

軽量構体パネルの研究
Research on light weight sandwich panels

マテリアル・機構技術グループ

石澤 淳一郎、今川 吉郎、南 伸太郎、馬場尚子、森 一之

Mechanical and Materials Engineering Group

J.Ishizawa, K.Imagawa, S.Minami, N.Baba, K.Mori

Abstract

Since spacecraft structures constitute a high proportion of total satellite mass, sandwich panels are commonly used which consist of a honeycomb core and either a CFRP or aluminum skin. Sandwich panels have a high specific rigidity, but are expensive to manufacture. JAXA has developed light weight sandwich panels using integral molding of CFRP prepreg and light weight plastic foam. This material has good workability, design flexibility and a low cost of manufacture. Research on the material's applicability to space structures is almost completed. In this paper, we report the results of vibration testing of a 50-kg class satellite assembly using these light weight sandwich panels.

1. はじめに

人工衛星を始めとする宇宙機の構体には、CFRP (Carbon Fiber Reinforced Plastics) またはアルミニウム合金 (Al) をスキン材、Al ハニカムをコア材とするアルミハニカムサンドイッチパネルが多く使用されている。アルミハニカムサンドイッチパネルは優れた比強度、比剛性を有するが、一方で製造に要するコストが高い。

そこで我々は、平成12年度から、宇宙機の軽量化、低コスト化を目的として、スキン材にCFRP、コア材に低密度高分子発泡材であるロハセル® (ポリメタクリリイミド発泡材) を使用した軽量構体パネルの研究開発を実施している。通常のスンドイッチパネルが別々に製作されたスキン材及びコア材を接着することにより製造されるのに対し、本軽量構体パネルは、スキン材となるCFRP プリプレグに含まれる樹脂が多孔質である発泡コア材に含浸することによる一体成形が可能である。そのため、軽量構体パネルは、従来のサンドイッチパネルと比較し、省工数化、接着剤分の軽量化、曲面等複雑形状の成形等が可能の他、コア材の切削性が良く、加工性に優れるという特長をもつ (Figure 1 参照)。なお、H-2A ロケットの段間部 (Figure 2 参照) は、本軽量構体パネルと同様の構成となっており、H-2A ロケットの軽量化に貢献し、その打上げ実績を重ねている。

これまでの研究において、スキン材、コア材単体及びその接合界面の材料特性、パネル接合用インサートの機械的特性、電子線、紫外線、原子状酸素等に対する耐宇宙環境性の評価、パネル一体成形プロセスの最適化、さらに信頼性確保のための非破壊検査方法の選定とその検出限界評価を実施しており、軽量構体パネルの宇宙適用に向け、材料レベルで着実な成果を挙げている。

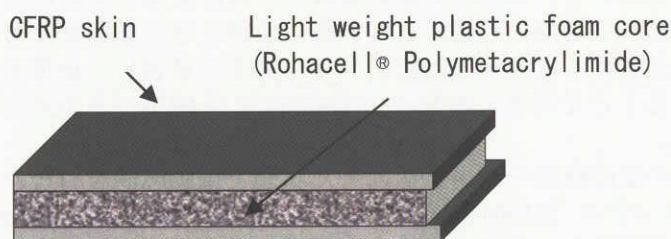


Figure 1 Schematic of the light weight sandwich panel

Sandwich structure consists of CFRP skin and Rohacell core



Figure 2 Interstage of H-2A launch vehicle

2. 研究の概要

平成 15 年度は、以下の項目について研究を行った。

(1) μ -Labsat 2 号機用底面パネルの製作及び振動試験

軽量構体パネルの設計対応性、振動特性等を把握するため、 μ -Labsat 2 号機を想定した底面パネル（衛星分離部との結合パネル）を製作、他の構造要素と組合せての振動試験を実施した。

(2) 振動特性評価

全てのパネルが軽量構体パネルからなる 50kg 級小型衛星モデルに対して振動試験を実施し、その振動特性を評価した。

(3) インサートの機械的特性評価

軽量構体パネル同士の接合、また軽量構体パネルへのペイロードの固定に用いるインサートに対し、ねじりモードでの機械的特性評価試験を実施した。

3. 成果の概要

(1) μ -Labsat 2 号機用底面パネルの製作及び振動試験

材料要素レベルを対象としたこれまでの研究では、軽量構体パネルの宇宙適用性が有望との結果を得ている。そこで、本年度の研究では、宇宙機構造系への軽量構体パネルの適用性評価を目的として、 μ -Labsat 2 号機用底面パネルを製作し、その振動試験を実施した。

Figure 3 に製作した μ -Labsat 2 号機用底面パネルの図面を、Figure 4 に製作後の外観写真を示す。

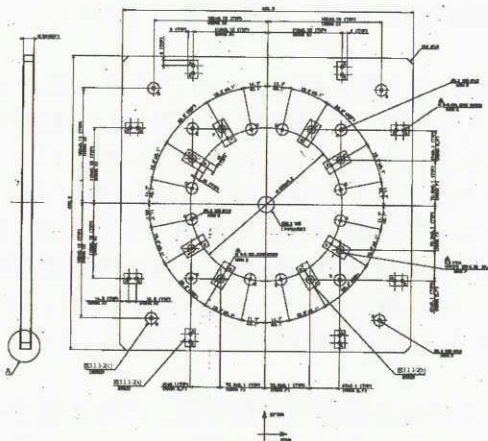


Figure 3 Drawing of μ -Labsat 2 bottom panel



Figure 4 Visual appearance of μ -Labsat 2 bottom panel

軽量構体パネルの結合に用いるインサートは、高い機械的強度を有する先埋めインサート（コア材にインサートを埋めた状態でパネルを成形するもの）と、宇宙機の開発過程での設計変更に対応できる後埋めインサート（パネル成形後にインサートを埋込むもの）の 2 種の使用を想定し開発を行っている。両者の機械的特性及び加工方法から、先埋めインサートは主にパネル同士の結合に、後埋めインサートはパネルとペイロードとの結合に用いることを考えており、 μ -Labsat 2 号機用パネルにおいても、この方針に沿ってインサートを選択した。

製作した底面パネルは、太陽電池パドル等の他の構造モデルと組立てた状態で振動試験を行った。振動試験は、小型副衛星用 H-2A ユーザーズマニュアル (NASDA-HDBK-1014) に基づく条件で、 μ -Labsat 2 号機の開発を行う宇宙実証研究共同センターが実施し、筆者らはその支援を行う立場で参加した。

振動試験の結果、QT 試験レベルでの正弦波加振及びランダム加振に対し損傷の発生はなく、軽量構体パネルに十分な耐振性があることがわかった。また、軽量構体パネルのダンピング特性によるものと考えられる振動応答の緩和現象が見られた。

(2) 振動特性評価

前項の振動試験は、振動による負荷が最大となる底面パネルのみを軽量構体パネルとするモデルを使用しているが、本項では、全ての構体パネルを軽量構体パネルとしたモデルに対する振動試験結果について述べる。

平成14年度の研究において、軽量構体パネルを組立てた50kg級小型衛星モデルを製作し、これに対する振動試験を実施した。その結果、正弦波加振時に底面パネルのリング状インサート部のコア材の損傷が発生した。損傷発生箇所は振動による負荷が最大となる、ロケットと衛星の結合分離部であるが、試験後の解析により、パネルの設計データに誤りがあり、既知であったインサート引抜き強度を超える負荷がインサートに加わったことが明らかとなった。また、損傷部の詳細観察結果においても、インサート引抜き試験で見られたものと同様な、コア材のせん断破壊様相が見られた。

そこで、本年度の研究では、損傷が発生した底面パネルについて設計を見直した上での再製作を行い、再度の振動試験を実施した。振動試験に用いた小型衛星モデルの概観図をFigure 5に示す。振動試験は、固有振動数の計測、ランダム加振、正弦波加振の順に、随時固有振動数の変化を確認しながら実施した。

固有値測定試験では、実測値が解析値より高周波側に表われた。解析に用いた共振倍率を落とす（振動減衰の効果を大きくする）ことで、X、Y、Z軸のいずれの固有値に対しても、実測値と解析値を合わせることができた。

さらに、ランダム振動試験を実施し、パネルに損傷がないことをモーダルサーベイ試験により確認後、正弦波振動試験に移行したところ、X方向での加振時に異音が発生した。筐体を分解し、破壊箇所を観察したところ、Figure 6に示すようなスキンの層間剥離がパネル端面から確認でき、平成14年度の振動試験で発生したコア材のせん断破壊とは異なるものであることが分かった。この原因調査のため、タッピングやパネルの切断、分解観察を行ったところ、層間剥離箇所は、底面パネルの+Xパネル結合部の先埋め型インサートブロックの周囲であった。

軽量構体パネルにおけるスキン材での層間剥離は、フラットワイズ（面外方向）引張試験（Figure 7参照）においても観察されていた。このときは、コア材の引張破壊による破壊モードが見られていたため、試験治具（Al製）とスキン材（CFRP製）の加熱接着時に、それら材料の熱膨張率差により発生する熱応力が亀裂を発生、進展させたものとして、試験方法に由来したものであると考え、常温硬化型の接着剤を用いた再試験により、その確認を行っている。しかし、今回の振動試験においてスキン層間での剥離が発生したため、特に層間剥離の発生に着目しながら、引抜き方向以外でインサートに対する機械的特性評価試験を実施した。その結果を次項に示す。

(3) インサートの機械的特性評価

振動試験において軽量構体パネルの先埋め型インサート部に損傷が発生したため、その原因調査及び対策を目的に、インサートに対する機械的特性評価試験を実施した。解析による発生荷重の最大値はインサートの面外引抜き荷重であったため、振動試験用筐体モデルには、引抜き強度を基準とした設計を実施し、設計に必要なインサート面外引抜き強度の測定を実施した（Figure 8参照）。なお、面外引抜き方向での破壊形態は、先ずインサートと接合したコア材のせん断破壊が生じ、その後スキン材が破壊するものであった。今回の振動試験での破壊形態は、インサートと接しているスキン材の層間剥離であり、面外引抜き方向での荷重による破壊形態と異なっている。

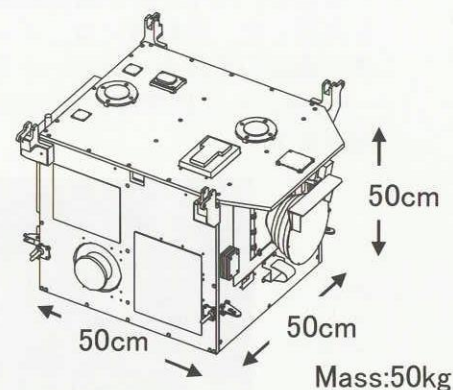


Figure 5 50kg-class satellite model for vibration test

Delamination

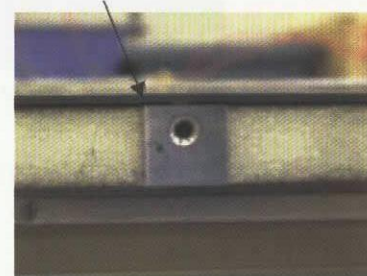


Figure 6 Delamination of CFRP skin

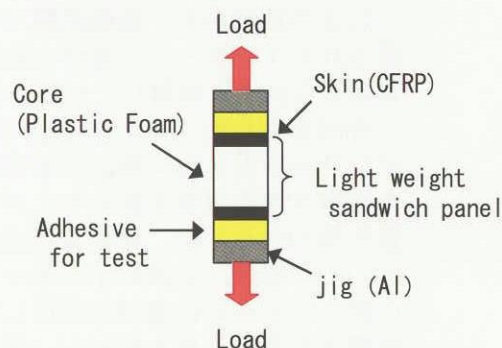


Figure 7 Schematic of flat-width tensile test

そこで、スキン材の層間剥離を生じる可能性があるねじりモードでのインサート機械的特性評価試験を実施した。供試体には、インサート側面のコア材接触面積が小さく、コア材への応力分散が少ないパネル端部の先埋めインサートを選択した。

Figure 9 に供試体に対する荷重方向と試験で発生したき裂箇所を、Figure 10 に得られた荷重-変位線図を示す。

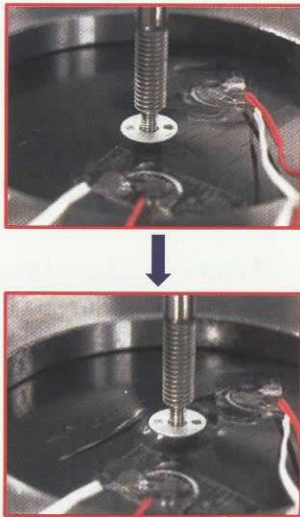


Figure 8 Pull-out test of an insert block

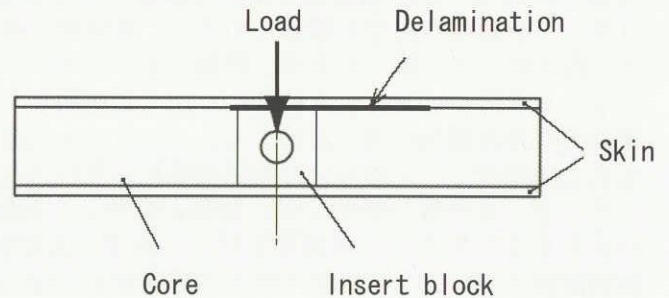


Figure 9 Torsion test of an insert block

本試験により発生した破壊モードは、全てインサート周囲のスキン材層間剥離であり、振動試験で発生したものと同様の形態であった。ねじりモードでの破壊加重は試験の平均値から 1240N と求まり、同一形状のインサート引抜加重 2720N の半分以下であった。なお、振動試験用筐体の設計解析データから、振動試験での破壊発生箇所に 1240N を超えるせん断荷重が加わっていたことが明らかとなった。

以上の結果から、振動試験で発生した損傷は、端面に設置されたインサートと接合されたスキン材が、せん断荷重に耐えられずに剥離したものと判断される。

今回発生したスキン材の層間剥離に対し、短期的には、インサートとスキン界面の接合面積を増やし、加わる荷重を分散させる対策を採ることができるが、パネル全体の質量も増加するため、材料及び成形プロセスでの解決を図っていく。現在、先埋めインサートには、ブロックとスキン間にフィルム接着剤を使用しているが、その材料及び設置箇所の最適化等を検討し、後埋め型を含めたインサートの特性評価、改善を実施していく。

4. まとめ

平成 15 年度の軽量構体パネルの研究では、 μ -Labsat 2 号機用底面パネルを製作して振動試験を実施した結果、その宇宙適用性について有望な成果が得られた。しかし、50kg 級の小型衛星モデルに対する振動試験では、スキン材の層間剥離が発生した。破壊後の供試体の観察及びインサート機械的特性評価試験の結果から、底面パネル端面に設置したインサートの周囲において、スキン材の層間剥離強度を超える荷重が加わったことが原因であることが分かった。

今後、インサート及びそのスキン材との接合について、材料及び成形プロセスの改善等を実施し、軽量構体パネルの宇宙適用に向けた着実な開発を継続していく。

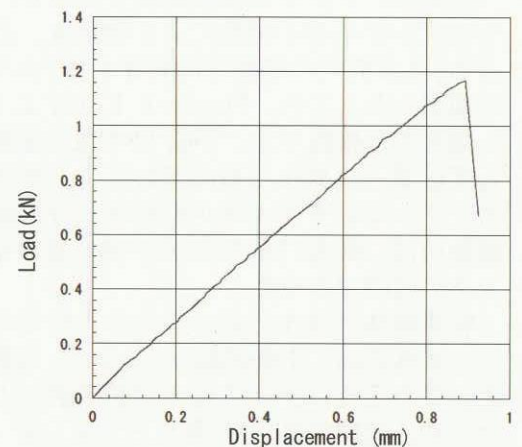


Figure 10 Load-displacement curve of insert block torsion test