

1D06 薄膜太陽電池セルを用いた DESTINY 用軽量パドル

○島崎一紀, 高橋真人 (宇宙航空研究開発機構 研究開発本部)
嶋田貴信, 川勝康弘 (宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所)

Lightweight solar paddle using thin-film solar cells for DESTINY mission

Kazunori Shimazaki, Masato Takahashi (JAXA)

Takanobu Shimada, Yasuhiro Kawakatsu (ISAS/JAXA)

Key Words: High efficiency thin-film solar cell, Lightweight Solar panel

Abstract

Lightweight solar paddle is being developed for a small scientific satellite aimed at Demonstration and Experiment of Space Technology for Interplanetary voyage (DESTINY). The paddle employs two important technologies. One is a space solar sheet (SSS) and the other is curved solar panel. SSS utilize lightweight and high efficiency thin-film solar cells. Additionally, the panel is formed of curved surface for improving an out-of-plane stiffness of SSS. These technologies open the way for realizing the lightweight solar panels with high specific power of 100 W/kg. This paper presents the latest result of the study of lightweight solar paddle for DESTINY.

1. 目的および背景

JAXA/ISAS では, 小型科学衛星を用いた深宇宙探査技術実験ミッション (Demonstration and Experiment of Space Technology for Interplanetary voyage: DESTINY) が WG にて検討されている. 衛星はイプシロンロケットにて打ち上げられ, 高出力タイプのイオンエンジン ($\mu 20$) により高エネルギー軌道に達することを目標としている. そのため, 小型ながら非常に大きな電力が必要となる. しかしながら, 大電力を得るためには数多くの太陽電池パネルが必要となり, その反面, 重量の増加をもたらすといった問題点がある. それゆえ, 出力重量比 (W/kg) が大きく, 大面積に展開が可能な太陽電池パネルが必要不可欠となる. 従来パネルでは出力重量比が 50W/kg 前後であるのに対し, DESTINY では 100W/kg を有する軽量太陽電池パドルを工学実験の一つとして搭載することを検討している.

現在, 我々は新たに開発中のスペースソーラーシート¹⁾を採用した軽量太陽電池パドルの開発を進めている³⁾. このシートを用いた軽量パネルは, 曲面フレーム構造を採用し, スペースソーラーシートの面外剛性を向上させるとともに支持部材を削減することで軽量化を実現している. さらに本パネルは, モジュール化が可能であり電力要求の増大に対応できる高い拡張性がある. ここでは, DESTINY を想定した軽量パドルの最新の検討結果について述べる.

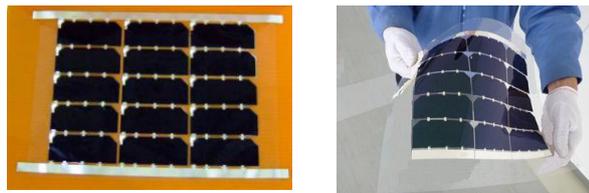
2. 軽量パドル要素技術

2.1 高性能スペースソーラーシート

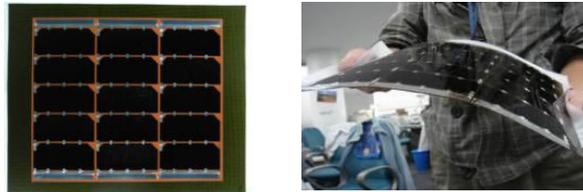
スペースソーラーシート (Space Solar Sheet: SSS) は, III-V 族化合物系の高効率薄膜太陽電池セル (表 1 参照) を用いることで, 高出力, 軽量, フレキシブルといった特長を有している. 基本的には 15セル (5直3並列) から構成され, おおよそ A4 サイズ, 厚さは 0.5mm 以下である. シート構成としては, 薄膜セルが透明フィルムでラミネートされたフィルムタイプと, ガラスおよびバックシートにてラミネートされたガラスタイプがある. 図 1 に SSS の写真を示す. DESTINY では, より耐宇宙環境性に優れるガラスタイプの仕様を想定しているが, 質量はシート 1 枚あたり約 30g である. 従来のアルミニウム製の CFRP パネル上にリジッドな太陽電池セルを搭載する方法と比べると, 同じ面積であれば約 1/3 程度の重量となる.

表 1 高効率薄膜セル諸元

| | 薄膜 2 接合 (開発完了) | 薄膜 3 接合 (開発中) |
|--------|-------------------|-------------------|
| セル構造 | InGaP/GaAs | InGaP/GaAs/InGaAs |
| BOL 効率 | 24.9% (最高) | ≥30% |
| 厚さ | 10 μ m 以下 | 15 μ m 以下 |



(a) フィルムタイプ



(b) ガラスタイプ

図1 スペースソーラーシート

2.2 曲面パネル

太陽電池パネルは、打ち上げ時に非常に厳しい振動環境に曝される。SSS は、その軽量さを利用するため、従来の太陽電池パネルに貼り付けるのではなく、軽量フレームにて支持する方法を採用している。しかしながら、SSS は軽量かつ薄いため、その機械強度や振動挙動は平板パネルよりも膜面のそれらに近い。そこで我々は、膜面に曲率を与えることで SSS に構造上の機能を付与し、支持部材などの非構造質量の割合を減らすとともに、剛性の向上ならびに軽量化に取り組んだ。薄板や膜構造の面外剛性は、面内のそれと比較して圧倒的に低いが、ある程度の厚みがあれば、全体に曲率を与えることで全体の曲げ剛性が増加するためである。そこで、SSS の機械特性を取得するとともに、曲率と曲げ剛性の関係、変形モードと剛性向上効果の関係、太陽電池セルの性能と曲率の関係を詳細に検討した。そして、太陽電池セルの性能を損なうことなく、膜面剛性を効果的に向上できる最適な形状を求めた。図 2 に試作した曲面パネルの一例を示す。写真は将来の大型パネルも視野に入れた試作品であるため、DESTINY を想定した小型パネルよりも一回り大きい。通常の平板タイプのパネルとは異なり、パネル全体が緩やかな曲面となっていることが分かる。なお、この試作品には太陽電池セルを搭載していないが、重量・機械特性を合わせたダミー SSS を用いている。

支持構造としては、軽量化を追求するため、軽量の CFRP を用いたフレーム構造とした。フレーム自身は、SSS の曲率を維持するため、全く同じ曲率で成形されている。そして、このフレーム上に SSS を搭載する(図 3 参照)。さらに SSS は、薄く柔軟性を有するため、お互いを縫い合わせて結合することができる。これにより、軽量性を損なうことなく大

面積化が可能である。加えて、CFRP フレーム・リブとは面ファスナー(ベルクロ)を介して固定される。そのため、軽量化を実現するだけでなく、フレームへの搭載やリペア作業を容易にしている。

なお、本パネルに対して 10G の正弦波振動試験(ノッチなし)を実施したところ、SSS には何の損傷も無く、膜面剛性向上の効果が十分に得られていることを確認した。

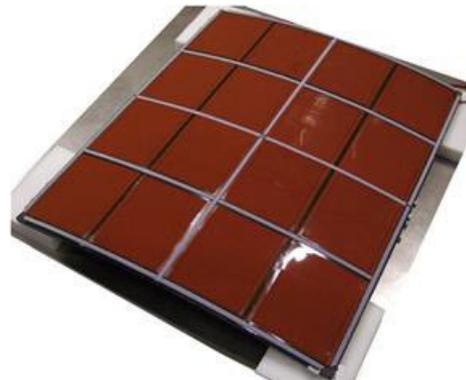


図2 曲面パネル一例

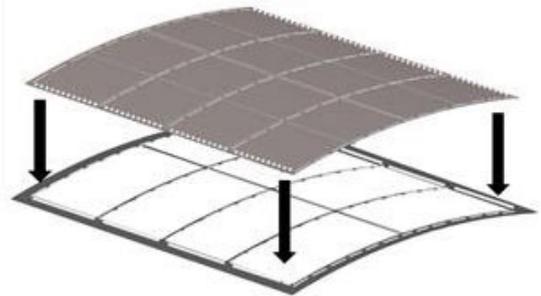


図3 フレーム構造への SSS 搭載イメージ

3. 最新検討結果

3.1 太陽電池セルの放射線劣化量見積り

実験機は小型科学衛星標準バスを利用し、イプシロンロケットで打ち上げられ、長楕円軌道に投入されることを想定している。軌道投入後、イオンエンジンにて加速し、高エネルギー軌道(ハロー軌道)に到達する。そこで、DESTINY に必要となる軽量パドルのサイジングを行う上で表 2 の内容を前提条件とした。ミッションの到達軌道は高エネルギー軌道(ハロー軌道)だが、太陽電池セルの放射線劣化量の見積りにおいては放射線環境が厳しい初期の軌道(近地点高度が 20,000km を超えるまで)のみを考慮した。SSS に関しては、ガラスタイプとし、太陽電池セルも 30%以上の BOL 効率が期待できる高効率薄膜 3 接合(開発中)とした。電力制御方式としては、Array Power Regulator (APR) 方式とした。

表 2 軽量太陽電池パドル検討の前提条件

| | |
|----------------------------|---|
| 軌道 | 150×29,000km の楕円軌道に投入 ↓ 軌道制御により，近地点高度が 20,000km（以上）に到達 (近地点は徐々に上昇するとし，7 つの期間に分けて考える) |
| 軌道傾斜角 | 32° |
| 昇交点赤経Ω | 0° |
| 近地点引数ω | 130° |
| 期間 | 228 days |
| 要求電力 | 2.85kW@EOL |
| 電圧 | バス部：50V 系 ミッション部：100V 系 |
| SSS | ガラスタイプ |
| 太陽電池セル | 高効率薄膜 3 接合 |
| 電力制御方式 | APR |
| Radiation damage margin | 1.5 |

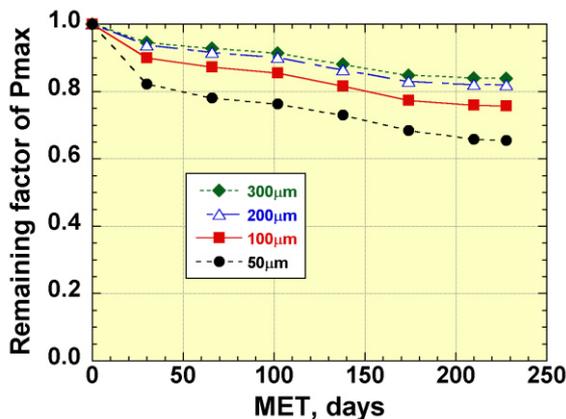


図 4 太陽電池セルの軌道上放射線劣化予測

表 2 の軌道条件から太陽電池パドルが曝される放射線環境を SEES⁴⁾より求め，太陽電池セルの放射線劣化予測を行った．図 4 に SSS に使用するカバーガラスの厚さをパラメーターとした結果を示す．横軸は打上後の日数，縦軸は初期値を 1 とした時の太陽電池セルの最大発生電力 (Pmax) の保存率である．なお，想定している高効率薄膜 3 接合太陽電池セルは現在開発中であり，その放射線劣化データは現在取得中である．そこで，ほぼ同じ材料を用いている従来の宇宙用 3 接合太陽電池の劣化データを用いて解析を行った．DESTINY は，放射線環境が非常に厳しい Van-Allen 帯を何度も通過することから，セルの劣化も非常に大きい結果となった．質量の観点からは 50µm 厚のカバーガラスが望ましいが，放射線遮蔽能力が低くなってしまう．そこで，質量や放

射線によるガラスの着色を総合的に考慮して，現時点では 100µm 厚のガラスで検討を進めることとした．

3.2 パドルサイジング

上記の条件を基に，軽量パドルのサイジングを行った．比較として，小型科学衛星 1 号機 (Sprint-A) に採用されている標準リジッドパネルを想定した試算も行った．結果を表 3 に示す．その結果，軽量パドルでは 2 翼で 28 枚の太陽電池パドルであれば EOL における発生電力が 2.82kW となることが分かった．要求電力には数十 W 足りていないが，これは衛星全体の設計や運用が詳細化されていないことと，故障モード・放射線量など不確定要素に対するマージンが色々含まれているためである．今後，より詳細な検討を進めることで設計の確度を上げていく方針である．また，出力重量比は現時点で 109W/kg となっており，目標である 100W/kg を超えることができている．従来のリジッドパドルでは，EOL に要求される電力を満たすためには，2 翼で 14 枚必要となった．軽量パドルよりもパネル枚数が少ないのは，単位パネルの大きさが異なることと，パネル裏面の放射線遮蔽能力が異なるためである．しかしながら，リジッドパドルの重量が 76.6kg であるのに対して，軽量パドルは 44.6kg であり，30kg 以上の軽量化が可能であることが分かった．

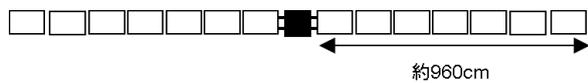
表 3 DESTINY を想定したパドルの構成・性能

| | 従来リジッド | 軽量パドル |
|------------------------|--------------------------|--|
| 太陽電池セル | TJ (28.7%@BOL) | 薄膜 3 接合 (30.0%@BOL) |
| 直並列数 | 30 直 136 並列 | Bus 部： 30 直 74 並列 Mission 部： 45 直 62 並列 |
| カバーガラス 厚み | 100 µm | 100 µm |
| パネルサイズ (1 枚あたり) | 約 129cm×84cm 厚さ：1.5cm | 約 100cm×90cm 厚さ：1cm |
| 必要パネル数 | 14 枚 | 28 枚 |
| 最大発生電力 (25°C, BOL) | 4249 W | 4880 W |
| 最大発生電力 (60°C, EOL*) | 2848 W | 2822 W |
| 質量 (SADA 含まず) | 76.6 kg | 44.6 kg |
| 出力重量比 (BOL) | 55.5 W/kg | 109.4 W/kg |

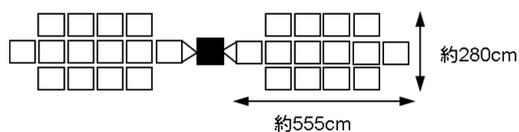
*EOL には 1 並列回路故障を含む

ここで、展開時のパネル形状の概念図とおおよその大きさを図5に示す。軽量パドルはパネル枚数が多いものの2次元展開パネルを採用するため、展開時の形状に関しては、十分に実現可能な形状であると考えられる。2次元展開パネルは、長手方向に展開したメインパネルの直角方向に展開する。メインパネルを単純に長く伸ばすよりも衛星本体からの距離が短くなるため、電力を輸送するハーネスの長さも短くなり、結果的に軽量化へとつながる。

図6,7に軽量パドルを搭載したDESTINYの外観を示す。



(a) 従来リジッドパドル



(b) 軽量パドル

図5 パネル形状比較

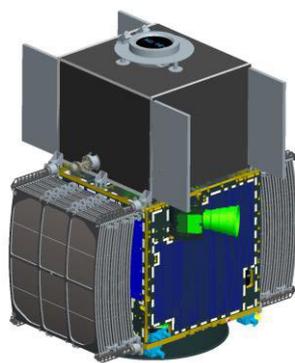


図6 DESTINY 外観図 (収納時)



図7 DESTINY 外観図 (展開時)

3.3 構造解析

上記の検討結果より、DESTINYでは片翼14枚構成のパドルが必要であることが分かった。そこで、14枚構成の軽量パドルの構造解析を実施した。なお、解析はフレーム構造に対して実施し、膜面はモデル化せず質量のみをフレームに含めた。

3.3.1 収納時固有値解析

パドルの収納状態を数学モデルにて模擬し、固有値解析ならびに静荷重解析を行った。数学モデル外観を図8に示す。主な解析条件は、以下の通りである。解析の結果、1次モードは36.7Hzであり、Y軸方向(面外)の振動モードであった。図9に1次のモード図を、また、2次モードは有効質量比が非常に小さかったため、ここでは3次のモード図を図10に示す。

- ・質量 : 22.28kg
- ・拘束条件 : 9点完全拘束
 - 保持部 4箇所
 - パネル受け 4箇所
 - SADA 取付部 1箇所

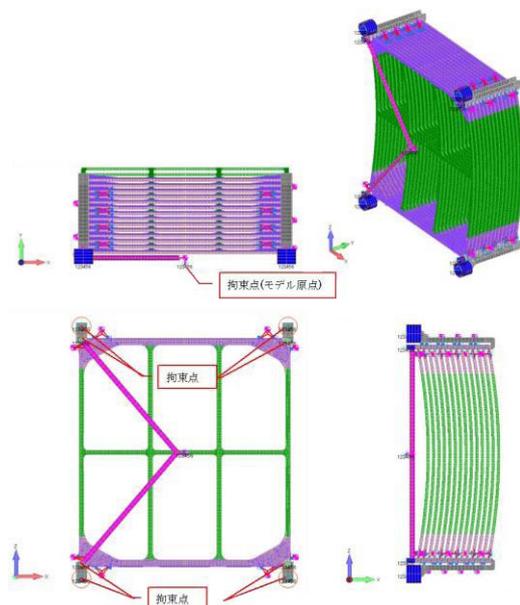


図8 収納状態 数学モデル外観

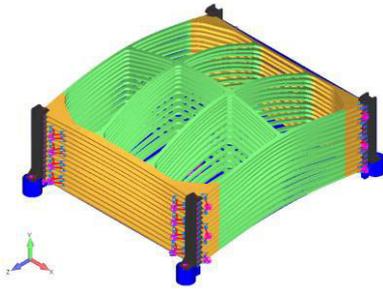


図9 1次モード：36.7 Hz

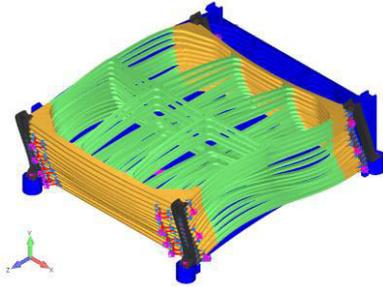


図10 3次モード：41.7 Hz

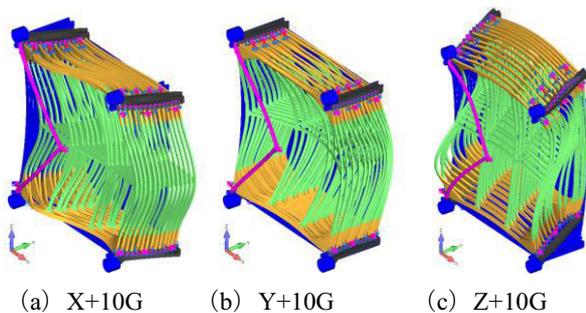
3.3.2 静荷重解析

準静的加速度を各軸それぞれ 10G 負荷した時の強度評価結果を表 4 に、変形状態を図 11 に示す。フレームの最小 MS は、Z 軸（パネル面内）方向に荷重が加わった時の 3.1 であった。これより、曲面フレームは打上時の振動環境においても十分な MS を有する設計となっていることが分かった。

表 4 収納状態静荷重 10G 解析結果
(フレーム最小 MS)

| 負荷軸 | | 破壊モード (周波数) | | | |
|-----|------|-------------|--------|-------|--------|
| | | T. W. | I. B. | C. S. | W |
| X | +10G | 6.2 | LARGE* | 3.9 | 21.1 |
| | -10G | 6.2 | LARGE* | 3.9 | 22.4 |
| Y | +10G | 14.7 | LARGE* | 5.0 | LARGE* |
| | -10G | 14.7 | LARGE* | 5.0 | LARGE* |
| Z | +10G | 3.1 | LARGE* | 4.0 | 30.8 |
| | -10G | 3.1 | LARGE* | 4.0 | 30.5 |

*) LARGE は、MS=50 以上



(a) X+10G (b) Y+10G (c) Z+10G

図 11 静荷重 10G 負荷時の変形状態

3.3.3 展開時固有値解析

収納状態の数学モデルから保持部を取り除き、展開状態での固有値解析を実施した。主な解析条件は、以下の通りである。

- ・質量：20.87kg
- ・拘束条件：1 点完全拘束
SADA 取付部 1 箇所
- ・SADA 回転剛性：SPRINT-A 反映
- ・ヒンジ剛性：従来衛星から類推

展開状態における 3 次までのモード形状を図 12～14 に示す。現在の展開時固有振動数のシステムインタフェースは 0.1Hz 以上であり、本パネルの 1 次モードは 0.131Hz であることから問題のない設計となっている。

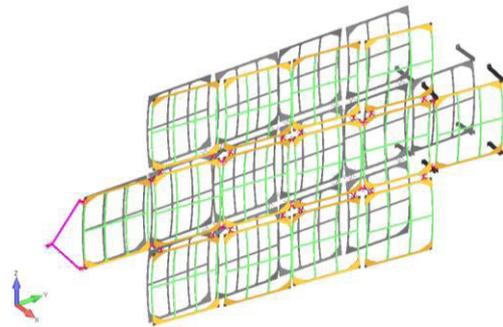


図 12 1次モード：0.131 Hz (面外 1 次)

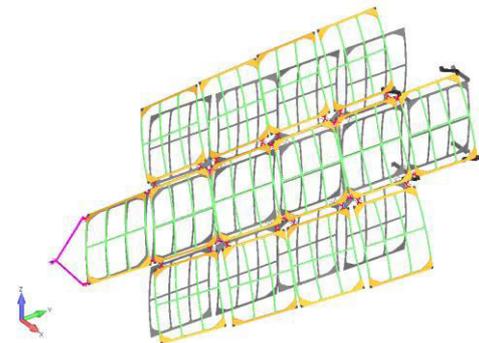


図 13 2次モード：0.336 Hz (捻り 1 次)

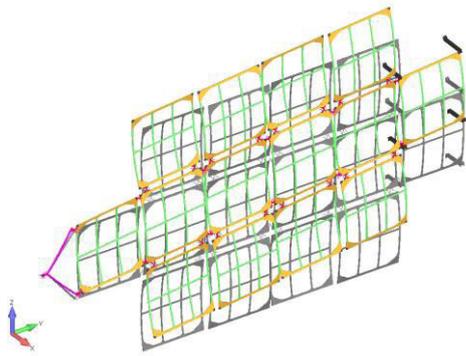


図 14 3次モード：0.571 Hz（面内1次）

4. まとめ

DESTINYにて宇宙実証を想定している軽量薄膜太陽電池パドルの最新の検討結果について紹介した。スペースソーラーシートおよびその結合技術、曲面構造、面ファスナーによる膜面搭載は、これまでにない太陽電池パネル技術であり極めてユニークな発想である。これらの技術を用いることで、これまで以上に軽量かつ高出力な太陽電池パネルを実現することが可能である。現時点でも既に109W/kgというこれまでにない高出力重量比である。検討には様々なマージンが含まれているため、今後の詳細な検討により更なる高性能化が期待できる。

また、DESTINYでは片翼14枚という多くの太陽電池パネルを必要とする。そこで、その収納状態ならびに展開状態の構造解析を行った。その結果、本軽量パネルは打上時の過酷な振動環境にも十分な強度を有すると考えられる。また、展開時においても約0.1Hz以上の固有値を有することからシステムのにも問題がない結果が得られている。

さらにDESTINYではこの14枚のパネルを収納、展開する技術が必要となる。今後は、DESTINY特有となるヒンジや保持解放部などの機構部品の検討を行い、同時に展開動作に関する詳細な検討を進める予定である。

謝辞

本検討を行うにあたり、ご協力頂いたシャープ株式会社ならびにNEC東芝スペースシステム株式会社の関係各位に感謝いたします。

参考文献

1) T. Kodama, et al., “Development of Space Solar Sheet”, Technical Digest of the International

PVSEC-17, 6O-B11-03, (2007).

2) M. Imaizumi et al., “Properties of Qualified Space Solar Sheet with InGaP/GaAs Dual - Junction Thin Film Solar Cells”, Proc. 9th European Space Power Conference, (2011).

3) K. Shimazaki et al., “Progress in Development of Ultra-Lightweight Solar Panel Using Space Solar Sheet”, Proc. 35th IEEE PVSC, Honolulu, U.S.A, (2010) 725-730.

4) 宇宙環境計測情報システムホームページ, http://seesproxy.tksc.jaxa.jp/fw/dfw/SEES/Japanese/D ata/data_j.shtml