

# Whipple シールドの貫通限界式に関する考察

片山雅英 (伊藤忠テクノソリューションズ)

## Investigation on the Ballistic Limit Equations for the Whipple Bumper Shield

KATAYAMA Masahide

Impact Dynamics Engineering Team, ITOCHU Techno-Solutions Corp., 3-2-5, Kasumigaseki, Chiyoda-ku, Tokyo 100-6080, JAPAN

### Abstract

After reviewing the historical background and the design concept of the Whipple bumper shield that is regarded as the most standard protection system at present for the space debris impact, this paper discusses the mechanism of the protection process of the Whipple shield and its ballistic limit equation (curve), referring to the experimental and theoretical works conducted in from late 1950's to 2000 in the United States. Lastly, hydrocode simulations by AUTODYN clarify the mechanism of the protection capability of the Whipple shield visually.

Key Words: Ballistic Limit Equation, Hypervelocity Impact, Meteorite, Meteoroid, Space Debris, Whipple Bumper Shield

### 1. はじめに

高速衝突現象を評価する指標として貫通限界という重要な概念がある。防衛分野では防護すべき対象物に応じて、Fig.1 に示すような定義が用いられている<sup>(1)</sup>。宇宙機をスペースデブリから防護するためには、気密性の保持が必須であるという観点から、破線で囲んだケースは全て貫通であると考えるのが妥当である。一方、これらの各貫通の定義に対して、飛翔体の衝突速度以外の条件と標的の全条件を固定し、横軸に飛翔体の衝突速度 ( $V_I$ )、縦軸に飛翔体の残存速度 ( $V_R$ ) をとったグラフを貫通限界曲線、その関数を貫通限界式と呼ぶことが多い (Fig.2 参照)。

ところで、スペースデブリ分野で標準的な防御方法として認知されている Whipple シールドは、Harvard 大学天文台で隕石を専門としていた Fred L. Whipple が、1947 年に The Astronomical Journal 誌に発表した僅か半ページにも満たない “Meteorites and space travel” という記事を起源とする<sup>(2)</sup>。論文の中では *meteorite* や *meteor* という用語を用いているが、太陽系の宇宙旅行を想定し、ミリグラムオーダの物体衝突の確率が高いと述べていることから、地上に隕石として飛来する物体ではなく、現在 micro-meteoroid と呼ばれているものを考えていたことは明らかである。但し、Sputnik の 10 年も以前のことであり、man-made のスペースデブリは全くの対象外である。一方、宇宙船の主構造としては、板厚 1/4 インチ (6.4 mm)、直径 12 フィート (3.66 m) の球形の鋼製容器を想定している。この宇宙船にミリグラムオーダの超高速 (論文に衝突速度は明示されてい

い) 飛翔体が衝突すると、飛翔体・標的共に気化もしくはイオン化が生じると述べている。その根拠として、*meteorite* がその大きさと同程度の厚さの標的に衝突した場合には、運動量と運動エネルギーの保存則から、爆発が生じるとしている。このような考察に基づき、宇宙船は主構造と、それから 1 インチ外側に配置した、数 mm 厚さの金属板から構成される ‘meteor bumper’ を採用することによって、衝突が想定される *meteorite* の数倍の貫通能力を消散できるものと結論付けている。

尚、Whipple シールド用の貫通限界曲線は、通常、Fig.2 とは異なった形式のものを用いる。

### 2. Whipple バンパの防御機構

#### 2-1 試験研究の歴史的背景

秒速数 km に及ぶ超高速衝突実験は、第二次大戦後の冷戦構造が生み出した大陸間弾道弾 (ICBM) が契機となって、主に米ソにおいて開始されたものと考えられるが、旧ソビエト連邦時代の記録は稀少であり、以下の議論では米国に関する記述に限るものとする。

10 年程前から日本でも非常にホットな話題となっている弾道ミサイル防衛 (BMD) のための研究が 1950 年代から開始された。その後、1961 年 5 月の J. F. Kennedy による Apollo 計画の発表により、その研究に拍車がかかった。超高速衝突研究に先鞭をつけたのは NASA の Ames 研究センタ (1958 年以前は国家航空諮問委員会 [NACA] 所管。) であり、1950 年代の終わりには、二段式軽ガス銃の駆動気体として水素を用いることによって、グラムオーダの飛翔体を 8 km/s 程度まで加速する技術を確立した。この研究を技術的に指揮したのは Alexander C. Charters である<sup>(3)</sup>。しかし、この研究も当初は超高速衝突問題ではなく、ICBM の再突入時の現象について調べることを目的としていた。何れにしても、この技術は 1960 年代に入って General Motors の防衛研究所 (GMDRL) に引き継がれ、大型化と安定した運用ができるようになり、その

### DEFINITIONS OF PERFORATION AND PARTIAL PENETRATION FOR DEFINING THE BALLISTIC LIMIT

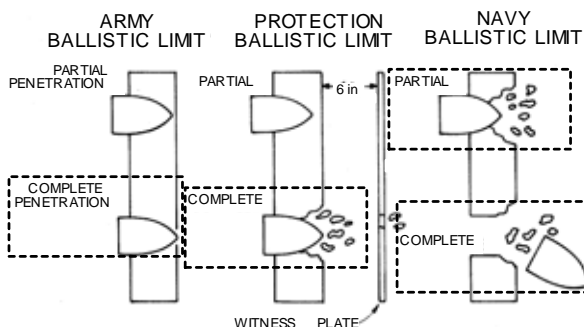
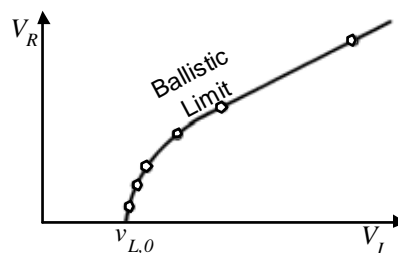


Fig.1 Various definitions for complete and partial penetration<sup>(1)</sup>.



れにしても、この技術は 1960 年代に入って General Motors の防衛研究所 (GMDRL) に引き継がれ、大型化と安定した運用ができるようになり、その

結果として、膨大な数の試験が実施され Whipple シールド設計のための基礎データが得られ、超高速衝突に関する多くの実験式が提案された。GMDRL は、D. R. Christman, C. J. Maiden, J. W. Gehring, A. B. Wenzel, A. R. McMillan, R. E. Sonnett III 等の超高速衝突の専門家を排出すると共に、超高速衝突に関する重要な多くの NASA の委託研究レポートを世に出した。

Apollo 計画の本格化と共に、GMDRL で確立された技術は、NASA の MSC (Manned Spacecraft Center; 現 Johnson 宇宙センタ: JSC) に敷衍され、B. G. Cour-Palais が技術的に指揮するようになる。

## 2 - 2 デブリ雲形成機構の解明

Whipple が 1947 年の論文で述べた「この宇宙船にミリグラムオーダーの超高速の飛翔体が衝突すると、飛翔体・標的共に気化もしくはイオン化が生じる。」という記述は、平均速度が 20 km/s にも及ぶ meteoroid の場合には真であるが、前項で述べた二段式軽ガス銃で加速できる速度は高々 8 km/s に過ぎず、イオン化はあるが広域で気化が生じることもない。しかし、膨大な衝突実験の結果、重要な事実が判明した。その結果を、Whipple シールドという観点から一図にまとめたのが Fig.3 である。以後、Whipple シールドの各要素のディ

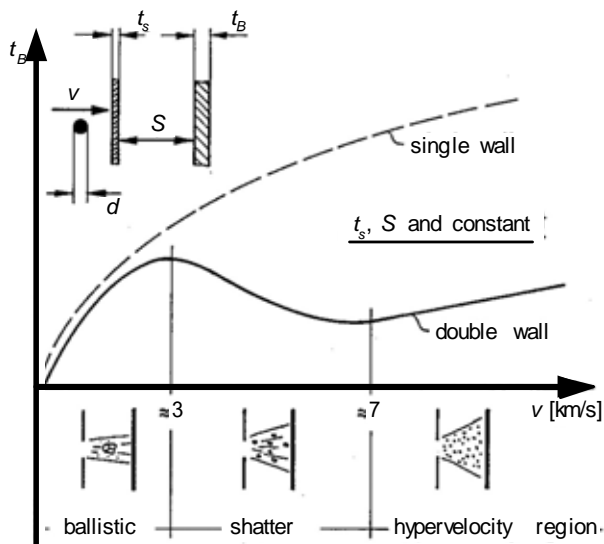


Fig.3 Behaviour of the bumper protection concept<sup>(5)</sup>.

メンジョンを表す記号は図中に示したものをを用いる。

図中、3 km/s 以下の 'ballistic' と記された領域では、標的板厚方向に 'shear band' が形成され、いわゆる 'plugging' (打ち抜きせん断) が生じ、一般にも比較的馴染みのある現象である。一方、3 ~ 7 km/s の 'shatter'

3.2mm STEEL SPHERE  
7KM/SEC  
1.016mm NICKEL SHIELD

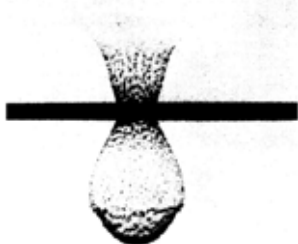


Fig.4 X ray of thin sheet impact<sup>(6)</sup>.

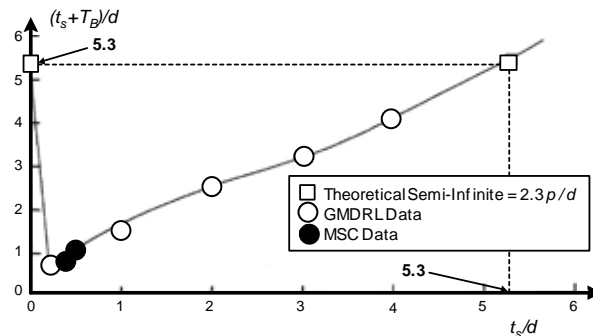


Fig.6 GMDRL double-wall shielding spectrum for Al 7075-T6 at 7.4 km/s<sup>(4)</sup>.

と記された領域では標的・飛翔体共に破砕化が起こる。Fig.4 に鋼製飛翔体をニッケル板に 7 km/s で衝突させた際の破砕の様子 (デブリ雲の形成過程) を X 線で撮影した写真を示す。デブリ雲が半径方向に大きな拡がりを持っていることが分かる。さらに、7 km/s の 'hypervelocity region' と記された領域では標的・飛翔体共に広域で液化が生じる。さらに高速になると (材種に依存するが、10 km/s 以上)、気化やプラズマ化が生じ、Whipple が 1947 年の論文で論じたような現象に至る。

Figure 3 のグラフの縦軸は、1 枚の標的の場合はその板圧、2 枚の標的の場合は後方の板圧を意味しているが、2 枚の標的の場合、'shatter' 領域では飛翔体の衝突速度の増大に伴って貫通能力が減少するという、一見奇妙な現象が生じることを意味している。

## 2 - 3 液化遷移点の検討

Figure 5 は、衝突速度に対してアルミニウム製シールド

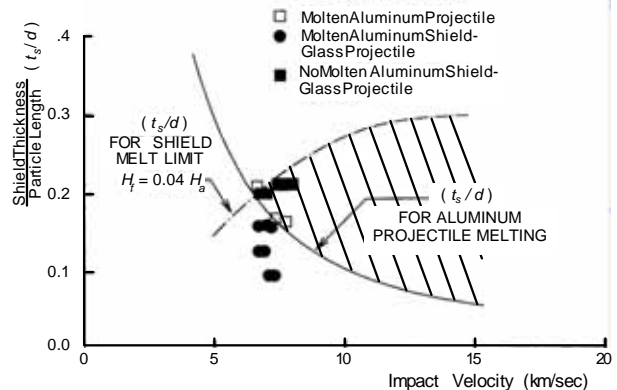


Fig.5 Theoretical shield optimum  $t_s/d$  ranges for melt of projectile and bumper<sup>(4)</sup>.

ド板と飛翔体のそれぞれが完全に液化する最適な  $t_s/d$  の値をプロットしたグラフである<sup>(4)</sup>。飛翔体に対する曲線は、GMDRL で求められたもので、衝突速度の  $2/3$  乗に反比例して減少する。それに対して、シールド板に対する曲線は、JSC の J. Chamberlin によって提案されたもので、衝突時に発生する熱エネルギーのうち、シールド板の 'plug' 部分を完全に液化するのに必要な熱量から求められた。実験結果は、この 'plug' を液化するのに必要な熱量が、7.5 m/s の衝突時に解放可能な熱量の 4 % よりも少し小さいことを示している。実線で示した曲線より上側で飛翔体が液化し、1 点鎖線で示した曲線より下側でシールド板が液化する。従って、ハッチング (斜線) で示した領域では、飛翔体・シールド板共に完全に液化することを意味している。

## 2 - 4 2 枚の板厚の最適化

Figure 6 は、飛翔体の直径で無次元化したシールド板圧と 2 枚の板圧和の関係である。7.5 km/s のアルミニウム飛翔体を 7075-T6 アルミニウム合金シールド板に衝突させることにより GMDRL で実験的に決定されたものであるが、有人宇宙センタ (MSC、現 JSC) の実験データもプロット

されている。2枚板への超高速衝突問題で一般的に成立する関係である。シールド板の無い場合に相当する  $t_s/d = 0$  から、シールド板が厚くなるに従って飛翔体をより細かい粒子に破砕するため、シールド板と後方板（主壁）の厚さの合計は急激に極小値まで減少する。その後、さらにシールド板が厚くなるに従って、シールド板と後方板の合計厚さは増加に転じる。縦軸切片は、 $t_s/d$  が 0、すなわちシールド板が無く、後方板のみの厚さが 5.3 であることを意味しているが、横軸の  $t_s/d$  が 5.3 になる場合と同一条件であり、この時の縦軸の値も 5.3 になる（但し、シールド板と後方板の材料が同一であることを仮定）。このグラフによって、2枚の標的板の板圧、延いては質量を最小にする標的の構成を決定することができる。

#### 2 - 4 貫通限界曲線（式）

以上で述べた検討を踏まえて、Whipple シールド性能評価のための貫通限界式が提案されている。Fig.7 に示したグラフは、欧州宇宙機関の COLUMBUS で採用された貫通限界を表すグラフである。ここでは、全ての構成要素の材質と  $t_s$ ,  $t_b$ ,  $S$  の値を固定し、 $d$  と  $v$  のみが変数であることを仮定している。曲線は後方板が貫通する限界の  $d$  の値を示している。図には、バンパ板が1枚と2枚の Whipple シールドに対する曲線、及び2枚 Whipple シールドに対する試験結果が丸印で示されている。共に総重量（厚さ）及び総間隔は同じであり、2枚 Whipple シールドは、1枚 Whipple シールドに比べてさらに防御性能が向上することがわかる。

1枚 Whipple シールドの貫通限界曲線に注意すると、約 2 km/s 以下と 7 km/s 以上の領域では、衝突速度と共に飛翔体の貫通限界径が減少し、通常の物理的直感と一致するのに対して、2 ~ 7 km/s の領域では逆に増大し、一見奇異な感じを受ける。しかし、これは 2 - 2 で述べた 'shattering' 効果によるもので、1枚目バンパへの衝突によって、飛翔体と標的材が破砕され広い空間分布（低い質量密度）をもって後方板に衝突することに起因する。この速度領域では、衝突速度の増加と共に、デブリ雲の拡がりも大きくなることを意味している。

しかしながら、飛翔体・シールド板共に完全に液化する約 7 km/s 以上になるとほぼ同期してデブリ雲が空間的に拡がる効果は飽和し、再び衝突速度の増加と共に貫通限界径が減少する。但し、Fig.8 は 'hypervelocity region' においても、等価板圧の単一標的に比べて、下方に平行移動するだけではなく、より高速域において防御性能が向上することを示している。

紙数の制約ため、Fig.7 の貫通限界曲線の式の形は割愛するが、これらの曲線がどのようにして決定されたかの概略を以下に述べる<sup>(4), (5), (8)</sup>。

前述したように、Apollo 計画までは、宇宙機の防御対象は micro-meteoroid のみであり、man-made のスペースデブリは対象外であった。従って、1970 年以前に検討された Whipple シールドに対する貫通限界式は衝突速度が 10 km/s 以上の飛翔体に適用範囲が限定されていた。一方、2段式軽ガス銃の加速能力は 8 km/s 以下であったため、融点の低い鉛やカドミウムを用いた2段式軽ガス銃の試験を中心にして、成形爆薬、プラズマガン、静電加速器等による試験を併用することによって、限界貫通式を決定した。これらの努力は、NASA/JSC の Cour-Palais、NASA/Ames の Nysmith、NASA/Lewis の Lundberg、Air Force の Burch 等によって同時

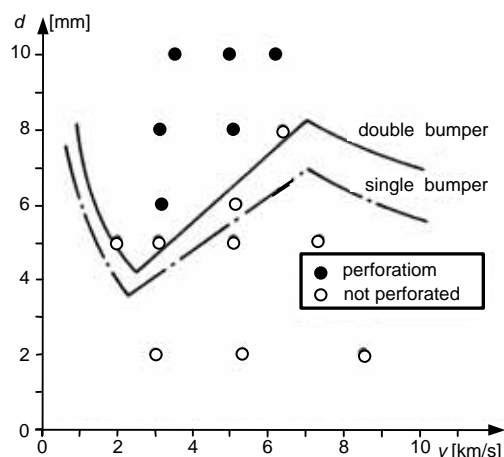


Fig.10 Debris cloud expansion of Whipple bumper shield in the numerical simulation impact velocity: 10000 to

並行的に進められた。Fig.7 の 'hypervelocity region' の式は、1960 年代に Cour-Palais によって決定された式に、その後、スペースデブリに対する防御要求の発生のために、より大きな飛翔体に対しても有効な試験データ（主に、Marshall 宇宙飛行センタ: MSFC で実施された。）を用いて補正された '修正 Cour-Palais 式' と呼ばれているものである。

一方、'ballistic' の領域の貫通限界式は、スペースデブリに対する防御に対しても適用可能なように、低速域とより大きな飛翔体に対する実験（主に、JSC で実施された。）結果を用いて決定されたものであり、約 2 ~ 7 km/s の 'shatter' 領域はこれらの2端点を線型補間したものである。スペースデブリ用のこれらの改良は、JSC の E. L. Christiansen によって行なわれた。

以上の3つの速度領域をまとめて、'新 Cour-Palais 式'、もしくは 'Christiansen 式' と呼ばれている。

#### 3. Whipple バンパの防御機構の数値解析による可視化

本項では、前項で述べた Whipple シールドの貫通限界曲線の3つの速度領域で生じる現象のメカニズムを数値解析で模擬し、可視化することによって理解をより深いものにする。解析には、衝撃解析コード：AUTODYN を用いて2次元軸対称系でモデル化した。飛翔体とシールドの衝突面近傍は SPH 法を適用し、その他のシールドと後方板は Lagrange 法によってモデル化した。シールド板の SPH ノードと Lagrange 要素間に

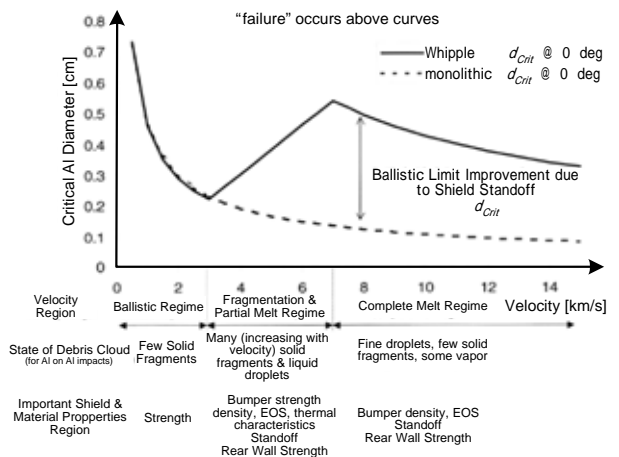


Fig.8 Ballistic limits for equal mass monolithic target and Whipple shield.

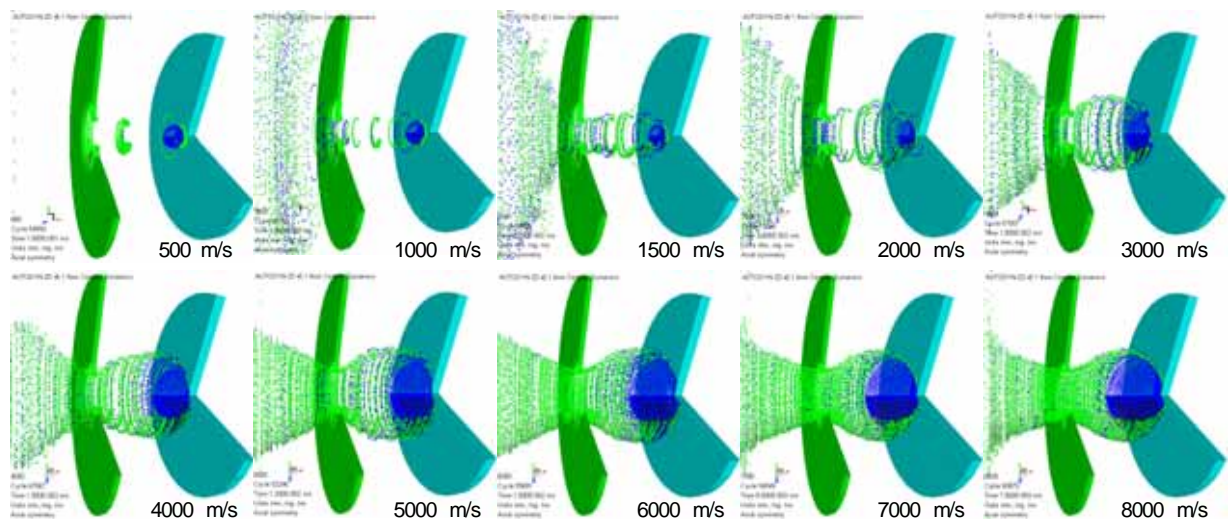


Fig. 9 Debris cloud expansion of Whipple bumper shield in the numerical simulation impact velocity: 500 to 8000 m/s.

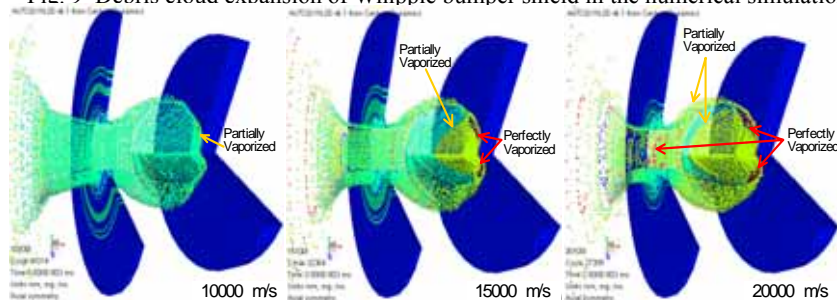


Fig. 10 Debris cloud expansion of Whipple bumper shield in the numerical simulation impact velocity: 10000 to 20000 m/s.

は結合境界条件を適用した。衝突速度が 10 km/s 未満の問題に対しては、Mie-Grüneisen 型で、衝撃波速度 ( $U_s$ ) と粒子速度 ( $u_p$ ) の間に線型関係を仮定した Hugoniot の状態方程式を、10 km/s 以上の問題には Tillotson の状態方程式<sup>(9)</sup>を適用した。

### 3 - 1 ‘ballistic’および‘shatter’過程

ここでは、2 - 2 項で述べた「一見奇妙な現象」のメカニズムを数値シミュレーションを用いて可視化することにより確認する。Fig.9 は、飛翔体、シールド板、後方板がそれぞれ、2024-T4, 6061-T6, 7075-T6 製で、 $d = 10$ ,  $t_s = 2$ ,  $t_B = 5$ ,  $S = 50$  に各寸法を固定し、衝突速度を 500 ~ 8000 km/s まで変化させた時に、デブリ雲の拡がる様子を、デブリ雲の先端が後方板に到達する頃まで解析した結果である。1000 m/s 以下の速度領域では、ほぼ‘plugging’モードの貫通形態を示しているが、2000 m/s 辺りから急激にデブリ雲の空間的拡がりが大きくなり、6000 m/s 辺りから飽和している様子が確認できる。

### 3 - 2 「超」高速衝突過程

Figure 10 には、10000 ~ 20000 m/s に及ぶ完全液化領域の計算結果を示す。これらの計算では、衝撃気化、いわゆる、shock-induced vaporization が生じる可能性があるため、上述のように Tillotson の状態方程式を適用した。この状態方程式では物質の状態は 4 つの物理状態に分類される。( ) 圧縮モードの固相、( ) 膨張モードの凝縮相、( ) 膨張モードの凝縮相と気相の混相状態、( ) 完全気相である。10000 m/s の衝突速度では、デブリ雲の大部分が ( ) の領域で、わずかにデブリ雲の先端と後方の‘ejection’部分に ( ) の混相領域が見られるのみである。それに対して、15000 m/s の衝突速度のケ

ースでは、デブリ雲の先端に完全気相領域が見られると同時にデブリ雲の外殻と前半分の広範な部分に ( ) の混相領域が見られる。さらに、20000 m/s の衝突速度のケースでは、デブリ雲のほぼ全域が少なくとも混相状態で、デブリ雲の先端やシールド板近傍部分で完全気相領域が見られる。

## 4 . おわりに

以上によって、現在、有人宇宙機で標準的に採用されている Whipple シールドの貫通限界式導出の歴史、実験的根拠について概観した後に、そのメカニズムを数値シミュレーションによって明らかにした。Apollo 計画以前の設計では、micro-meteoroid のみを防御対象としていたのに対して、1970 年代以降は人工のスペースデブリをも考慮する必要が生じたために式の見直しを余儀なくされたことにも言及したが、今また、無人の宇宙機の設計にもスペースデブリ対策を講じる必要に迫られており、設計思想とその方法論を明確にすることの意義は決して小さくはないと考える。

### 参考文献：

- (1) J.A. Zukas, *Impact Dynamics* (Eds. J.A. Zukas et al.), Chapter 5, John Wiley & Sons, Inc., 1982.
- (2) F. L. Whipple, *Astronomical J.*, Vol.52, p.131, 1947.
- (3) A. C. Charters, “The Distinguished Scientist: The Early Years,” *Distinguished Scientist Award*, Hypervelocity Impact Society (Ed. C. E. Anderson), 1992.
- (4) B. G. Cour-Palais, *Int. J. of Impact Engng.*, Vol23, pp.137-168, 1999.
- (5) H.-G. Reimerdes et al., *Proc. 1<sup>st</sup> European Conf. on Space Debris*, ESA SD-01, Darmstadt pp.433-439, 1993.
- (6) C. J. Maiden et al., “Experimental Investigations of Simulated Meteoroid Damage to Various Spacecraft Structures,” GMDRL, NASA CR-65222, 1965.
- (7) E. L. Christiansen, “Meteoroid/Debris Shielding,” TP-2003-210788, NASA, 2003.
- (8) K. B. Hayashida et al., “Double-Plate Penetration Equations,” TM-2000-209907, NASA, 2000.
- (9) J. H. Tillotson, “Metallic Equations of State for Hypervelocity Impact,” GA-3216, General Atomic, 1962.