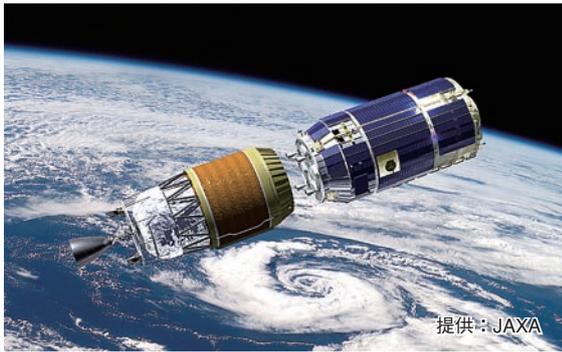


## 特集論文

宇宙ステーション補給機 (HTV)  
STM システム機械環境試験の概要と  
得られた知見The Outline of HTV Mechanical  
Environmental Tests with Structuring Test  
Model (STM)河野秀文\*<sup>1</sup>  
Hidefumi Kawano鎌田 誠\*<sup>1</sup>  
Makoto Kamata中村敏夫\*<sup>2</sup>  
Toshio Nakamura

国際宇宙ステーションへの物資輸送システムである HTV (H-II Transfer Vehicle) は、ロケットで打ち上げられるペイロードとして、従来にない大規模な宇宙機である。それゆえに、打上げ時に負荷される音響・分離衝撃に対しては、これまで以上に高度かつ多岐にわたる評価が必要となった。検証上の工夫を加えながら、機械環境試験（音響試験・分離衝撃試験）を無事に完了させたことで、HTV の開発は大きく進捗した。また、そこで得られた知見は、将来の HTV 後継機開発にいかされる貴重なものである。

## 1. はじめに

HTV (H-II Transfer Vehicle) は、(独)宇宙航空研究開発機構 (JAXA) の下で開発が進められており、当社は、全体システム取りまとめのほか、構造・装備系の設計業務を推進している。HTV は、H-IIB ロケットで打ち上げられるが、その際に負荷される音響、分離衝撃に対する適応性評価は、構造装備系設計の重要なファクタである。本稿では、HTV システム評価用に製作した供試体 (STM) を用いて実施した機械環境試験（音響試験／分離衝撃試験）の概要と、試験結果から得られた知見について紹介する。

## 2. HTV 熱構造モデル (STM) の概要

## 2.1 HTV の概要

HTV は、4つのモジュールから構成される (図1)。与圧部／非与圧部は、輸送物資 (ペイロード) を収納するためのモジュールである。非与圧部は、宇宙空間

に曝露した状態でペイロードを輸送・廃棄するための“曝露パレット”を搭載するため、“大開口部”を有する<sup>(1)</sup>。電気モジュール、推進モジュールは、軌道間輸送機能を受け持つ部分 (バス部) である。

## 2.2 試験評価範囲

HTV 打上げ時形態において最上部に位置する与圧部については、宇宙ステーションモジュール (JEM: きぼう) を踏襲した開発を進めており、他モジュール (非与圧部、電気モジュール、推進モジュール) とは開発の進め方を異にしている。

本稿では、与圧部を除く“非与圧部、電気モジュール、推進モジュール”を評価対象とした STM を組上げて、HTV の打上げ時に発生する機械環境条件 (音響、分離衝撃) に対する評価を行った内容について取り扱うものとする。

## 3. 試験供試体

STM の形態を、図2に示す。

前述のとおり、与圧部については本試験の評価対象から外れており、非与圧部との機械的インタフェースを模擬したダミー (与圧部ダミー) が搭載されている。

非与圧部、電気モジュール、推進モジュールの各構造体 (主構造、構成品搭載用の内部構造) については、フライト品で想定されている実機と同等の供試体となっている。一方、搭載構成品 (電気系、推進系、機構系) については、質量・重心を実機モデルと合わせたダミー品となっている。なぜなら、本 STM 試験の主目的は、各構造部位・各構成品の設計・開発に適用

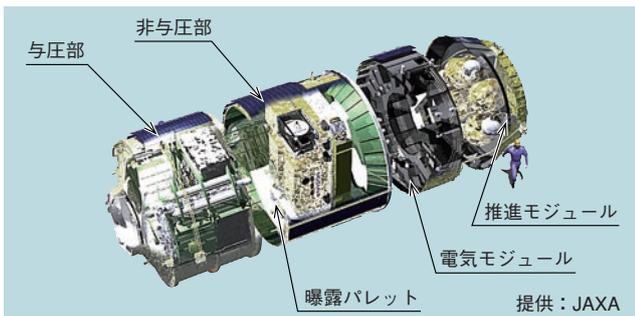


図1 HTV 概要

\*<sup>1</sup> 名古屋誘導推進システム製作所飛昇体技術部構造設計課\*<sup>2</sup> 技術本部長崎研究所強度研究室長 工博



図2 HTV熱構造モデル (STM)

されている音響・ランダム振動環境条件，衝撃環境条件の妥当性を確認するものであり，個々構成品の環境に対する耐荷を確認するものではないからである（環境に対する耐荷については，別途，構成品レベル，サブシステムレベルで確認されていることが前提である）。

#### 4. 音響試験

##### 4.1 音響試験の目的

STM 音響試験の目的は，以下のとおりである。

“打上げ時の音響環境によって，HTV 各部位・構成品取付部位に発生するランダム振動環境を測定し，構成品の開発に適用してきたランダム振動条件（スペック値）の妥当性を確認する”。

よって，本試験で計測されたランダム振動環境が，構成品開発時に適用しているスペック値を逸脱している場合には，何らかの追加評価が必要になる。

##### 4.2 試験形態

STM 音響試験の試験形態を，図3に示す。

試験場所は，JAXA 筑波宇宙センターの総合環境試験棟（1600 m<sup>3</sup>音響試験設備）である。専用の HTV

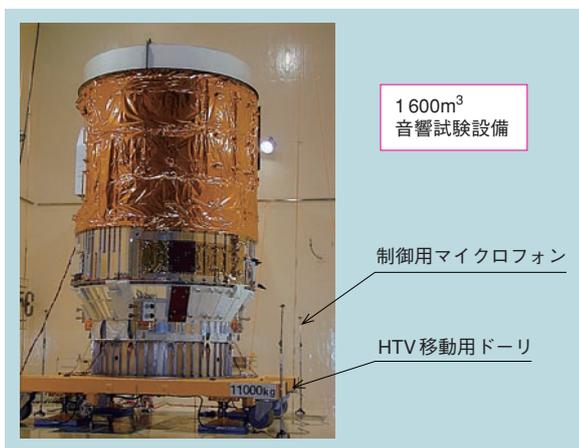


図3 STM音響試験形態

移動用ドーリ上に衛星分離部構造を搭載し，HTV 下端側（推進モジュール下部側）のインタフェースを模擬した。

HTV 供試体の周囲には，6 個の制御用マイクロフォンを配置した。試験評価用計測点として，約 600 ch の加速度センサを設置している。

##### 4.3 試験条件

負荷した音響レベルを図4に示す。適用したのは，打上げ時の予測環境レベルに + 3 dB マージンを加えた認定試験レベルである。

なお，従来，HTV に対しては，図中で“H-IIA I/F”と示されるレベルが適用されていた。ただし，本機械環境試験実施前に，H-IIB ロケット打上げ時音響環境条件の見直し提案（ロケットフェアリング内部のフィルエフェクトを再評価・反映）があり，図中で“H-IIB I/F”と示すレベルを考慮する必要が出てきた。

本試験では，両方のレベルを負荷して，計測を行ったが，その後の H-IIB ロケット側との調整で，見直し案が採用されることが決まったため，実行上の評価では，“H-IIB I/F”のレベルを適用している。

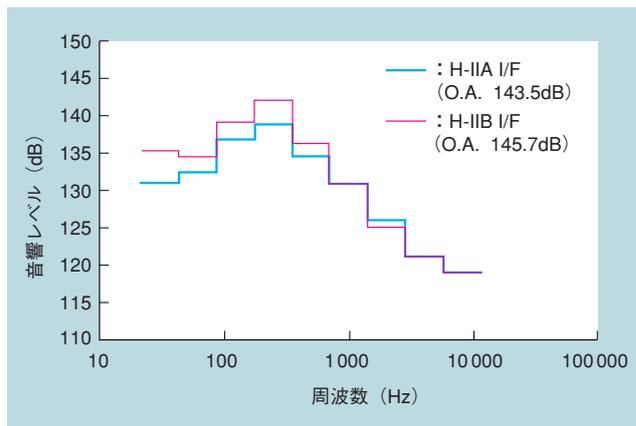


図4 負荷音響レベル

##### 4.4 試験結果

試験結果の概要は，以下のとおりである。

###### 【試験成否】

一部の加速度センサに欠測があったものの，バックアップ計測点を考慮することで，所定の試験目的を達成するに十分な試験データを取得できた。

###### 【計測結果】

- 各構成品取付部位に対するランダム振動応答加速度は，全般的にスペック値に包絡されていることが確認できた。ただし，一部の計測箇所において，共振峰の突出がある。そのほとんどが 200 ~ 300 Hz の周波数帯に集中しており，主構造体の外部点である。
- 非与圧部には，2. 1 項に示すとおり，“大開口部”

が存在する。そのため、従来、HTV 構造内部の音響環境を見積る際には、構造体による透過損失などは適用せず、外部と同じレベルを適用してきた。一方、今回の試験結果では、供試体内部の計測音圧が、外部に比べて数 dB 下がっていることが分かった。

#### 4.5 考察

主構造外部取付部位のランダム振動レベルが、内部に比べて逸脱する傾向が高かったのは、以下の要因によるものと推定される。

- (1) 200 ~ 300Hz は、外力としての音圧負荷レベルが最も高い周波数帯である。また、主構造体の“花びら状”の振動モードが、当該周波数帯に発現する解析結果が出ている (図5)。

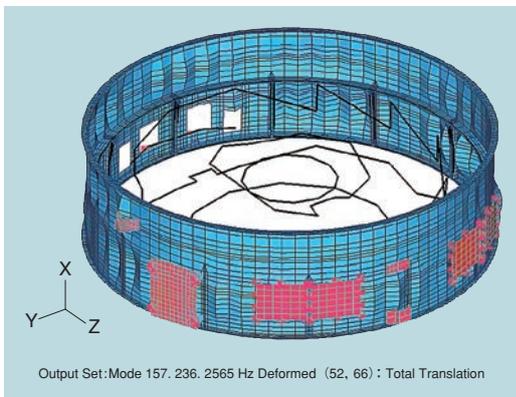


図5 “花びら状”の振動モード

- (2) 主構造体については、強度上の限界設計を行っており、極限に近い軽量化が図られている<sup>(1)</sup>。よって、比較的剛性が高い内部構造に比べて、外部の主構造は、振動しやすい傾向にある。

ただし、いずれの箇所についても、主構造体の仕様を抜本的に変更せざるを得ないような致命的な逸脱はなく、採用された改修対策は、構成品側での耐性追加評価や、艀装用ブラケット改修などが主であった。すなわち、HTV 開発当初から各構成品に対して適用してきたスペック値は、おおむね適切であったと言える。

#### 4.6 評価上で工夫した点

本試験では、ランダム振動加速度計測結果とスペック値を比較する際、単純に PSD (Power Spectrum Density) のみで逸脱の有無を判定せず、評価ルールとして、RRS (Random Response Spectrum<sup>(2)</sup>) による比較を導入した。すなわち、ランダム振動環境条件スペック値の RRS が、本試験計測レベルの RRS を包絡していれば、PSD で一部周波数帯の逸脱があった場合でも、当該周波数帯で対象構成品がクリティカルな固有モードを有していないことを確認の上、問題ないものと判定した。評価例を図6に示す。

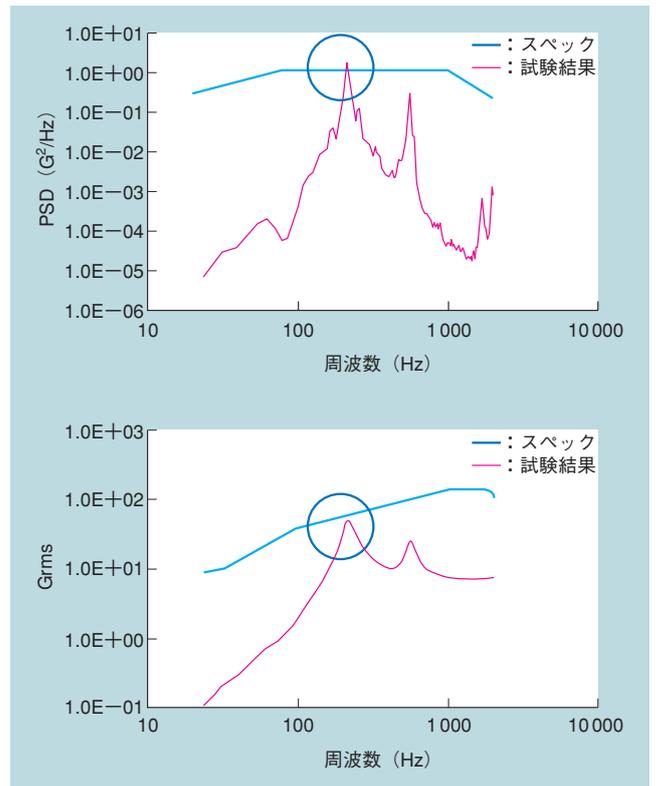


図6 RRS によるランダム振動応答の評価例  
PSD では、スペックを逸脱しているが、RRS では包絡しており、問題なし。

### 5. 分離衝撃試験

#### 5.1 分離衝撃試験の目的

STM 分離衝撃試験の目的は、以下のとおりである。“HTV と H-IIB ロケットが軌道上で分離した際、すなわち、両者を結合している火工品 (分離ナット) が作動した際の分離衝撃源近傍、並びに、HTV 各部位に伝達する衝撃加速度レベルを測定し、従来から規定されている衝撃加速度環境条件に包絡されていることを確認する”。

よって、本試験で計測された衝撃加速度環境が、HTV 開発に適用している条件を逸脱している場合には、何らかの追加評価が必要になる。

#### 5.2 試験形態

STM 分離衝撃試験の試験形態を、図7に示す。

試験場所は、JAXA 筑波宇宙センターの総合環境試験棟：組立準備室7である。供試体上端に搭載された与圧部ダミーに設けられたスリングポイントをクレーンで吊り上げ (床面から 50 mm 程度)、分離ナットを作動させて、HTV/H-IIB ロケット分離部の分離時衝撃加速度を計測する。

試験評価用の計測点としては、約 330 ch の加速度センサを設置した。うち、約 300 ch については、前述の音響試験計測点と共通であるが、衝撃源近傍領域

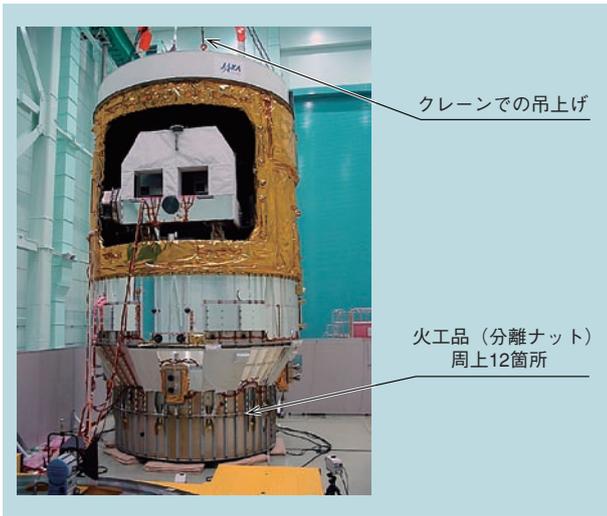


図7 STM 分離衝撃試験形態

については、衝撃加速度計測専用の加速度センサを新たに貼り付けた。

5.3 試験条件

HTV/H-IIB ロケット分離部間は、12箇所の分離ナットで結合されている。実際のフライトシーケンスでは、6箇所ずつの火工品が2段階で着火される計画となっており、その作動時刻間隔は十分に大きい（すなわち、1回目の着火で発生した衝撃加速度と2回目の着火で発生した衝撃加速度が重なり合うことは無い）。

本試験では、まず最初に、6箇所の火工品に点火装置を接続・作動させ、次に残りの6箇所に点火装置をつなぎ替えて作動させ、分離部を落下させた。2回目に作動する分離ナットは、1回目の作動衝撃を受けており、本手法にて分離ナット作動上の耐荷性能も確認できた。

なお、再現性確認の目的から、分離衝撃試験は2ケース実施した。すなわち、火工品作動は計4回実施した。

5.4 試験結果

試験結果の概要は、以下のとおりである。

【試験成否】

前述の音響試験と同様に、一部の加速度センサに欠測があったものの、バックアップ計測点を考慮することで、所定の試験目的を達成するに十分な試験データを取得できた。

【計測結果】

- それぞれの分離ナットは正常に作動した。また、高速度ビデオで撮影した分離挙動についても、特に問題となる事象は認められなかった。さらに、分離スイッチ（分離確認用のプランジャ式センサ）も正常に作動し、分離性能が確認できた。
- HTV/H-IIB 分離面における衝撃加速度は、計測箇所によってバラつきがあるものの、規定された環境

条件に充分包絡されていることが確認できた。

- ごく一部の電気系構成部品にて、試験で得られた低周波領域の一部が、スペック値を逸脱する現象があったが、当該機器は、低周波領域に十分な耐荷マージンを有しており、問題はなかった。
- カーゴが搭載される非与圧部では、衝撃加速度はほとんど減衰しており、問題にならないレベルとなっている（予測どおり）。

5.5 考察

HTV/H-IIB ロケット分離面から、HTV 内部に伝達する衝撃伝達加速度は、NASA の文献<sup>(3)</sup>を参考にして、“距離減衰”と“構造分岐”を考慮して予測していた（各構成部品に適用される衝撃加速度レベルは、この予測に基づいて規定されていた）。分離面からの伝達／減衰後の加速度予測を、分離面からの距離で整理し、本試験結果と対比させたものを図8に示す。

減衰特性の予測について、おおむね妥当であったことが確認できた。

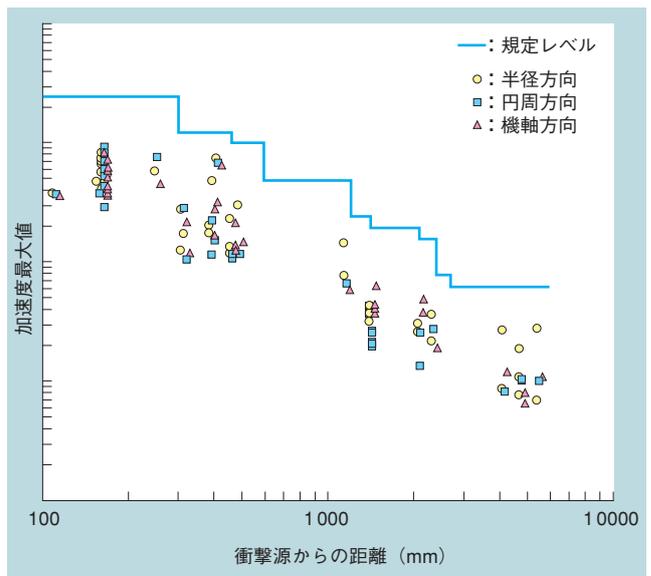


図8 衝撃加速度予測と試験結果の対比

6. ま と め

上述の2つの試験を通じて、HTV システムが、H-IIB ロケット打上げ時の機械環境条件（音響、分離衝撃）に対して、適応可能な仕様となっていることが確認できた。機種の種類上、従来の宇宙機システムに比べて、大規模な試験となったが、評価上の工夫も含めながら、無事に乗り切ることで、HTV 開発進捗に大きく貢献できた。

また、非与圧部内部における音響レベルは、大開口部を有するにも関わらず、外部よりも数 dB 低い傾

向にあることが確認でき、本件を考慮して、非与圧部で輸送するカーゴユーズ向けに、よりリーズナブルな環境条件規定を定めていくことが可能となるなど、HTVの有用性向上につながる知見も得ることができた。

現在、HTV開発は、技術実証機（打上げ初号機：PFM）の製造・試験フェーズに移行している。技術実証機の開発では、フライトシステム品の検証としての音響試験が計画され、そこでは、本試験で得られた知見・教訓がいかされている。

さらには、HTV後継モデルの開発構想もあり、将来的にも適用可能な貴重なデータを取得できたものと考えている。

#### 参 考 文 献

- (1) 河野秀文ほか、宇宙ステーション補給機 (HTV) 非与圧部主構造の設計・開発、第47回構造強度に関する講演会講演集、日本航空宇宙学会 (2005) p.123
- (2) 峰杉賢治ほか、S-520観測ロケットのランダム振動環境の策定、第35回構造強度に関する講演会講演集、日本航空宇宙学会 (1993) p.62
- (3) NASA, CONTRACT NASS-15208 Aerospace Systems Pyrotechnic Shock Data 1970



河野秀文



鎌田誠



中村敏夫