最先端宇宙デブリ防御技術*

Space Debris Protection Technology for International Space Station

白木邦明**
Kuniaki SHIRAKI

Key words space debris protection, hypervelocity impact test, hydrocode simulation, space station

1. はじめに

高度約 400 km, 軌道傾斜角 51.6 度の軌道に, 世界 15 カ国が参加した国際宇宙ステーション (ISS: International Space Station) の建設が進められ, ほぼ完成している. 現在の ISS 全体形状を図 1 に示すが, 最大電力 100 kW を発生する 4 組の太陽電池パドルがトラスと呼ばれる長さ約 110 m の構造に取り付けられ, 中心部は宇宙飛行士が滞在し, 生活する有人モジュールが取り付けられている. ISS には定期的に米国のスペースシャトル, ロシアのソユーズ宇宙船が飛来して, 物質の補給や搭乗員の交代を行う. 計画は 1985 年から始まったが, 紆余曲折の後, ようやく 1998 年 11 月に最初の要素が打ち上げられ, 2000 年 10 月からは 3 人の宇宙飛行士が滞在, また 2009 年 5 月からは 6 人の宇宙飛行士が約 6 カ月交代で宇宙滞在を始めた. 今後の軌道上組立ては, 米国のスペースシャトル約 5 回の飛行により 2010 年ごろに完成する予定である. わが国もこの計画に参加しており, 日本の実験棟 (JEM: Japanese Experiment Module, 愛称「きぼう」) を開発し, 2008 年 3 月から 2009 年 7 月にかけて 3 回のスペースシャトルで打上げ, ISS 本体に取り付けた. 「きぼう」は有人の船内実験室を中心として, 宇宙空間の実験施設である船外実験プラットフォーム, ロボットアーム等から構成されている. ISS 全体および「きぼう」開発の経緯と概要については文献 1) を参照されたい. 船内実験室は内圧が 1 気圧で宇宙飛行士に安全で快適な居住と作業環境を提供する.

人工の打上げ物体である宇宙デブリ (debris) の増加は, 計画当初からステーションとの衝突事故が懸念され

た. このため, 宇宙デブリ防御に関して広範で種々の対策が検討されている²⁾. また, 最近においては, 人工衛星の破壊実験や衛星同士の衝突により, デブリの増加は急激なものとなっており, 有人宇宙施設である ISS にとっての脅威となってきた. ここでは, 宇宙デブリ対策のうち, 特に「きぼう」の有人与圧モジュール (後図 3 に示す船内実験室, 船内保管室) に対して開発したデブリ防御技術について解説する.

2. 宇宙デブリ環境と防御要求

与圧モジュールを隕石やデブリから防御することは, 搭乗員の安全確保のために重要な課題である. 大きさが数 mm から数 m, 速度は最大 15 km/s に及ぶ広範な宇宙デブリに対して, 防護シールド (あるいはバンパー) によるモジュールの防御だけで安全を確保することは不可能に近い. 宇宙ステーション計画では, 対象とするデブリを球形のアルミニウム (以下アルミと略す) と考え, その大きさに応じて次の基本的な対応方針を設定した (人工のデブリに比べて隕石の衝突確率はずっと小さい).

(1) 直径 1 cm 以下の宇宙デブリは有人与圧モジュールに防護シールドを取り付け, デブリの与圧壁貫通を防ぐ.

(NASA 提供)

図 1 ISS 全体形状 (2009 年 9 月現在) (手前右側が JEM 「きぼう」)

*原稿受付 平成 21 年 10 月 19 日

**独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 (茨城県つくば市千現 2-1-1)

白木邦明

九州大学大学院工学研究院, 航空宇宙工学部門
博士後期課程修了. 博士 (工学). 専門は構造
力学, スペースデブリ防御. 著書は「宇宙ス
テーションと支援技術」コロナ社 (共著).

案1 Whipple Shield

案2 Stuffed Whipple Shield

図2 「きぼう」与圧モジュールのシールド構成

この場合、与圧モジュールに対する設計要求として非貫通確率（PNP: Probability of No Penetration）を設定する。

(2) 直径 10 cm 以上の宇宙デブリは地上から飛行軌道が把握できるので、軌道予測により衝突の危険があれば、事前に宇宙ステーションの軌道を変更して衝突回避を図る。

(3) 直径 1 cm 以上 10 cm 以下のデブリはシールドによる防護と、観測による軌道把握のいずれも困難である。これらの衝突確率は小さいが、モジュール壁を貫通するリスクは残る。そこで、もし貫通しても搭乗員や宇宙ステーションに対し致命的な危害(catastrophic hazard)を生じないよう設計するとともに、ステーション運用でハザードを回避する。

ここでは、特に (1) 項の防護シールド技術を解説する。

与圧モジュールのデブリシールド開発では、まず直径約 1 cm 以下のデブリを防護するシールドの設計を行い、その設計が与えられた PNP 要求（「きぼう」与圧モジュールの PNP 配分値は 10 年間で 0.9738）を満足することを試験やシミュレーションで検証する。

3. 防護シールド設計

「きぼう」のシールド構造開発に当たっては、主として超高速衝突試験により設計データの取得と性能評価を行ってきた。この結果を踏まえ、さらに米国航空宇宙局 (NASA) の設計案³⁾も取り入れて種々の構成を検討し、与圧モジュールのシールドは図2に示す案1と案2の組み合わせで構成した。案1は古くから知られている Whipple Shield と呼ばれるもので与圧モジュールの周囲に 1 枚のア

図3 「きぼう」与圧モジュールのシールド配置

ルミ合金板 (Al 6061) を取り付けもの、案2はスタッキング入り防護シールド (Stuffed Whipple Shield) と呼ばれ、2 段目に特殊な構造の強化シールドを追加して、防護能力をより高めたものである。防護能力強化のため前面アルミ板と与圧壁の間の 2 段目シールドは、アルミメッシュ、3 層のセラミック繊維 (Nextel)、および 4 層のアラミド系繊維 (Kevlar) から構成されるスタッキングと呼ぶ多層積層材を設置する。Kevlar 層の内側は、与圧モジュールからの熱リークを防止する多層断熱材 (MLI: Multi Layer Insulation) が配置される。「きぼう」与圧モジュールの防護シールドは図3に示すように、デブリ衝突確率が高い飛行方向は案2が、衝突確率が低い背後側は案1を配置し重量を軽減している。このような基本構成を決定する過程では、それぞれのシールド構成についてデブリの直径と速度に関し、貫通限界の経験式³⁾を使って、全体の PNP を計算し要求を満足する設計であることを予備的に確認する。ここで用いた貫通限界経験式は Stuffed Whipple Shield の場合、超高速衝突時の材料の相変化により、速度が約 2.7 km/s で谷を、また約 6.5 km/s でピークをもった折れ線で表される（後出図7参照）。2.7 km/s までは弾性衝突、これを超えて 6.5 km/s までは衝突により液化、気化が生じる。経験式であるため、シールド設計が確定したところで限界性能を実際に試験や計算機シミュレーションにより検証する。

デブリシールドによる防御は以下のような現象と過程で達成される。

(1) Whipple Shield: この場合、前面のアルミ板に衝突したデブリはアルミ板とともに破碎、超高速では気化し、これがデブリクラウド（雲）となって拡散する（後出図4参照）。この結果、2 段目の与圧モジュール壁には、エネルギー密度が減少して衝突することで防護機能をはたす。

(2) Stuffed Whipple Shield: 1 段目のアルミ板で拡散したデブリクラウドは 2 段目のスタッキングに衝突し、小さな破片は捕獲され運動エネルギーを消散する。エネルギー密度の高い部分も減衰し、与圧壁に衝突するときには、速度と圧力も十分に低下することで、与圧壁に与える損傷

図4 アルミ球模擬デブリが前面アルミ板バンパーに衝突して発生したデブリクラウドの高速度写真（撮影順は1段左・同右・2段左・同右の順，シャッター間隔：5 μ s）

が低減する（後出図6参照）。

4. シールド性能の検証

シールドの性能は次の2つの超高速衝突試験設備と計算機シミュレーションにより検証してきた。

(1) 2段式軽ガス銃⁴⁾：デブリ速度が約6 km/s程度までは2段式軽ガス銃を用いた。2段式軽ガス銃の作動原理はまず燃焼室の中で火薬を燃焼させ、燃焼ガスによりピストンを前方に押し出す。ピストン前方には水素ガスが封入されており、押し出されたピストンによりこの水素ガスが高速で圧縮されて一定圧力以上になると、ダイヤモンドが破断しその前方に設置された飛翔体（サボ+アルミ製の模擬デブリ）を打ち出す。飛翔体は発射管内で加速され、フライトチューブ内のサボトラップでサボから模擬デブリが分離され、供試体にデブリのみが打ち出される。射出速度の計測は飛翔体先端にラバー磁石を接着し、2つの離れた場所に設置した誘導コイルを通過するときの誘導起電力発生時間差で計測する方法と、2本のレーザー光を設置し、レーザー光を横切る時間差で計測する方法を採用している。筆者らが開発した軽ガス銃で達成できた最大打ち出し速度は6.8 km/sであった。図4はアルミ球模擬デブリがバンパーに衝突して発生したデブリクラウド（雲）の高速度写真を示す。

(2) 成形爆薬⁵⁾：デブリ速度が10 km/s以上では軽ガス銃に代わり成形爆薬（shaped charge）を使用した。成形爆薬の原理は、爆薬が解放した化学エネルギーを円錐状のライナーの運動エネルギーに変換し、円錐中空部分に集中

図5 円錐形成形爆薬試験装置

させ、中心軸上でぶつかり合うことによって軸方向の大きな運動エネルギーに変換する。成形爆薬の原理の詳細は文献6)に詳しい記述があるので参照されたい。デブリ衝突模擬試験では、先端ジェットに直接寄与しないスラグ（slug）を取り除くインヒビター（inhibitor）付きの成形爆薬を使用した。用いた火薬はOctolを、またライナー材料は、より高速なジェットを得るためにアルミを用いた。図5は試験に使用したインヒビター付き円錐形成形爆薬（CSC: Conical Shaped Charge）試験装置の概略を示す。デブリの速度と形状・質量は2箇所撮影したフラッシュX線の画像解析から求める。成形爆薬の形状と寸法は、質量1.3 gの飛翔体を速度約11 km/sで飛ばすことを目標に、円錐角は30°、ライナー板厚は2.1 mmとした。さらに1グラム以下のデブリ衝突を模擬するためにSwRI社の成形爆薬試験装置も使用してデータを取得した。成形爆薬の加速で飛行するジェットはガス銃で用いるアルミ製模擬デブリのような中実球ではなく、中空円筒に近い矢じり状で、材料の状態は固体であるが、飛行距離によって形状と密度が変化する。したがって、バンパーに衝突した際に与える損傷の度合も固体球と異なるので、成形爆薬による試験結果の解釈に当たってはジェットの形状や密度の変化を考慮することが重要であることが明らかになった。

(3) 計算機シミュレーション⁷⁾：上に述べたように、試験のみでは必要とされるデブリの速度と大きさのすべてをカバーすることはできない。これを補完するために計算機シミュレーションを行った。計算機シミュレーションの課題は、正確な物理方程式、計算アルゴリズム、材料に合った物理定数を必要とすることである。物理定数が測定できない材料の場合、類似材料の値を使った。

材料の相変化を伴う超高速衝突現象を解析する計算コードとしてハイドロ・コードを使用してシミュレーションを実施した。シミュレーションでは試験で把握できない詳細な衝突現象を定量化、図示できるという利点がある。シミュレーションでは以下の基本方程式を用いた。

a. 保存方程式：質量，運動量，および運動エネルギーに関するそれぞれの保存則。

b. 状態方程式：衝突時の材料の相変化を記述する方程式。衝突速度が7 km/s以下で固体または液体として挙動

図6 デブリが防護シールドを貫通したときのエネルギー変化時刻歴シミュレーション

する材料では Mie-Grüneisen 型衝撃 Hugoniot の状態方程式を用いる。速度が約 7 km/s を超える超高速衝突領域では、衝撃圧縮に伴う温度上昇とそれに続いて発生する希薄波により気化が生じる。そこで衝撃に伴う気化現象を模擬するために Tillotson の状態方程式を用いる。

c. 構成方程式：衝突により生じる構造体の応力、ひずみ関係を記述する。与圧壁の構成方程式は、降伏応力が、相当塑性ひずみ、ひずみ速度、および相同温度に依存する Johnson-Cook のモデルを用いた。

d. 破壊基準：構造体の破壊基準はスポール圧力（負の限界静水圧）と相当塑性ひずみ限度による瞬時破壊モデルである。一方、気化領域では材料は始めから流体状と仮定して相当塑性ひずみによる破壊は考えない。また、スポール圧は零と仮定する。

図6はデブリが防護シールドを貫通したときのエネルギー変化を時刻歴で示すもので、デブリのエネルギーがどう減衰するかがよくわかる。

(4) 検証結果：最初に2段式軽ガス銃による超高速衝突試験と計算機シミュレーション結果の比較例を示す。図7に Stuffed Whipple Shield について示すが、速度 6 km/s 以下では両者の結果は共に貫通限界経験式を満足し、両者はよく一致している。

次にアルミ球デブリについて超高速領域（10～12 km/s）でシミュレーション結果をプロットし、貫通限界曲線との一致を評価すると、シミュレーションの方が経験式よりも防護性能が低いことがわかる。

さらに、成形爆薬試験結果（11 km/s 近傍）をプロットすると非貫通限界はさらに低くなる。成形爆薬試験ではデブリの形状効果による貫通力はアルミ球に比べ等価質量比で約 3～5 倍高いと評価されており⁸⁾、これを補正すると

図7 「きぼう」デブリシールドの貫通限界経験式、試験およびシミュレーション結果の比較（Stuffed Whipple Shield）

アルミ球ではシミュレーションよりも若干高い非貫通限界が得られる。なお、この速度領域のシミュレーションについては状態方程式に使用する材料物性値についてもっと精度の良いデータが必要である。最終的には試験やシミュレーションによって修正された貫通限界曲線をもとに PNP を再計算し、要求値を満足していることを確認した。

5. あとがき

「きぼう」はわが国が初めて開発した大規模な有人宇宙施設である。ここに解説したデブリ防御技術の開発は、筆者らが経験した技術開発の一つであるが、設計要求の設定に始まり、防護シールド設計、試験設備の開発と技術データの取得、試験を補完するための計算機シミュレーションの実施、数学モデルのコリレーション（correlation）等、防護シールドの技術開発に必要な手法と手順をすべて使用した。本誌の読者の方々の参考になれば幸いである。

参考文献

- 1) 狼嘉彰, 富田信之, 堀川康, 白木邦明: 宇宙ステーションと支援技術, コロナ社, (2004).
- 2) Protecting the Space Station from Meteoroids and Orbital Debris: National Research Council, National Academy Press, (1997).
- 3) E.L. Christiansen, J.L. Crews, J.E. Williamsen, J.H. Robinson and A.M. Nolen: Enhanced Meteoroid and Orbital Debris Shielding, Int. J. Impact Engineering, **17** (1995) 217.
- 4) 白木邦明, 伊藤哲次, 佐藤直樹, 白井雄二郎: 宇宙デブリ高速衝突試験結果の報告, 日本航空宇宙学会誌, **44**, 512 (1996) 22.
- 5) 白木邦明, 片山雅英, 八坂哲雄: 成形爆薬による超高速衝突実験と飛翔体形状の影響評価, 日本航空宇宙学会論文集, **49**, 572 (2001) 16.
- 6) J.A. Zukas, ed.: High Velocity Impact Dynamics, John Wiley & Sons, (1990) 731.
- 7) 白木邦明, 寺田史郎, 野田也広, 片山雅英: JEM 与圧部構造の宇宙デブリ防御性能に関する性能評価シミュレーション, 日本航空宇宙学会論文集, **47**, 544 (1999) 1.
- 8) K. Shiraki: Projectile Shape Effects for Hypervelocity Impact on Space Debris Protection Shield, Memoirs of the Graduate School of Engineering, Kyushu University, **60**, 1 (2000) 1.