スペースデブリ防御バンパの考え方と
技術研究の現状

永尾 陽典*・戸田 勸**

Journal of Japan Institute of Light Metals, Vol. 60, No. 6 (2010), pp. 294-304

Concept of space debris bumper and its present status of technical research

Yosuke NAGAO* and Susumu TODA**

Keywords: debris bumper, CFRP, two-staged light gas gun, conical shaped charge, ballistic limit

1. はじめに

21世紀に入り、人類の宇宙活動は世界的にますます活発になっている。宇宙の起源を探究するハッブル望遠鏡や、10年以上の期間をかけて土星から海王星までを順次観測していったボイジャー1号などの探査衛星による科学への貢献や、地球周回軌道を飛行する通信衛星による実利面での貢献など、宇宙活動によって人類が得る利益は極めて大きい。また、国際宇宙ステーションを利用した活動も本格化している。他方、人工衛星等の増加は、スペースデブリ（宇宙ゴミ）の増加という深刻な課題も同時に投げかけている。2006年までに打上げられた人工衛星の総数はすでに6,000個といわれ¹⁾、寿命を終えた多くの衛星がデブリとなり、運用中の衛星はデブリ候補ともいえる状況である。

デブリの増加に対して1970年代頃から懸念が表明されていたが、無限に広い宇宙に漂う小さなゴミに対して近年まで積極的な関心が払われなかった。しかし、1986年のフランスの衛星セリースの機能損失は、ロケットの残滓によるデブリ衝突が原因であると判明し²⁾、そのほかにもデブリ衝突が原因と考えられる衛星の機能停止や機能低下が確認されている。一方、地上からの定常的な観測が可能なデブリの大きさは直径10cm程度である。それより小さい直径6mm程度までのデブリを観測できる設備はNASAのHaystackレーダのみと限られている。2009年度第一四半期のNASAデブリプログラムオフィスの報告によると、米国の宇宙監視網（U.S. Space Surveillance Network: SSN）によって登録されているデブリの数は10cm以上のデブリが約12,500個、それ以下の寸法を含めると4億個ともいわれている³⁾。デブリの質量と単位面積当たりの年間衝突数を図1¹⁾に示す。特に地上から観測が不可能な直径1mm以下のデブリの数と質量については、少ない機会ながらも米国のLDEFプログラムや日本のSFU回収機の表面観測からデータの取得が行われている⁵⁾。

また、わずか1~2週間程度の宇宙滞在で地上へ戻ってくる米国スペースシャトルの整備点検時にも、デブリ衝突の痕跡が確認されている。操縦席窓へのデブリ衝突によって損傷した窓ガラスの交換は、20年前からの10年間における枚数に比べ、その後の10年間に交換された枚数は2倍に達しており、交換率が増加していることが報告されている⁶⁾。また、デブリの数や質量および軌道についてのモデル化研究や提案が、ヨーロッパや米国などで活発に行われ、それぞれORDEMやMASTERの名称で発表されている^{7),8)}。そのほか、SSNなどによって観測可能な物体は軌道情報がカタログ化され公表されている。米国からは日本のロケット打上げと衛星放出に伴う観測結果も時間をおかず報告され、この情報の中にはロケット打上げに伴うデブリ発生数も含まれている。昨今はこれらの情報に従って、各国のロケットやスペースシャトルが衝突回避を常に考慮して打上げねばならない状況となっている。また、デブリモデルによる衝突予測に対して、シャトルなどでの測定実績はすべて予測した数よりも多いといわれている⁶⁾。

今や衛星軌道までの宇宙は無限に広い空間ではなく、微小な物を合せば無限の数ともいえるデブリが内在する空間と言っても過言ではない。NASAのDonald Kesslerらによるシミュレーション解析によれば、デブリとデブリが衝突してさらなるデブリを産み留まることがなくなる結果が得られている^{9),10)}。2000年にすべての打上げを中止してもデブリが増えるとのシミュレーション解析結果を図2¹¹⁾に示す。この結果によれば、数十年後にはデブリによって地球の周りが占有され、新規の打上げができないこととなる。デブリ・シンドロームと言われる事象である。これはシミュレーション解析結果であるからと楽観はできず、地上からの観測でもデブリとデブリの衝突によると考えられる新たなデブリの増加例が報告されている¹²⁾。このような環境の中で人工衛星や宇宙往還機は運用され、さらに毎年新たな打上げが行われている。

* 宇宙航空研究開発機構研究開発本部複合材料グループ長（〒181-0015 東京都三鷹市大沢6-13-1）。Japan Aerospace Exploration Agency, Aerospace Research and Development Directorate Advanced Composite Technology Center (6-13-1 Osawa, Mitaka-shi, Tokyo 181-0015). E-mail: nagao@chofu.jaxa.jp

** 早稲田大学基幹理工学部特任教授（東京都）。Professor, Waseda University (Shinjuku-ku, Tokyo).

受付日：平成21年12月8日 受理日：平成22年3月2日

図1 デブリ直径と累積存在数 (number/m²-年)⁴⁾ 図2 LEOでの10cm以上のデブリ数のシミュレーション結果¹¹⁾

これらが、有人宇宙基地のみならず無人の衛星についても微小デブリの衝突を考慮した設計が求められる背景となっている。

本稿は、スペースデブリが人工衛星などの構造に衝突したときに発生する事象や損傷を把握し、その知見に基づくスペースデブリ防御バンパの設計指針を明らかにすることを目的として、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) が行ってきた研究の概要について示す。

2. 宇宙機への耐デブリ要求と設計データの現状

国際宇宙ステーションの高度 350km 前後での軌道速度は 7km/s であり、デブリと遭遇する相対速度は軌道が交わる角度に依存するが、平均相対速度は 10km/s とされている。静止衛星の位置する高度 36,000km の軌道では、人工物であるデブリ速度は 0.3km/s 程度とされている¹²⁾。質量はミリグラム台から存在するが、図1で示したように単位面積当たりの

図3 ホイップルバンパ¹³⁾

累積衝突個数が与えられているため、設計にあたっては衛星の運用期間や面積から評価とすべきデブリ質量を決めることができる。具体的には前述の ORDEM や MASTER などの解析プログラムを用い、所定の衛星軌道をもとにデブリ衝突確率を求めることができる。

設計用のデブリ環境が設定され、材料のデブリ損傷データや損傷後の力学特性データが与えられれば、耐デブリ設計や構造健全性の評価が可能になる。国際宇宙ステーションは有人宇宙機であり、長期運用中に生じるデブリ衝突から与圧モジュールを保護することが求められている。そのため薄いアルミニウム合金板を前面に置き、与圧部外殻構造との間に空間を作る構成のデブリバンパを装着することで対応している。この概念を図3¹³⁾に示す。この構成は Whipple Shields として知られており、前面バンパへのデブリ衝突でデブリを粉砕するとともに、バンパ衝突部の破損によってデブリの持つ運動エネルギーを消費する。また、バンパの小破片が持つ運動エネルギーはそれぞれ小さいため、後面の主構造の破壊を防ぐことが可能との概念である。

これらの小破片のエネルギーをさらに積極的に吸収させるため、バンパと主構造との間に繊維材料を挟みこむ構成は Stuffed Whipple Shields として知られている。この概念を図4¹³⁾に示す。これら Whipple Shields の防御性能 (貫通限界な

図4 スタッブド・ホイップルバンパ¹³⁾

ど)について PROTECTION MANUAL¹³⁾に示されている実験式は、速度域、飛翔体の直径、バンパと主構造との距離などをパラメータとしてそれぞれ示されているが、バンパと主構造はアルミニウム合金を用いた場合のみである。これらアルミニウム合金などの金属材料に関する貫通限界や損傷深さなどの推算式はすでに提唱されており、多くの高速衝突実験を通じて式の評価が行われ実用に供されている¹⁴⁾。このデブリバンパ開発と性能評価のために地上の超高速衝突設備が用いられている。国際宇宙ステーションの設計では1gのデブリが速度10km/sで衝突する場合まで保護できることが要求されているが、日本の与圧モジュールも試験設備を用いて性能を保証した。

一方、近年では太陽電池パドルや衛星バス構造などの構造用材料として複合材料が主流になりつつあるが、デブリ衝突を考慮した設計を行うには、金属材料の場合と同様に超高速衝突による損傷状況や力学特性への影響に関するデータの取得が重要な課題となる。研究や設計データの蓄積には地上での多くの試験が必要であるが、試験設備は極めて限られている。この分野での先進国である米国や欧州でも複合材料の超高速衝撃による損傷データの発表は少ない。日本も同様で、JAXAの研究以外には宇宙環境での温度を想定した低温下での複合材料への高速衝突試験結果や、微小質量による高速衝突の試験結果が発表されているが、宇宙構造用材料としての評価は行われていない^{15),16)}。また、複合材料の場合は、航空機用金属材料に対するMMPDS¹⁷⁾のような、公的機関による特性データは十分に整備されていない。したがって、宇宙構造用複合材料に関するデータは、各国が自前で取得する以外には現状では方法がない。

3. 超高速射出装置の現状

世界的にも超高速で衝突実験を実施できる装置は限られており、これらの装置により射出できる質量と速度の範囲を図5¹⁸⁾に示す。これらの中でも2段式軽ガスガンは運用が比較的容易であるが、1g程度のプロジェクタイトルを射出する場合に安定した性能が得られる速度は約7km/sが上限と考えられる。この速度以上で12km/s程度までの射出を行う場合は成型爆薬による射出装置などを使う必要がある。また、レールガンは原理的には光の速度まで加速できるが、現実には10km/s程度が上限である。さらに12km/s程度以上の高速になるとレーザ加速器によるプラズマガンで25km/sまで加速した例などがある¹⁹⁾。しかし、レールガンやプラズマガンの設備は大電源を必要とし、周辺設備も含めると大規模になることや、プラズマガンでは射出できる質量がミリグラム・オーダ以下であるため、構造物の耐デブリ性能を評価するた

図5 超高速射出装置の能力¹⁸⁾ 図6 火薬ガン²¹⁾

めには能力が不足するなどの課題がある。諸外国でも、衝突実験によるデブリ評価データ取得には2段式軽ガスガンと成型爆薬（以後CSC: Conical Shaped Chargeと称す。）による装置を用いた実験が大半であり、実験装置の制約が大きい。またCSCと2段式軽ガスガンによる方法では射出できる速度と質量とに差異があるが、そのほかにも射出されるジェットやプロジェクタイトルの状態にも差異がある。

デブリ衝突模擬実験装置で実現できる速度域は以上のとおりそれぞれ特徴があるが、国内外を問わず原理的には同じであり同種の装置では性能に大きな差異はない。各国で用いられている設備について以下に概要をまとめる。

3.1 火薬ガン

火薬ガンは火薬の燃焼ガスによる圧力によって射出体を加速する方式であり、いわゆる鉄砲と同じ原理で構造が簡単である。ただし鉄砲では銃身内にらせんのライフルを加工して射出体の直進性を保つが、デブリ実験で用いる銃では平滑なスムースボアである。この銃は運用が容易であるため、大学などで多く用いられている。速度上限としては約2km/sである。また、加速源が高圧ガスであればよいとため、速度や質量の要求が低い場合には、火薬の代わりに既存の高圧ガスを直接用いる場合もある。概念を図6²¹⁾に示す。

3.2 2段式軽ガスガン

設備の概念を図7¹³⁾に示す。第1段目の圧縮管に音速が速い軽ガスである水素やヘリウムを充填する。その圧縮管の根元側にはピストンが挿入されている。このピストンを火薬燃焼ガスで加速し軽ガスを圧縮する。軽ガスが所定の圧力まで圧縮されると第1段目の圧縮管の前方に設置されたダイヤフラムが破れ、第2段目となる発射管内に高圧のガスが吹込まれる。このガスの膨張によって、第2段目の入り口に設置された射出体が加速される。ピストンはプラスチック製であり、

第1段目の圧縮管と加速管との間にある高压カップリングのテーパ部で止められる。このダイヤフラムの板厚や火薬量によってガス圧の制御を行うが、射出体の質量、形状および速度を変更するたびに火薬量やダイヤフラム板厚などのパラメータ変更が必要となる。この作動概念を図8¹³⁾に示す。

射出体の直径の変更は加速管の内径に合せた分離式サボを用い、その内部に所定の直径や質量を持つ射出体を包み射出する。図9²²⁾に著者らが東北大学の設備を借用して実験を行ったときに用いたサボと射出体を示す。この例では球形のアルミニウム射出体をポリカーボネートの4分割サボに包んでいる。所定の条件で射出するには数発の試射が必要となるため、運転コストが1段式火薬ガンより増えるとともに、サボ形状やサボの確実な分離のためのノウハウの蓄積が必要となる。これが運用コスト上昇の要因となっている。しかし、他の装置に比べて速度や質量の選択の自由度が高いため、2段式軽ガスガンはデブリ衝突試験では国内外を問わず最も多く用いられている。

3.3 CSC (成形爆薬)

このCSC法は対戦車用の武器として発展したもので、その原理はノイマン効果として知られ高い破壊力が得られる金属射出体(CSCではジェットと呼ばれる)を射出することが可能である²⁰⁾。CSCは図10に示すように、円柱形の外筒に円錐形の金属製ライナを入れ、その間に爆薬を充填したものである。外筒の端面には起爆装置が付けられる。この円錐ライ

図7 2段式軽ガスガン¹³⁾

図8 2段式軽ガスガンの作動概念¹³⁾

図9 サボとプロジェクトイルの外観²²⁾

ナが反対側の端面から点火された爆薬による爆轟波によって中心軸上で衝突し、大きな運動エネルギーを得て大変形や溶融することで金属のジェットとなって放出される。この金属ライナの材質には、銅や鋼材などが用いられることが多いが、デブリ模擬のジェットを再現するためにアルミニウム合金を用いる場合がある。これはアルミニウム合金の密度がこれらの材料密度より低く、ジェットがより高速となる効果が期待されることと、宇宙機へ衝突したデブリはロケットや人工衛星の主材料であるアルミニウム合金が50%以上占めているとの報告例があり²³⁾、デブリ衝突事象の把握には同種材料を用いての実験がより適切なためである。この先端ジェットの速度はJAXAの研究では12km/sに達している。

ただし、そのままではライナの質量がすべて射出されるため、デブリ衝突試験で対象となるグラム単位の質量のみを射出するための対策が必要となる。そこでCSCの出口中央部に小穴のあいたインヒビタと称する銅製の円錐形障壁をはめ込む。爆轟波によって溶融変形したライナはインヒビタ中央の穴から出ようとするが、同時にインヒビタも爆轟波によって変形し中央の穴が塞がれていく。このため質量が小さく速度の速い溶融ライナ先端部のみが、塞がれるまえのインヒビタ小穴からジェットとなって射出される。一方、速度が遅く、質量も大きな後半部分の溶融ライナはインヒビタと一体となり、CSCのさらに前方に設置した防御板に衝突するために、標的まで飛翔できない。

この先端ジェットの質量と速度を所定の値とするためには、CSC本体の各部寸法や、充填する火薬の種類、量など多くのパラメータを決める必要があり、運用コストは2段式軽ガスガンに比べて大幅に高くなっている。CSCは軍用技術として開発・発展したため、前述のパラメータに関する情報はほとんど発表されていないのが実情である。そのため各部の寸法などで参考情報を得ることができず、技術を有する会社や機関による開発データの蓄積によってパラメータの蓄積を図らねばならない。これらもコスト上昇の要因となっている。また爆発を伴うために、実験設備はシェルタなどの機能が必要となり試験場所も限定される。

3.4 レールガン

レールガンは2本の導体であるレールの間に飛翔体をはさまれ、この飛翔体の後部には導電体が組込まれている。この飛翔体の導電部とレールの電流との間で電気回路を形成し、その間で発生する磁場の作用によって飛翔体を加速する。ローレンツ力として知られる原理であり、これによれば光の

図10 CSC (Conical Shaped Charge) の概念

ジェット自体の完全熔融や気化などにも消費される。前述のとおり CSC の飛翔ジェットは温度が高く、その生成過程から固体と液体とが混在する状態である可能性が高いと考えられる。したがって、2 段式軽ガスガンによる固体が衝突する場合の標的板損傷と、CSC のジェットが衝突する場合の標的板損傷とでは、衝突する物質が同質量であっても、その形状差のみでなくジェットの状態が及ぼす影響も考慮する必要がある。微少な質量であるジェットでは、熔融化や気化するために必要なエネルギーは衝突時の運動エネルギーに比べると小さい。しかし固体および固体と溶融体との混合状態の可能性がある場合との差異が衝突損傷に及ぼす影響について、ジェット形状の差異も含めた検討が必要となる。

この事象に関して、材料の相が損傷に影響を与えるとの NASA の実験結果が、白木らによって紹介されている²⁹⁾。すなわち、実際の宇宙デブリは固体であるが CSC による地上実験では耐デブリ特性評価に必要なとされる質量 1g で速度 10km/s の固体を射出しているとは言えず、材料の相までも完全に模擬した衝突実験はできない。これは CSC による実験を実施してもその結果が正確な評価とはならない可能性があることを示唆している。そこで NAL (旧航空宇宙技術研究所) の戸田、木部らは研究の第 1 段階として 10km/s 以上の速度を安定的に得るため、CSC による超高速射出装置の開発を推進し、9~12km/s の速度域ではば安定した速度でジェットを射出できる装置を完成させている³⁰⁾。しかし、これのみでは材料の相が与える影響について明らかにしたことはならない。すなわち CSC によって 2 段式軽ガスガンと同速度、同質量での射出実験を行い、固体による衝突と、固体と溶融体との混合状態による衝突の損傷とを明確に関係づけることにより、10km/s レベルの速度域で、固体デブリが衝突したときの構造への影響をより正確に推定することが可能となってくる。

4.3 低速 CSC の開発と 2 段式軽ガスガンによる損傷との関連

4.3.1 7km/s 級 CSC の開発

戸田、木部らは引き続き 2 段式軽ガスガンとの直接比較を目的として速度を下げた CSC の開発に着手した³¹⁾。目標性能は 2 段式軽ガスガンのほぼ最高速度である約 7km/s の速度で約 1g のジェットを安定的に射出することである。CSC は火薬の爆発でジェットを射出するが、同時にその爆風で供試体であるバンパなどもすべて吹飛ばされる。そのため、ジェットの撮影も通常の光学レンズカメラでは難しく、フラッシュ X 線によるフィルム映像撮影が行われてきた。またフィルムの大きさや X 線源、バンパおよび CSC との位置関係から 2 枚もしくは 3 枚の撮影が限界であった。そのためジェットの質量変化や形状および速度については、CSC から射出された直後と標的への衝突直前の映像から判断するしかない。CSC の外観を図 13³²⁾に、CSC の射出前と射出後の装置概観を図 14³¹⁾および図 15³¹⁾にそれぞれ示す。10km/s 級の CSC の速度を下げるために、CSC のライナ角度やインヒビタ長さをパラメータとした実験を重ね、速度約 7km/s、質量 1g 程度のシングルジェットを実現できた。またこれらの実験を通じて CSC 外筒の直径を若干増やすことで、速度のばらつきが小さくなる結果が得られた³²⁾。一方、これらの実験と併行して超高速衝撃シミュレーション解析を AUTODYN によって行い各部のパラメータを変更する影響を事前に把握し、実験で確認あるいは

解析でデータを修整する段階を踏んだ。AUTODYN に組込まれた金属材料や火薬に関する材料ライブラリは充実しており、基本的な値をそのまま用いている。CSC 点火直後に生成された小さなジェットと、インヒビタと残りのライナ塊について、解析結果と X 線映像との比較を図 16³²⁾に示す。ジェットの外形は解析と X 線映像とでおおむね一致しており、CSC のよ

図 13 CSC 射出装置の外観写真³²⁾

図 14 CSC による射出前の装置外観³¹⁾

図 15 CSC による射出後の装置外観³¹⁾

図 16 CSC 生成ジェットの解析結果と X 線映像との比較³²⁾

うにアルミニウム合金の溶融化を含むと考えられるジェット生成シミュレーションが有効であることが確認できた。本図で左側の杵状の物が生成されたジェットであり、右側の大きな塊がインヒビタと変形したライナが一体となった物である。

また、ジェットが標的に衝突する直前の解析結果とX線映像との比較を図17²²⁾に示す。解析では衝突直前のジェットの形状と寸法とがX線映像とよく一致しているが、ジェットの後(図では右側)にもう一つの塊が存在する。これを微小ジェットと呼ぶ。これに対してX線映像ではジェットの後から塊ではない、小さいが多くの微小ジェットが存在することが認められる。解析での微小ジェットが実験では分解したと考えれば、ジェットと微小ジェットとが存在することが説明できる。また、解析では空気の影響も無視しているが、実験ではその抵抗の影響もあると考えられる。解析上の課題は若干残るが、ジェット飛翔中の解析も高い精度で可能である。なお、AUTODYNによるCSC解析手法とその精度について片山らが文献^{33),34)}に示しており、そちらを参照されたい。

4.3.2 ジェットの質量測定

ジェットの質量測定はフラッシュX線画像解析で行う。画像解析のために、アルミニウム合金による階段形状の板を参照体としてジェットと同時に写しこむ。得られたX線映像のジェットの濃淡と参照体の濃淡とを画像解析によって比較し、ジェットの厚さ分布を算定し質量に換算する。X線画像と画像解析によってピクセル化した厚み分布とを比較した例を図18³¹⁾に示す。原理は簡単であるが、実際には背景の輝度や測定場所による変動があり、既知の質量を写したX線画像解析

図17 ジェットが標的に衝突する直前の解析結果とX線映像との比較²²⁾

図18 CSCによるジェットX線画像と画像解析による厚さ分布³¹⁾

でも、誤差は最大で30%になる。数年にわたり画像解析のアルゴリズムの改良や参照体の形状および画像解析密度を増やすなどによって質量測定の上昇を試みているが、大きな改善は得られていない。

そこでJAXAではX線画像のみでなく、最近の超高速撮影器材とファイバ・スコープを用いての動画取得を試みている。これはCSCのジェット形状と質量が飛翔中に変化しているため、標的に衝突する直前の形状をより正確に取得し、質量計測の精度向上を図るとともに、標的の破壊経緯を映像で把握することで、シミュレーション解析の精度向上を図るものである。

4.3.3 CSCと2段式軽ガスガンの損傷

低速化したCSCの完成によって固体を射出する2段式軽ガスガンとの比較が可能となった。ただし、CSCではガスガンと異なりジェットの質量を事前に正確に設定はできない。そこでCSCと2段式軽ガスガンの射出結果およびそれぞれのシミュレーション解析結果を比較し、CSCと2段式軽ガスガンによる損傷の比較を行った。両者の試験結果とそれぞれの解析結果との比較例を図19²²⁾および図20にそれぞれ示す。標的はともにアルミニウム合金の厚板円板である。CSCによる損傷では、実験結果と解析とは損傷深さの差異があり、図

図19 CSC試験結果と同条件による解析との比較²²⁾

図20 2段式軽ガスガン試験結果と同条件による解析との比較

19²²⁾ の場合には実験結果の方が3~8mm 深いクレータとなっている。すなわち CSC ジェットの超高速衝突損傷では、ジェットの材料相が損傷へ影響を及ぼしている可能性がある。一方、2 段式軽ガスガンの場合には実験結果と解析とは良好な一致が認められる。固体プロジェクタイトの超高速衝突損傷量は高い精度によって求めることが可能といえる。

そこで、固体プロジェクタイトの質量をパラメータとして解析を行い、CSC による損傷と同等になる等価質量を求め、下記の関係を CSC と固体プロジェクタイトとの損傷量相関として求めている²²⁾。すなわち、固体のプロジェクタイトの衝突による損傷よりも CSC による損傷は 1.6 倍の固体質量が衝突した場合と同等の損傷を与える（ただし、速度 6~11 km/s の範囲において）。

$$\text{CSC 等価質量} = 1.58 \times \text{ガスガン質量}$$

すなわち CSC による 10 km/s 近傍の衝突損傷実験を行い、その結果を上記に基づいて補正することで、固体デブリ衝突の損傷量を把握することが可能となる。

5. 複合材料への超高速衝突実験

5.1 サンドイッチ板への超高速衝突

複合材料への衝突実験の報告は限られており、太陽電池などの支持構造であるサンドイッチパネルを標的とした結果と貫通限界が報告されている³⁵⁾。この標的外観を図 21³⁵⁾ に示

図 21 CFRP 面板/アルミニウムハニカム・サンドイッチ 標的³⁵⁾

す。標的の表面板は CFRP で内部がアルミニウムハニカムで構成されているが、これは実構造をそのまま模擬した構造様式である。一方、表面板の CFRP は極めて薄いためプロジェクタイト衝突による CFRP 面板のエネルギー吸収量は少なく、大半のエネルギーは内部のアルミニウムハニカムの変形などに費やされる。また、斜め衝突では角度によって内部のアルミニウムハニカムとの衝突枚数が異なってくるため、貫通限界も衝突角度に依存することが考えられる。この例ではサンドイッチ板の板厚は一定で、プロジェクタイトの速度は 2~6.5 km/s、質量 1.2~12 g の範囲での貫通限界を求めている。

斜め衝突の場合のシャドーグラフを図 22³⁵⁾ に示す。シャドーグラフとは光学的可視化法の一つで、水中の超音波の音場分布や高速移動物体による衝撃波等を、流れの場に影響を与えることなく非接触で観測する方法である。照明と鏡を使って対象物を影絵として間接的に撮影する。図 22(a) は斜めに設置された標的の直前にプロジェクタイトが映っている。図 22(b) は標的裏面の CFRP 板の破壊が始まり後面に噴出し始めている。図 22(c) は CFRP が細粒となって広く噴出しているとともに、衝突面（前面）に吹戻している状況も確認できる。

5.2 CFRP 板への超高速衝突

JAXA の永尾らは CFRP 板単体への超高速衝撃実験を行い、CFRP の板厚、プロジェクタイトの速度、質量をパラメータとし 2 段式軽ガスガンを用いて速度 2~5 km/s での損傷状況と損傷後の板としての残存強度を調べている³⁶⁾。イタリアのパドバ大学が所有する 2 段式軽ガスガンを用いて実験を行っているが、このガンは 1 段にも火薬を用いず、すべてガスと電磁バルブの操作によってプロジェクタイトを加速する方式である。したがって火薬を用いる場合に比べて火薬燃焼の残渣が飛翔してくることがなく、衝撃に敏感な CFRP への衝撃試験に適している。

図 23³⁶⁾ に、薄い CFRP 板に径が小さく速度も遅いプロジェクタイトと、厚い CFRP 板に径が大きく速度も速いプロジェクタイトを衝突させた場合のシャドーグラフをそれぞれ示す。図 23(a) ではプロジェクタイトは貫通していない。衝突面の繊維が切断され、表面層の近辺がめくれ上がる状況がわかる。図 23(b) はプロジェクタイトが貫通しており、後面から CFRP の繊維束などが細かく砕かれた細粉となって噴出し、いわゆるデブリクラウドができています。図 24³⁶⁾ に貫通時の CFRP 板とウイットネス板の衝突面の状態を示す。ウイットネス板とは CFRP 板をプロジェクタイトが貫通したか否かを

4 mm Al-sphere, $v = 6.64$ km/s, $\alpha = 45^\circ$

図 22 CFRP/アルミニウムハニカム・サンドイッチへの斜め衝突³⁵⁾

(a) Non penetrated case : $t=24$ plies (3.3 mm), $d=1.5$ mm, $V=1,985$ m/s

(b) Penetrated case : $t=32$ plies (4.3 mm), $d=2.9$ mm, $V=4,852$ m/s

図 23 CFRP 板への衝突³⁶⁾

図 24 貫通時の CFRP 板表面およびウイットネス板の表面状況³⁶⁾

確認する目的で設置する物である。CFRP 板は衝突面にプロジェクタイトとはほぼ同径の穴が開き、その幅に沿って表面層が剥離している。ウイットネス板の表面にはアルミニウムの細片が付着し、アルミニウムプロジェクタイトが貫通した証左となっている。

図 25³⁶⁾ に超高速衝突後の CFRP 板の超音波写真を示す。明るくなっている部分が CFRP 内部の層間に剥離が発生している箇所である。この画像から内部の剥離面積を画像解析によって求めている。図 26³⁶⁾ に損傷面積と、衝突時のプロジェクタイト運動エネルギーとをそれぞれ CFRP の板厚で正規化した関係を示す。その結果、正規化されたプロジェクタイトの運動エネルギーと損傷面積とは一定の関係があり、非貫通と貫通とはそれぞれ異なる関係式で示されることを明らかにしている。また、この正規化関係式から板厚などのパラメータに関係なく、貫通限界は一義的に求めることができることも明らかにした。

一方、アルミニウム合金などの貫通限界を求める式として代表的な Cour-Palais の式^{37),38)} があるが、この式は複合材への適用は想定されていない。そこで、板厚ごとのプロジェクタイト速度／直径の関係と貫通／非貫通の結果から Cour-Palais の式に基づく貫通限界曲線へ回帰させ各係数を設定した。この曲線は従来得られた CFRP の貫通限界をよく表して

$t=32$ plies, $d=2.9$ mm, $V=4,852$ m/s

図 25 貫通時の CFRP 板超音波写真³⁶⁾

いる。ただし、厚さ 2.2~4.5mm の擬似等方性 CFRP 板に対し、速度 2~5 km/s、直径 0.8~2.9 mm のアルミニウム球が垂直衝突する場合であり、得られた式は下記のとおりである。図 27³⁹⁾ に 24 枚を積層した CFRP 板の貫通曲線と実験から得られたデータを示す。

$$d_c = 0.38 \times t \left(\frac{V_p}{C_n} \right)^{-2/3}$$

ここで d_c ; 貫通限界プロジェクタイト直径 (mm), t ; 板厚 (mm) V_p ; プロジェクタイト速度 (km/s), C_n ; 標的板の音速 (km/s)

また、CFRP 板への斜め衝突実験を行いプロジェクタイトの運動エネルギーが同じ場合、CFRP 板の内部損傷面積は垂直衝突の場合と同じとなる結果を得ている³⁹⁾。

ここで S: 損傷投影面積, E: 衝突運動エネルギー, t: 標的板厚

図 26 CFRP 板の正規化運動エネルギーと正規化損傷面積との関係³⁶⁾

図 27 CFRP 板 (24 ply) の実験結果と貫通限界曲線³⁹⁾

5.3 CFRP 板への超高速衝突のシミュレーション解析

AUTODYN による超高速衝撃解析は実績が少ない。また、積層板である CFRP 板は層ごとに積層方向が異なるために、本来は 3 次元でのモデル化が望ましい。しかし、超高速衝突による積層板の破壊現象をシミュレートするには 3 次元解析では計算機を含め解析能力がまだ追いついていない状況である。一方、実験で用いた CFRP 板は擬似等方性であるため、面外特性 (板厚方向特性) と面内特性で力学特性を代表できるとの仮定のもと、2 次元シミュレーションを行い、積層板の剥離がおきる板厚方向の位置や剥離の進展を、定性的にシミュレーションすることは可能との結論を得ている。図 28³⁶⁾に衝突による CFRP 板の欠損や内部剥離の位置についての解析結果と X 線 CT 映像を示す。解析結果と X 線映像とがともに CFRP へのプロジェタイル衝突面の裏側に内部剥離が大きく広がっていることがわかる。この解析はプロジェタイルと CFRP 板を SPH 法によってモデル化したものである。SPH 法とは物体を有限個の粒子と呼ばれる物体素片に分割し、その任意の点の集合を用いて近似を行う粒子法の一つである。このため SPH 法では超大変形問題を扱うことが可能であり、流体解析、熱伝導解析の分野で適用化が進んでいる。特記すべきは個体の衝撃解析が可能であり、衝撃による破片

(a) AUTODYN による解析結果

(b) X 線 CT 画像

24 plies, d=1.5 mm, V=1985 m/s

図 28 CFRP 板の 2 次元解析と実験結果との比較³⁶⁾

の分離や飛散などの解析にも適用できることである。

6. む す び

宇宙デブリがすでに数多く存在し増え続ける環境の中で、効果的なデブリ防御や宇宙機の寿命推定が求められている。そのためには、地上でのデブリ衝突評価手法の確立が必須である。また、宇宙機用の主要材料である CFRP 複合材料に、デブリが超高速衝突したときの損傷予測手法も必要になる。これらを背景として本報告では JAXA のデブリ防護に関する研究を中心に昨今の研究状況を示した。

一方、CSC 装置を用いた超高速射出試験を実施できる機会は限られ、費用も高く試験回数を増やすことは難しい。2 段式軽ガスガンは大学等が保有し運用は比較的簡便であるが、サボの形状や火薬量の設定などに多くのノウハウが必要である。また、学生が射出試験することが多いためノウハウは必ずしも伝わらず、取得できるデータの種類や数が少ない。多くのデータを取得するには、射出試験を行える人材の育成と雇用、および限られた日本国内の設備を常に動かせる保守体制の構築が急がれる。以上の課題を解決し、さらに設備運用体制を整備することで、宇宙機の耐デブリ性能の実証手法と、宇宙機用 CFRP のデータ取得整理手法によって、デブリ衝突に関する研究は飛躍的に進むと考える。

参 考 文 献

- 1) 世界の航空宇宙工業, 平成 19 年度版, 日本航空宇宙工業会, (2007.3).
- 2) Accidental Collisions of Cataloged Satellites Identified, Orbital Debris Quarterly News, NASA Orbital Debris Program Office, Volume 9, Issue 2, April 2005.
- 3) Orbital Debris Quarterly News, NASA Orbital Debris Program Office, Vol. 13, Issue 1, January 2009.
- 4) Technical Report on Space Debris, Text of the Report Adopted by the Scientific and Technical Subcommittee of the United Nations Committee on the Peaceful Uses of Outer Space, United Nations, New York, (1999).
- 5) H. Yano, S. Kibe, S. P. Deshpande and M. J. Neish: First Results of Meteoroid and Debris Impact Analysis on Space Flyer Unit, COSPAR 96, Birmingham, UK, (1996), B0.8-0014.
- 6) J. L. Hyde, E. L. Christiansen, R. P. Bernhard, J. H. Kerr and D. M. Lear: A History of Meteoroid and Orbital Debris Impacts on the Space Shuttle, ESA SP-473, October 2001.

- 7) J.-C. Liou, M. J. Matney, P. D. Anz-Meador, D. Kessler, M. Jansen, H. Klinkrad, J. Bendisch, K. D. Bunte, H. Krag, H. Sdunnus, and P. Wegener, J. R. Theall: The New NASA Orbital Debris Engineering Model ORDEM2000, NASA/TP-20020210780.
- 8) H. Klinkrad, J. Bendisch, K. D. Bunte, H. Krag, H. Sdunnus and P. Wegener: The MASTER-99 Space Debris and Meteoroid Environment Model, COSPER 2000, B0.1-PE-0017.
- 9) D. J. Kessler and B. G. Cour-Palais: Collision Frequency of Artificial Satellites: The Creation of a Debris Belt, *Journal of Geophysical Research*, **83** (1978), 2637.
- 10) D. J. Kessler and P. D. Anz-Meador: Critical Number of Spacecraft in Low Earth Orbit: Using Fragmentation Data to Evaluate the Stability of the Orbital Debris Environment, *Proceedings of the Third European Conference on Space Debris*, (2001).
- 11) J.-C. Liou and N. Johnson: Risks in Space from Orbiting Debris, *Science*, Vol. 311 (2006), 340–341.
- 12) 日本航空宇宙学会：スペースデブリ研究会 報告書, (1993).
- 13) IADC WG3 members: PROTECTION MANUAL, IADC-WD-00-03 Version 3.0 Revision 30th September 2002.
- 14) 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 Eng.*, **17** (1995), 217–229.
- 15) 中野元博, 田中和夫, 山内良昭：レーザー加速飛翔体を用いた極低温環境におけるスペースデブリ模擬衝突実験, 平成 11 年度宇宙環境利用に関する地上研究公募 研究成果報告書, 平成 14 年 3 月.
- 16) 山内良昭, 中野元博, 岸田敬三, 尾崎典雅ほか：レーザー加速飛翔体を用いた超高速衝撃試験における CFRP の変形と破壊, *日本航空宇宙学会誌*, **49** (2001), 262–267.
- 17) MMPDS, Federal Aviation Administration, *Metallic Material Properties Development and Standardization*.
- 18) ORBITAL DEBRIS, National Research Council, National Academy Press, (1995).
- 19) 中野元博, 山内良昭, 尾崎典雅, 田中和夫：三層構造飛翔体のレーザー加速によるスペースデブリ模擬衝突実験, *日本航空宇宙学会*, **51** (2003), 690–696.
- 20) J. A. Zukas, ed.: *High Velocity Impact Dynamics*, John Wiley & Sons, New York, (1990), 731–829.
- 21) 林 卓夫, 田中吉之助：衝撃工学, 日刊工業新聞社, (1988).
- 22) 永尾陽典, 木部勢至朗, 清水隆之, 引地 誠：成型爆薬式射出装置の改良とガスガンとの損傷結果比較, *宇宙技術*, **6** (2007), 61–70.
- 23) J. L. Hyde, et al.: A History of Meteoroid and Orbital Debris Impacts on the Space Shuttle, ESA SP-473, October 2001.
- 24) 柳沢正久, 佐藤恵一, 原 常典, 中沢徳郎, 古矢勝彦, 矢守章, 河島信樹：惑星実験用レールガン開発, *宇宙科学研究所報告*, 第 51 号, (1987).
- 25) E. Igenbergs, S. Aigner, A. Hudepohl, H. Kuczera, M. Ro and U. Weishaupt : Technology, In-Flight Velocity Measurement and Impact Diagnostics at the TUM/LRT, *International Journal of Impact Engineering*, **5** (1987), 371.
- 26) 曾我真二, 田村英樹, 澤岡 昭, E. Igenbergs : 微小球発射器ブラズマガンの試作試験, *圧力技術*, Vol. 38, No. 2 (1991).
- 27) T. Moritoh et al.: Review of Sci. Instruments, (2004).
- 28) E. L. Christiansen and J. Kerr, II.: Projectile Shape Effects on Shielding Performance at 7 km/s and 11 km/s, *Int. J. Impact Eng.*, **20** (1997), 165–172.
- 29) 白木邦明, 片山雅英, 八坂哲雄：成型爆薬による超高速衝突試験と飛翔体形状の影響評価, *日本航空宇宙学会論文集*, **49** (2001), 300–309.
- 30) S. Kibe, M. Katayama and S. Toda: Development of Conical Shaped Charge and Remaining Problem, IAA-99-IAA.6.5.03, 50th IAC in Amsterdam, Oct. 1999.
- 31) 航空宇宙技術研究所：成型爆薬を用いた超高速射出法の相関に関する基礎データ取得作業委託業務報告書（その 4；平成 13 年度），（その 5，その 6；平成 14 年度），（その 7，その 8；平成 15 年度）.
- 32) 永尾陽典, 木部勢至朗, 清水隆之, 引地 誠：成型爆薬による速度 7 km/sec 級高速射出試験装置の開発, *宇宙技術*, **6** (2007), 37–45.
- 33) 片山雅英：流体と固体の衝撃シミュレーション, *高圧力の科学と技術*, **8** (1998), 251–259.
- 34) M. Katayama and S. Kibe: Numerical Study of the Conical Shaped Charged for Space Debris Impact, *International Journal of Impact Engineering*, **26** (2001), 357–368.
- 35) F. Schäfer, R. Destefanis, S. Ryan, W. Riedel and M. Lambert: HYPER-VELOCITY IMPACT TESTING OF CFRP/AL HONEYCOMB SATELLITE STRUCTURES, 4th European Conference on Space Debris SP-587 August 2005.
- 36) 永尾陽典, 木部勢至朗, 醍醐加奈子, 原 彩水：炭素繊維複合材料への超高速衝突による損傷領域と残存強度について, *日本複合材料学会誌*, **35** (2009), 15–26.
- 37) B. G. Cour-Palais : Hypervelocity Impact Investigations and Meteoroid Shielding Experience Related to Apollo and Skylab, NASA CP 2360, (1985), 247–275.
- 38) B. G. Cour-Palais: Hypervelocity Impact in Metals, Glass and Composites, *Int. J. Impact Eng.*, **5** (1987), 221–237.
- 39) 東出真澄, 永尾陽典, 木部勢至朗, Alessandro FRANCESCONI, Daniele PAVARIN：超高速衝突における CFRP の貫通限界, *宇宙技術*, **6** (2009), 9–14.