決法について述べる。

2. 人工衛星の機械系技術

2.1 太陽電池パドル

太陽電池パドル(SAP)は軌道上で、太陽電池パネルを屏風(びょうぶ)状に展開させ、モータによる太陽追尾を行うことによって、衛星バス・ミッションに必要な電力を供給する役目をもつ。

商用衛星市場でのニーズが高い静止通信衛星は一般的に大電力を必要とすることから多数の太陽電池セルが必要であり、SAPは大型展開構造物となる。また、より多くのミッション機器を搭載するために、衛星構体を大型化させる必要がある一方で、打ち上げロケットのフェアリングのサイズ制約によって、SAPは打ち上げ時における高収納化を追求する必要がある。加えて、SAPの保持解放時に発生する火工品衝撃はSAP保持部近傍の機器搭載エリアを狭める(衝撃に弱い機器を搭載できない)ことになるため、保持解放時の発生衝撃の低減も考慮する必要がある。

これらの課題を解決するために、JAXAが実施した“次期高性能静止衛星システムの研究”の中でSAPの高収納性と低衝撃化を実現した。

図1にSAPの保持解放部の断面図(改善前後の比較)を示す。図中に示されるように、パネル厚さ/収納時クリアランス/剛性・強度設計を基本構成から見直し、小型展開機構を開発することによって、打ち上げ時の収納高さを約20%削減することに成功した。

また低衝撃保持解放機構(LSRD)を適用することによって、発生衝撃を従来品(火工品使用)に対して、1/10以下(保持解放部近傍でもQ値=10のSRS(Shock Response Spectrum)解析結果:100G以下であり、ほぼすべての搭載機器に対して適合可能な衝撃環境である。)まで低減することに成功し、機器搭載エリアを大幅改善した。

この成果はDS2000の更なる小型軽量化を進めた開発で、

高収納化・低衝撃化を適用したSAP構造モデル(扉図の左上の写真)の製造・試験・認定を実施済みであり、フライト品への投入準備も完了している。

また、太陽電池セルは2~3年前までは、軽量/安価なSiセル(変換効率:20%以下)が主流であったが、現在は3接合型化合物太陽電池セル(Triple Junction(TJ)型GaAsセル)(変換効率:約27%)へと完全移行している。さらに高効率のGaAsセル(変換効率:29%以上)の認定・適用も開始しており、発電効率向上による軽量化を継続的に実施している。また将来的には現在各太陽電池メーカーが開発中の薄膜IMM(Inverted MetaMorphic) TJセル(従来型のGaAsセルに対して質量約1/8と大幅に軽量化、変換効率:32%以上)の早期適用を目指している。

2.2 アンテナ展開及び精密駆動用機構

近年、衛星搭載用アンテナの大型化及び搭載数量の増加要求がますます高まっている。アンテナ展開機構は、軌道上でアンテナを展開し所定の位置に設置する機構であるが、このような要求を満たす、アンテナの高収納効率化が海外動向も含めた1つの技術トレンドとなっている。このため、2011年5月に打ち上げられた商用通信衛星ST-2では、東西面に各2枚のアンテナを搭載する当社初のDual Deployコンフィギュレーションとして展開機構を開発し、アンテナ搭載性で海外衛星にも比肩するレベルとなった(従来の当社実績は東西面にアンテナ1枚ずつの搭載)。

また、アンテナを軌道上で高精度ジンバリングする要求もある。これに対して例えば、JAXA向け観測衛星ALOS2のDRC(衛星間通信)アンテナでは、出力軸駆動分解能0.00375°、角度設定精度±0.005~0.010°のギヤ付きモータに、JAXA開発品をベースとする19bitレゾルバ型角度検出器を内蔵した当社の標準宇宙用アクチュエータ(MSA)を開発、同アンテナのアンテナポインティングメカニズムに搭載し、所定の性能を確認する認定試験を完了した。

一方、光学観測衛星では、撮像精度の要求から、衛星に

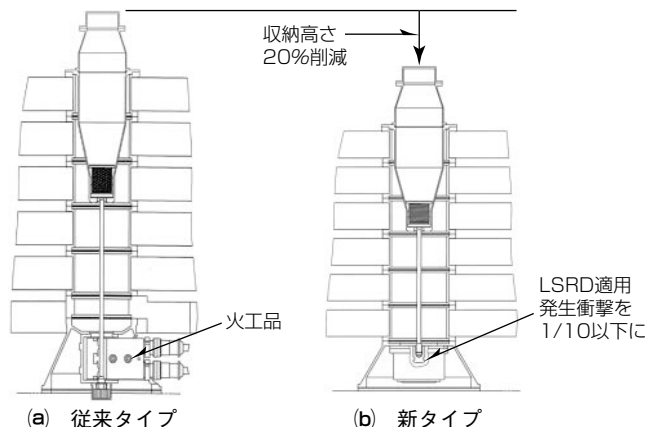


図1. SAP保持解放部の断面図(収納時)

搭載するアンテナ駆動用メカニズムに対して、駆動時発生擾乱(じょうらん)の低減化が求められてきている。これに対しては、当社標準宇宙用アクチュエータ群で、ディテントトルクを低減化するなどしてマイクロステップ駆動に対応したアクチュエータもメニューに入れ開発を行っている(図2)。

さらに、光学観測機器では、サブミクロンレベルの超高精度の複数自由度精密位置決め機構が要求される。この要求に対しては、当社の標準宇宙用アクチュエータを複数組み合わせ合わせた3自由度精密位置決め機構(図3(a))、及びスチュワートプラットフォーム機構となる6自由度精密位置決め機構(図3(b))を開発中であり、BBM(Bread Board Model)で所定の位置決め精度を持つことを確認した。

その他のトピックとしては、相対変位する機器間のRF(Radio Frequency)信号を伝達する場合、従来は駆動部周りにRF用フレキシブルケーブルを実装し、ケーブルの曲げ、捻りによって相対変位を許容する方式としていたが、駆動部を通過するRF信号の更なる利得向上要求から、ケーブルよりも利得が高く、かつRF信号を非接触で伝達し、相対回転できる宇宙用ロータリージョイント(R/J)の開発も行っている(図4)。

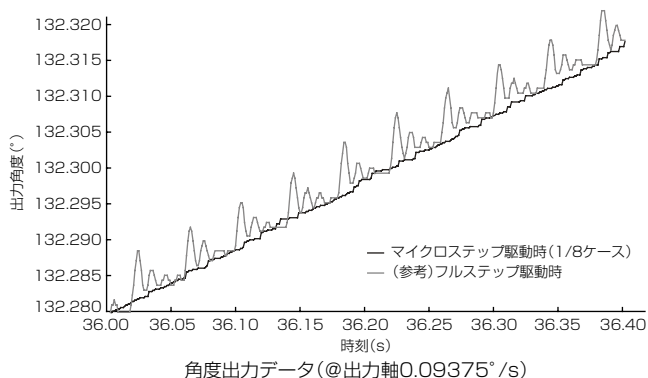


図2. マイクロステップ駆動による駆動角度プロファイル例

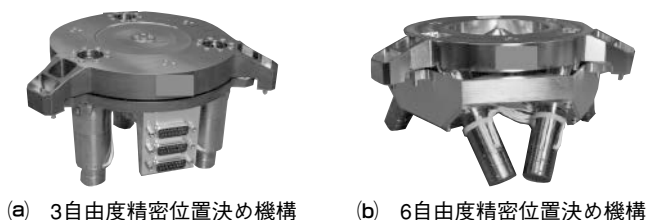


図3. 超高精度精密位置決め機構外観

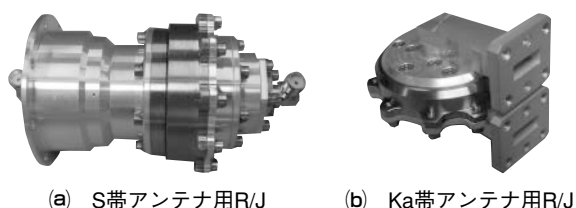


図4. ロータリージョイント外観

## 2.3 熱制御デバイス技術

近年人工衛星の熱制御技術に対する要求としては、搭載機器の高機能化・高出力化要求に伴う高発熱化や衛星本体への小型・軽量化要求に伴う搭載機器の高密度実装化等に対応した排熱能力の向上やこれに対応した熱制御が挙げられる。一方、深宇宙及び月面探査といった地球以外の惑星を対象とした宇宙探査機の熱制御技術に対しては、長期間にわたり太陽光の照射が得られない厳しい外部熱環境や電力リソースの確保といった制約下での低温維持対策といった要求もある。

これらの技術要求を達成するために必要な熱制御技術は、大きく次の3つに分類できる。

- ①衛星構体規模の制約に対応した高効率排熱技術
- ②搭載機器の高密度実装に対応した熱制御技術
- ③能動的な熱輸送及び断熱制御技術

これらの技術要求を達成するためには、高機能・高性能かつ軽量化を持つ熱制御デバイスの開発が不可欠であり、JAXA指導の下、当社で開発を進めている。現在開発完了又は開発中の各種熱制御デバイスについて次に述べる。

### 2.3.1 展開型ラジエータ

先に述べた技術要求分類①の応用例として、軌道上で衛星の外部に放熱面を展開・確保して排熱能力を向上させる展開型ラジエータが挙げられる。展開型ラジエータでは、衛星内の熱を外部に設けた放熱面へ輸送する機能と展開機構(ヒンジ)部で柔軟性を確保した熱輸送デバイスが必要となる。当社はフレキシブル配管を持つリザーバ内蔵形ループヒートパイプ及びCFRP(炭素繊維強化プラスチック)表皮を採用した展開型ラジエータを開発し、2006年12月に打ち上げられたETS-VIIIでその有用性を実証した。リザーバ内蔵形ループヒートパイプとは、従来のループヒートパイプの技術課題であった起動時の不確かさを解消するために作動流体を貯めるリザーバを蒸発器内部に組み込み、軌道上の微小重力下でも常に液を蒸発器内のウイックに供給するものである。またCFRP表皮は炭素繊維の積層を最適化することでループヒートパイプ凝縮器に使われているアルミニウム合金との線膨張差を克服し、軽量かつ高剛性で高効率な排熱システムを実現した。既に地上試験で1kW以上の熱輸送能力が確認され、軌道上データからその実力を裏付ける結果が得られている。試作した開発モデルの一部(蒸発器)を図5に示す。

このような展開型ラジエータに適用した開発成果を最大限に応用し、技術要求分類①と③を同時に実現可能なりザーバ外付けループヒートパイプもミッション機器の熱制御への応用デバイスとして期待されている。この熱制御デバイスは、少ない消費電力で高精度の温度制御及び強制起動や強制停止といった柔軟な運用や熱輸送が可能であり、衛星システムにおける機器配置設計の自由度の向上という利

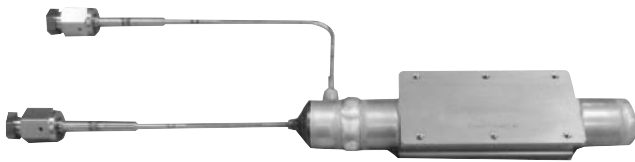


図5. ループヒートパイプ用蒸発器

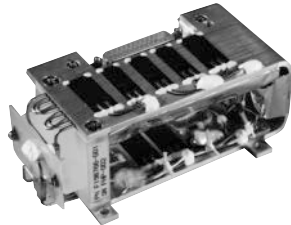


図6. 平板型ヒートパイプの宇宙実証モデル



図7. ヒートスイッチの試作モデル

点もあることから、発熱量数十Wクラスの機器をターゲットにした開発を進めている。これらのデバイスは今後の高排熱能力が要求される静止通信衛星への適用が期待される。

### 2.3.2 平板型ヒートパイプ

近年増加傾向にある衛星への高密度実装要求に対応し、技術要求分類②の解決を図るための平板型ヒートパイプはJAXAが実施した“平板型ヒートパイプの研究”の中で当社が開発を担当した。このデバイスは、搭載機器が高密度実装された狭い部分に機器の発熱が集中することを回避するように狭い部分での熱拡散を担うもので、従来のヒートパイプ厚さの約1/4に相当する厚さ3mmの薄平板型を実現した。このヒートパイプは、従来のヒートシンクの代替として適用でき軽量化が図れるほか、ミッション機器に直接組み込むことによって、機器本体の熱制御性も向上することから、熱的な制約が支配的であった機器の多機能化・高性能化への貢献が期待されている。このデバイスは、2011年度打上げ予定のJAXAが開発する小型実証衛星SDS-4に搭載され、宇宙実証される予定である。開発した軌道上実証モデルを図6に示す。

### 2.3.3 ヒートスイッチ

先に述べた技術要求分類③の解決に向けてヒートスイッチはJAXAが実施した“ヒートスイッチの研究”の中で開発中である。このデバイスは、発熱機器と放熱面との間の熱輸送パスを必要に応じて能動的にON/OFF制御(伝導/断熱制御)する機能を持つ。その性能は、機械的な動作によってON時とOFF時とで約100倍の熱伝導度を制御する

ことを目標としている。このデバイスは、長期間にわたる低温環境で低温維持を強いられる月面越夜保温技術や深宇宙探査機の熱制御技術に対する画期的な熱制御デバイスとして期待されている。現在開発中のヒートスイッチ試作モデルを図7に示す。

## 3. む す び

近年宇宙機に要求されている各種技術課題への対応として、当社における宇宙機の機械系技術の最新の開発成果及び現在開発中の各種要素技術について述べた。今後も当社の技術力を集結し、高度化する技術課題の解決に向けて開発を進めていく所存である。

## 参 考 文 献

- (1) Maeda, M., et al.: Development of Flat Plate and the Project of On-orbit Experiment, 41th International Conference on Environmental Systems, AIAA-2011-5142 (2011)
- (2) 林 謙吾, ほか: 次期高性能静止衛星システムの熱制御技術の開発, 第54回宇宙科学技術連合講演会, 2J08 (2010)
- (3) 石川博章, ほか: リザーバ内蔵ループ形ヒートパイプの熱特性に関する研究 (きく8号搭載展開型ラジエータの軌道上熱輸送特性), 日本機械学会論文集 (B編), 76, No.768, 1273~1280 (2010)
- (4) 川崎春夫, ほか: 技術試験衛星きく8号搭載展開型ラジエータの軌道上初期の熱特性 (リザーバ内蔵ループ型ヒートパイプの熱特性), 日本機械学会論文集 (B編), 75, No.758, 1939~1945 (2009)