

スペースデブリ衝突後に  
発生する破片特性に関する研究

2005 年 9 月

波 多 英 寛

九州工業大学附属図書館



\*0010689578\*

# 目次

第 1 章 序論	1
1.1 研究背景	1
1.1.1 宇宙開発とスペースデブリ環境	1
1.1.2 スペースデブリとの衝突事例	4
1.2 スペースデブリに関する従来の研究	5
1.2.1 スペースデブリ対策に関する研究	5
1.2.2 高速飛翔体発生装置に関する研究	8
1.2.3 超高速衝突実験に関する研究	10
1.3 破砕モデルに関する研究	10
1.4 本論文の目的および概要	11
第 2 章 衝突破砕実験	13
2.1 緒言	13

2.2 実験装置	13
2.2.1 エアーガン	13
2.2.2 二段式軽ガス銃	15
2.2.3 光学撮影装置	18
2.2.4 破片回収装置	19
2.3 実験条件	21
2.4 実験結果	22
2.4.1 アルミプレートを用いた実験結果	22
2.4.2 CFRP アルミハニカムを用いた実験結果	25
2.5 結論	32
 第3章 破砕破片における寸法特性の検討	 33
3.1 緒言	33
3.2 円柱形状飛翔体を用いた破砕破片における寸法特性の検討	35
3.2.1 衝突速度毎によるアスペクト比分布	35

3.2.2	飛散角度毎によるアスペクト比分布	36
3.2.3	質量毎によるアスペクト比分布	36
3.2.4	アスペクト比分布	37
3.3	球形状飛翔体を用いた破砕破片における寸法特性の検討	38
3.3.1	衝突速度毎によるアスペクト比分布	39
3.3.2	飛散角度毎によるアスペクト比分布	40
3.3.3	質量毎によるアスペクト比分布	42
3.3.4	アスペクト比分布	43
3.4	結論	45
第4章 破砕破片における形状特性の検討		47
4.1	緒言	47
4.2	形状案	48
4.3	円柱飛翔体を用いた破砕破片における形状特性の検討	49
4.3.1	適合率による形状評価	49



4.3.2	質量比分布	50
4.4	球形状飛翔体を用いた破砕破片における形状特性の検討	51
4.4.1	適合率による形状評価	51
4.4.2	質量比分布	52
4.5	結論	53
第5章	NASA 標準破砕モデルの検討および改良モデルの提言	54
5.1	緒言	54
5.2	NASA 標準破砕モデル	55
5.2.1	サイズ分布	56
5.2.2	平均断面積	57
5.2.3	面積質量比分布	57
5.2.4	速度分布	57
5.3	部分的破砕における NASA 標準破砕モデルの検討	58
5.3.1	サイズ分布	58

5.3.2	平均断面積	66
5.3.3	面積質量比分布	69
5.3.4	速度分布	76
5.4	結論	79
第6章	本研究のまとめ	81
	参考文献	84
	付録 記号の説明	88
	謝辞	89

## 第1章 序論

### 1.1 研究背景

#### 1.1.1 宇宙開発とスペースデブリ環境

1957年に世界初の人工衛星「スプートニク1号」が打ち上げられ、人類による宇宙開発が始まった。現代では人工衛星による気象観測やGPS位置計測など、人々の生活に宇宙空間はなくてはならないものにまで宇宙開発は進んでいる。これまでに、総回数にして5,000回以上、質量にして20,000ton以上の人工物体が宇宙に打ち上げられている<sup>1)</sup>。このうち地球周回軌道上には1割程度2,000ton以上の人工物体が残留しており、これらの大部分はスペースデブリ（以下デブリと称する）と呼ばれている。デブリと称される物は、運用を終了した人工衛星やロケット、これらの破片、固体燃料より排出される微小物体など、宇宙に存在する無価値な人工物体である。衛星などの運用によりデブリは発生するので、低軌道と静止軌道、遷移軌道などよく利用されている軌道にデブリは集中している。また、衛星やロケットのブレークアップ（爆発や衝突により衛星が無数に分裂すること）によってデブリは爆発的に増加する。現在までに爆発破砕は約170回起こっており、静止軌道においても起こっていることが確認されている<sup>2,3)</sup>。観測結果において予想よりも破片が多いため、これ以外にも破砕は起こっていると言われている。低軌道上のデブリについては10cm以上、静止軌道上のデブリについては1m以上の大きさの物は直接的な観測が可能であり、また、軌道上から回収された物体の表面観察などから間接的な観測が行われている。それらの結果から、0.1cm以上のデブリの数はTable 1.1に示されるように、総計3,500万個以上存在していると推定されている<sup>4)</sup>。また、残留空気濃度の高い低高度にあるデブリは大気抵抗により減少するが、Fig.1.1<sup>5)</sup>に示す宇宙空間に存在するデブリ、ロケットおよび衛星の個数の経年変化から明らかなようにデブリは年々増加している。

Table 1.1 Estimation of debris at each size<sup>4)</sup>

Size of Debris [cm]	0.1 - 1	1 - 10	10 <
Number of Debris	35,000,000	110,000	8,000
Rate of Number [%]	99.67	0.31	0.02
Rate of Mass [%]	0.035	0.035	99.93

近年、デブリ環境は無視できない状況まで悪化しており、衛星の故障などが発生した場合には必ずデブリに誘因されたのか否かが検討されており<sup>6)</sup>、2003年に起こったアメリカ合衆国のスペースシャトル「コロンビア」の墜落事故の時もデブリとの衝突が検討されている<sup>7)</sup>。また、開発が検討されている太陽光発電衛星 (Space Solar Power System, SSPS)<sup>8)</sup>など大規模宇宙構造物においては、平均投影面積が大きいためにデブリとの衝突確率が上昇し、デブリが問題視されている。宇宙航空研究開発機構により検討されているSSPSにおいては、高度400kmにて6ヶ月間の運用をする場合に、10cm以上のデブリとの衝突は約2回、1mm以上になると約5,400回発生することが想定され、それに対する対応が求められている<sup>9)</sup>。また、組み立て後、静止軌道に移動して運用するため、その間のデブリ密度が検討されている。Fig.1.2<sup>10)</sup>に示すデブリ寸法の密度と高度の関係から明らかなように、デブリによる環境汚染を考慮すると組み立て軌道として低軌道が使えないと考えられている。

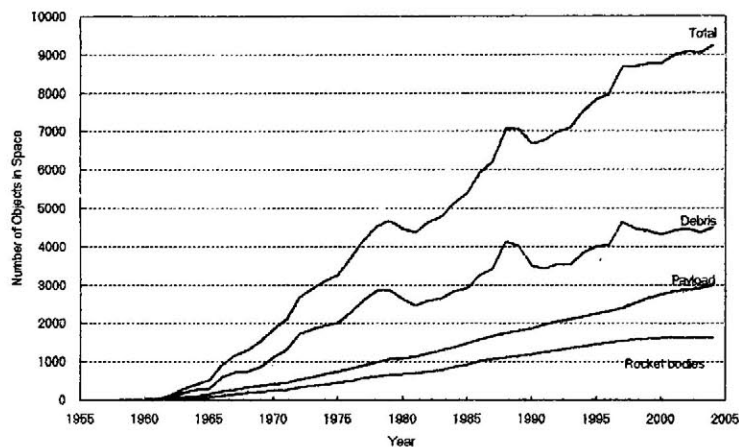


Fig.1.1 Transition of number of objects in space<sup>5)</sup>

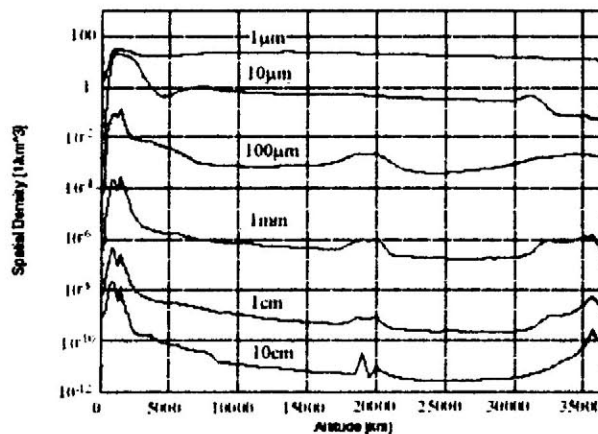


Fig.1.2 Space density of debris<sup>10)</sup>

デブリが問題になるのは衝突速度が高速であり、たとえ小さな物体でも運動エネルギーが大きく、宇宙構造物に損傷を与えるからである。衝突速度は、二物体間の速度ベクトルの違いによって定義される。二物体が有する速度のスカラ成分を $V_1$ 、 $V_2$ とし、2物体間の衝突角度を $\theta$ とすると、衝突速度のスカラ成分 $V$ は以下のように表される。

$$V^2 = V_1^2 + V_2^2 - 2V_1V_2 \cos\theta \quad (1-1)$$

二物体が同じ方向 ( $\theta = 0$ ) へ飛翔している場合、衝突速度は最小となり、反対方向に飛翔している場合 ( $\theta = \pi$ ) 衝突速度は最大となる。また、衝突確率は物体の断面積、空間密度、時間および衝突物体間の相対衝突速度の積で表される。それゆえに、相対衝突速度が速い物体である程、衝突確率は高くなる。国際宇宙ステーションが運用されている軌道（高度約400km）においてのデブリ速度分布を軌道傾斜角毎にFig.1.3<sup>11)</sup>に示す。地球低軌道においての衝突は主に超高速衝突であり、平均相対衝突速度は8.7km/s<sup>12)</sup>、最大衝突速度は15km/sとされている。また、遷移軌道からのデブリを考慮すると最大衝突速度は20km/s近くになると考えられる。

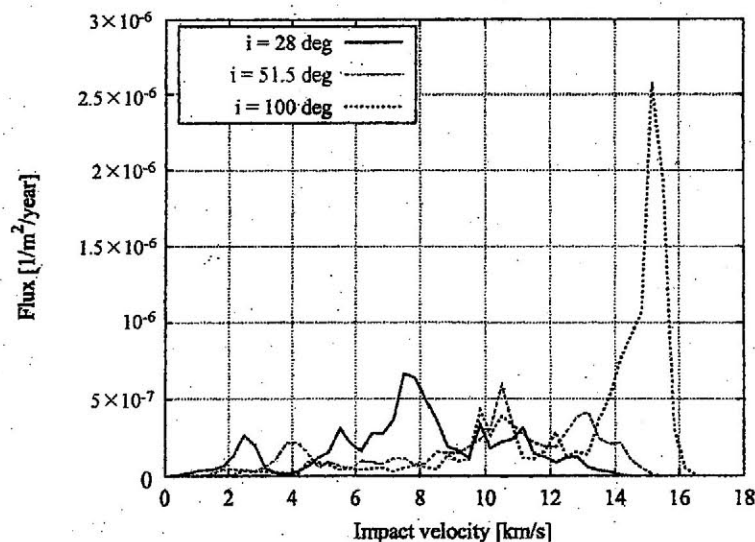


Fig. 1.3 LEO debris collision flux, on circular orbits of 400 km altitude, as a function of impact velocity, at distinct inclinations, for debris of  $d > 1 \text{ cm}$ <sup>11)</sup>

静止軌道における衝突は、低軌道における衝突とはようすが異なってくる。静止衛星は最初赤道面内に投入されるが、月や太陽の重力加速度、地球の扁平性などによる摂動から軌道が変化し、軌道傾斜角が最大15度まで変化する。そのため、南北軌道制御されている衛星に衝突する場合、衝突角度は最大で15度までになる。長半径、離心率も摂動するが、この変化はあまり大きくなく<sup>13)</sup>、従って物体の軌道はほぼ円軌道を保ち、その高度はほぼノミナルな静止軌道の高度である。傾斜した軌道にある人工物体は、毎日2回、南北に赤道面を通過することになる。その際、静止軌道の軌道速度が約3km/sであることから、衝突速度は最大でも800m/sとなる。また、静止遷移軌道上の物体からの衝突を考慮した場合、衝突速度は1.5km/sとなる。この場合の衝突速度は静止遷移軌道から静止軌道に投入する際に必要な速度増分と同じである。このことより、静止軌道上での衝突は低軌道上での衝突に比べ低速での衝突となる。

このようにデブリは宇宙開発の阻害要因となり、宇宙空間平和利用委員会（Committee on the Peaceful Uses of Outer Space）<sup>14)</sup>や国際機関間デブリ調査委員会（Inter Agency Space Debris Coordination Committee）<sup>15)</sup>においてその対応が検討されている。米国とロシアにより行われた観測によりデブリのカatalog化が進められているが、観測性能の制約によりある程度のサイズ以上の物体しか軌道が同定されていない。ただし、軌道を同定することができた衛星やデブリに関してはカatalog化されている<sup>5)</sup>。

### 1.1.2 スペースデブリとの衝突事例

ソーラーマックス観測衛星の外壁や、長期暴露装置（LDEF：Long Duration Exposure Facility）、ハッブル宇宙望遠鏡の太陽電池および日本の宇宙実験室SFU（Space Flyer Unit）など、スペースシャトルにより回収された宇宙構造物から多数の衝突痕が確認されており、デブリとの衝突により生成したことが判明している。また、スペースシャトル自身にもデブリとの衝突が確認されており、窓ガラスやラジエータなどの交換が余儀なくされている<sup>16)</sup>。近年開発が進んでいる長期滞在型有人施設である国際宇宙ステーション（ISS：International Space Station）においても微小デブリとの衝突が報告されている。この衝突は、多目的補給モジュール（MPLM：Multi Purpose Logistics Module）の表面を精密検査した際に発見されたもので、表層のバンパ部分に幾つかのクレーターと貫通孔が発生している<sup>17)</sup>のが確認されている。

宇宙物体のカatalogに登録されているもの同士の衝突として最初に確認されたのは、

1996年7月にフランスの小型衛星セリースと、アリアンロケットが1986年に爆発したときに発生したスーツケース位のサイズのデブリとの衝突した事例である。この時、セリースのブームが切断されたが、幸い本体は無事であったため運用停止には至らなかった<sup>2)</sup>。また、軍事衛星との衝突回避のため、1996年1月11日米国のスペースシャトルエンデバー号が打ち上げ時に5分程延期された事態<sup>18)</sup>や、危険回避のため国際宇宙ステーションの軌道変更が行われている。

上述のように衝突事例は確実に増えてきており、今後より一層デブリが増え続けることが懸念されている。人類が宇宙開発を続けて行く上でデブリ問題は避けることができず、デブリ環境の認識など各種対策を検討し、研究開発を行う必要がある。

## 1.2 スペースデブリに関する従来の研究

### 1.2.1 スペースデブリ対策に関する研究

デブリに関する問題に対して、世界各国の様々な機関により対策が検討されている。宇宙開発先進国を中心に積極的に検討、討論するための国際宇宙機関間デブリ調整委員会が1987年より開催され、今日に至るまでに多くの研究者により討論されている。この宇宙機関間デブリ調整委員会内部には、幹事会 (Steering Group) と四つの分科会 (Working Group) が設置され、現在のデブリ対策の柱となっている。この四つの分科会は

[WG1] 観測 (measurements)

[WG2] 環境とデータベース (environment and database)

[WG3] 防御 (protection)

[WG4] 低減 (mitigation)

である<sup>19)</sup>。以下に本研究に関連する[WG2] 環境とデータベースと[WG3] 防御について説明する。

#### ・[WG2] 環境とデータベース (environment and database)

観測結果より、デブリ環境の把握を体系的に行えるように軌道要素などがデータベース化されている<sup>19)</sup>。データベースには米国宇宙司令部のカatalogとロシア連邦のスペース・オブジェクト・カatalogが用いられており、欧州宇宙機関のデータベースであるDISCOS

(Database and Information System Characterising Objects in Space) は、これら二つのカatalogに基づいて作成されている。

このような観測によるデータベースや、地上実験、軌道上実験、シミュレーション結果を基に、デブリ環境の空間分布状況、フラックス、サイズ、質量、密度などの物理的な特性を数学的に記述するのがモデリングである。モデルには大きく分けると二種類あり、発生破片を表す破碎モデルおよびその後の軌道予測を行う環境モデルである。包括的環境モデルの代表として、高度、軌道傾斜角などをパラメータとしたKessler Modelがある<sup>20)</sup>。また、D. Kesslerは、デブリ同士が衝突して破片を生成すると衝突確率が上がりさらに衝突連鎖を引き起こすため、加速度的にデブリが増加すると指摘している（Kessler Syndrome）。このようなモデルを用いて、宇宙構造物や宇宙システムの設計およびリスク評価、効率的デブリ観測のためのデブリ検出レートの予測、運用中の宇宙構造物におけるデブリ回避行動の予測、また、宇宙政策に取って重要なデブリ低減策における有効性の持続についての解析が行われる。デブリ環境を予測するモデルには、解析年数により長期的、短期的モデルに区別されており、Table 1.2<sup>19)</sup> に示すモデルが用いられている。国内では、九州大学にてGEODEEM（GEO Debris Environment Evolution any Model）の研究開発が行われている<sup>21)</sup>。

Table 1.2 Debris environment model<sup>19)</sup>

Model name	Source	Evolutionary period	Minimum size	Orbital regime
EVOLVE	NASA	Short and long term	1mm	LEO
IDES	DERA	Short and long term	0.01mm	LEO
MASTER2001	ESA	Short term	1mm	LEO/GEO
SPD-A	RSA	Short and long term	0.6mm	LEO
ORDEM2000	NASA	Short term	10 $\mu$ m	LEO
SDM	ISTI	Short and long term	-	LEO/GEO
LEGEND	NASA	Long term	1mm	LEO/GEO
DAS	NASA	Short term	0.5mm	LEO/GEO
DELTA	ESA/BNSC	Long term	1mm	LEO/GEO



・ [WG3] 防御 (protection)

デブリが宇宙構造物に衝突する際には、低軌道にて平均相対衝突速度が8.7km/sにも及ぶため、宇宙構造物には必要に応じて防御構造を付加する必要がある。しかし、打ち上げ性能、コストの観点から重量に制限があり、防御構造は軽量である必要がある。また、衝突現象が高速であることを考慮し、耐デブリ構造としてはWhipple Shieldと呼ばれる二重壁構造が主に用いられている<sup>22)</sup>。これは衝突速度が高速であるため、一枚目においてデブリ自身が破壊され、運動エネルギーが分散し後壁を防御する仕組みである。この考えを踏まえて各種防護構造が研究されており、Fig.1.4に示すようなWhipple Shieldの間にスタッフド材を入れたStuffed Whipple Shield<sup>23,24)</sup>や、バンパを増やした多重壁構造<sup>25)</sup>、および二重壁構造の全面にメッシュを設置したMesh Double-Bumper Shieldなどが開発されている<sup>26)</sup>。これらは主に有人宇宙構造物を対象に研究されており、他の防護構造として衛星を対象にハニカム構造を用いた防護構造が研究されている<sup>27)</sup>。現在唯一の有人宇宙構造物である国際宇宙ステーションにおいて採用されているStuffed Whipple Shieldの防護性能は、Fig.1.5<sup>23)</sup>に示すように平均速度である秒速8.7kmにおいて1cm程度のデブリは防御出来る。今後の開発により2cm程度までは防御出来るようになると考えられている。また、これらの防御構造の開発のため、超高速衝突現象の数値解析と超高速実験装置についての研究が行われている。

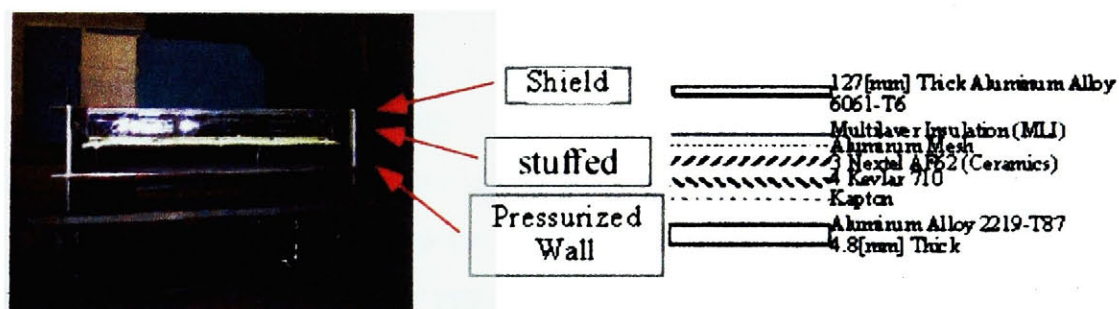


Fig. 1.4 Stuffing Bumper Shield

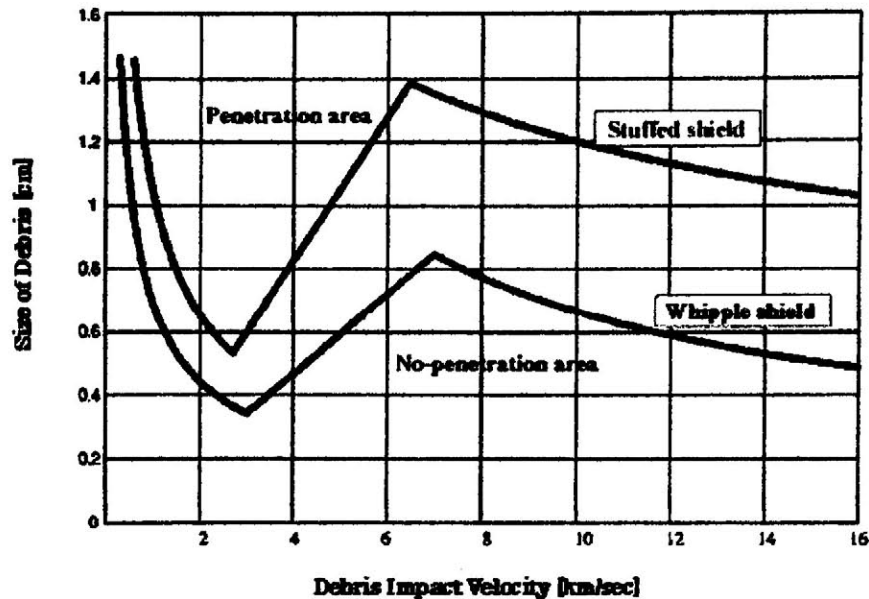


Fig. 1.5 Ballistic Limit Curve<sup>23)</sup>

### 1.2.2 超高速飛翔体発生装置に関する研究

超高速で飛行する物体の周りに生じる高速流れの研究は、理学・工学の分野の重要な研究課題として認識され、1950年代後半からアメリカ・ソビエト両超大国間で開始された。特に宇宙開発競争においては、ロケットや宇宙船の形状決定などを目指した様々な研究が両国を中心に世界中の研究機関で行われ、アポロ計画に代表される有人宇宙飛行計画では、宇宙空間から宇宙船が地球大気圏へ10km/s以上の速度で再突入する際に生ずる10,000Kを越す熱から、いかにして宇宙船と内部の人間を守るかが重要な技術的課題と考えられた。この地球大気圏再突入時の宇宙船回りの流れ場を実験室で模擬し、実際の宇宙船の熱防護などへ応用するための実験装置が要求され、航空弾道学と共に超高速飛翔体発生装置の研究が行われることになる<sup>28,29)</sup>。デブリ問題を研究する上でも、地上での衝突再現装置の開発が必要である。現在、超高速飛翔体発生装置として用いられている設備としては、エアージェン、火薬銃、二段式軽ガス銃、プラズマガン、レールガン、プラズマ加速装置、成形爆薬などが有る。Fig.1.6に示すように各装置の発射性能は、飛翔体質量と発射速度の関係で表される。下記に幾つかの代表的な装置の説明を述べる。

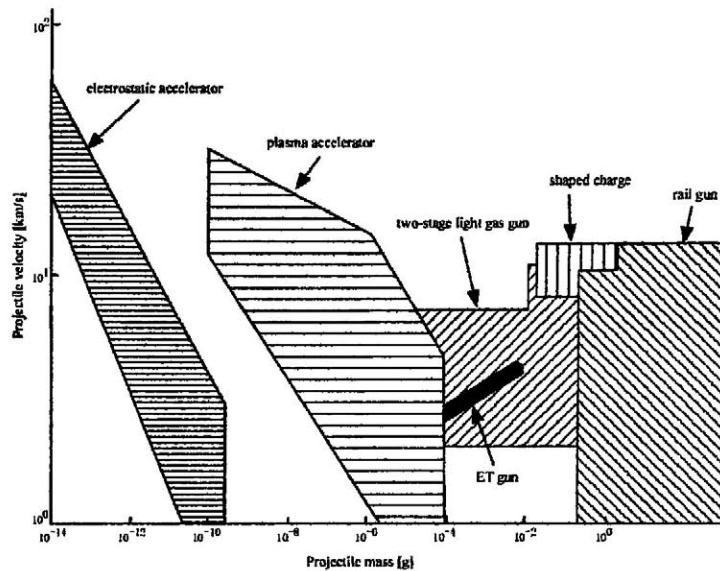


Fig. 1.6 Specification of Projectile Launcher<sup>48)</sup>

#### ・エアガン

圧縮ガスを駆動源とした加速装置である。主に圧力容器、加速管、試料室からなり、発射準備に要する時間が短いため、繰り返し実験を行える特徴がある。飛翔体速度は、駆動ガスの種類によって上限が変わる。

#### ・火薬銃<sup>30)</sup>

火薬の燃焼ガスを駆動源とした加速装置である。主に燃焼室、加速管、試料室からなり、構造が簡単のため比較的安価に実験を行うことができる。また、通常用いられているライフルや拳銃などと違い、加速管としてライフリングがされておらず平滑内面となっている。火薬の燃焼ガスは分子量が大きく音速が遅いため飛翔体の速度は制限をうけてしまう。そのため、火薬の薬量を増し、装置の強度を上げ、軽い飛翔体を使うなどの様々な工夫を行っても3km/s程度までしか加速できない。

#### ・二段式軽ガス銃<sup>31,32)</sup>

二段式軽ガス銃は1943年にアメリカのニューメキシコ工科大で発明され、1950年代から1960年代にかけて航空弾道学の研究のために、世界中で多くの二段式軽ガス銃が開発され、飛翔体速度も11km/sを超える装置も開発されている。この二段式軽ガス銃は、飛翔体の駆動に分子量の大きい燃焼ガスの代わりに、分子量が小さく音速が速い高温の軽ガスを用いる加速装置である。詳細は次章にて説明する。

### 1.2.3 超高速衝突に関する研究

超高速衝突はメガバール領域の超高压状態を極短時間作り出せるため、衝撃圧縮試験に使われ、新材料の開発などが研究されてきた<sup>33-36)</sup>。また、昔より各種弾丸や装甲などの開発、研究が行われてきており<sup>37-40)</sup>、近年は、スーパーキャビテーションの研究が行われ、水中高速兵器の研究が行われている<sup>41-45)</sup>。また、成形爆薬の一種のLSC (Linear Shaped Charges : V型成形爆破線) などはジェットを利用したビルや橋梁の解体に使われており、研究開発が行われている<sup>56)</sup>。

また、地球科学や宇宙開発、探査にても超高速衝突の研究は行われており、宇宙船や通信衛星の海面への着水、海への隕石衝突による地球の構造解析、地上への隕石衝突による地形変化など、数多くの研究が行われている。さらに近年、米国航空宇宙局はMARS PATHFINDER, NEAR Shoemaker計画の大いなる成功を受け、彗星の塵の採集をおこなうSTARDUST計画を実行中であり、既に2005年1月2日に彗星の塵を採取し、地球に帰還中である。これにより、宇宙の起源を探りさらには今後の宇宙の発展を占おうとしている。日本でも旧宇宙科学研究所がMUSES-C計画(衛星名:はやぶさ)<sup>47)</sup>を進めており、小惑星のサンプルを回収する計画が進行中である。これらのサンプルリターン(採集技術)や集塵技術の開発においても超高速衝突の研究が行われている<sup>48,49)</sup>。

スペースデブリの分野において、防護構造の開発、破砕モデルの開発のために超高速衝突実験が行われている。昨今、飛翔体形状について注目を集めている。現在までの研究では飛翔体形状として、飛翔体の回転などの影響がない球形状や、容易に加速しやすい円柱形状が用いられてきたが、その他の飛翔体形状として回転楕円体形状などが考えられており、海外において実験や数値解析などによって研究が行われつつある<sup>50,51)</sup>。

### 1.3 破砕モデルに関する研究<sup>52)</sup>

破砕モデルは、デブリ環境予測や発生予測、防御構造の開発のために研究が行われており、各種デブリ発生過程のモデル化が行われている。破砕モデルを作成するための破砕データに関しては、地上実験、軌道上で実際に発生したブレークアップなどの観測データ、軌道上から回収された物体の表面に発生している衝突痕およびデブリ回収装置によるデータがある。ただし、静止軌道上の小さなデブリなどのデータは観測、回収共に不可能であり、地上実験やスケール則による予測に頼らざるを得ない。しかし、静止軌道上を想定した実験は数少なく、九州大学のグループ<sup>51)</sup>が行っているのみである。これらの破砕データを

統計的に処理し、各種破砕条件によるスケール則を導入して、デブリの空間分布、物理特性などの破砕モデルが作成されている。破砕モデルには大きく分けると衝突破砕モデルと爆発破砕モデルに分けることができる。また、それぞれを経験的破砕モデル、半解析的破砕モデルおよび解析的破砕モデルの3つに分類することができる。経験的破砕モデルでは、破砕データに合致するように曲線近似を行うことによりモデルを作成する。そのため、限定された条件下での運用となる欠点を含む。解析的破砕モデルでは、連続体力学など理論的な手法を基礎に破砕を解析する。

現在、各国の国際機関のデブリ環境モデルの中にNASA標準破砕モデルが良く用いられている。詳細は第5章に後述するが、このNASA標準破砕モデルは低軌道において頻度の高い超高速衝突による結果を基に開発されている。そのため、静止軌道において衝突頻度の高い低速衝突への適用性については検討する必要がある。

#### 1.4 本論文の目的および概要

本研究では、宇宙開発において発生した「スペースデブリ問題」に着目し、特に未だ解明されていないスペースデブリ衝突後に発生する破片特性について解明することを目的としている。スペースデブリとの衝突現象は低軌道上と静止軌道上では異なるため、それぞれ個別に具体的な目的を設定している。

- ・低軌道上における破砕破片形状の解明と耐スペースデブリ防護構造開発試験への提言（第3章および第4章）
- ・静止軌道上における衝突破砕モデルの検討および開発（第5章）

第2章にて衝突破砕実験を行い、その結果を用いて上記の二項目を目的として検討している。以下に本論文での各章の概要について述べる。

まず第1章にて研究背景、現在までの研究など序論を述べた。

第2章では、超高速飛翔体発生装置である九州工業大学の中型二段式軽ガス銃、および静止軌道上の低速範囲における飛翔体発射装置である九州大学のエアガンについて述べ、衝突現象の観測を行った撮影装置について述べる。また、いくつかの宇宙構造物を衝突破砕させた実験条件と結果について述べる。

従来、飛翔体発射装置のサポの性能上、飛翔体として円柱、球形状のものが用いられている。しかし、近年、異方性の飛翔体として回転楕円体を用いた衝突実験が注目されている。そこで第3章では、第2章の結果を用い、デブリを回転楕円体に近似した場合の低軌道

上における破砕破片形状の特性評価について検討する。さらに、破砕破片が二次デブリとして衝突すると想定すると、超高速衝突実験に用いる回転楕円体飛翔体のアスペクト比について検討することができる。よって、超高速衝突実験に用いる回転楕円体飛翔体の最適アスペクト比について提言している。

第3章にて破砕破片形状を回転楕円体に限定して破片解析を行ったが、実際には複数の形状の破片が混在していると考えられる。そこで第4章では、破砕破片としてどのような形状が最適であるかを検討する。超高速衝突実験結果における破砕破片の寸法および質量を用いて実際に発生した破砕破片を代表的形状に近似し、その形状特性を評価する。

前章までは破片形状・寸法の特性評価を行い、回転楕円体に近似した場合の最適アスペクト比、任意形状に仮定した場合の破片形状を求めることができた。それらの結果より、大部分の破片は同じ形状にそろうことが確認された。よって、第5章ではそれらの結果を踏まえ、未だ検討されていない静止軌道上におけるスペースデブリ衝突破砕モデルの検討および改良を行うことを目的とする。スペースデブリ衝突破砕モデルは、環境モデルに組み込める形にするために、NASAがその標準破砕モデルを構築した際に採用した手法を用いて解析し、不具合が考えられる部分および想定外の部分において、現在使用されているモデルに組み込み可能な手法を用いた修正モデルを検討し提言を行う。

第6章では、本研究を統括し、結論を述べる。



## 第2章 衝突破砕実験

### 2.1 緒言

スペースデブリとの衝突時に発生する破砕破片特性を解明し、スペースデブリ破砕モデルを開発することを目的として、衝突実験を実施した。本実験は次に示すように大きく二種類に分けることができる。

(1) 低軌道上の防護構造を対象とした実験

(2) 静止軌道上の衛星を対象とした実験

それぞれの実験に必要な速度範囲が異なり、広範囲の速度における衝突実験を行わねばならない。そのため、本実験では、九州工業大学の中型二段式軽ガス銃<sup>53)</sup>及び、九州大学所有のエアーガン<sup>54)</sup>を用いて実験を行った。あらかじめ、同一ターゲット、同一飛翔体、同一速度域での上記の二種類の装置の実験結果を比較し、異なる実験装置を用いても同一の破砕破片特性になることを確認した。

### 2.2 実験装置

#### 2.2.1 エアーガン

Fig.2.1に九州大学のエアーガンを示す。この実験装置はピストン駆動式エアーガンであり、操作性および安全性が優れ、運営費が安いことが特徴である。ピストン作動部をFig.2.2に示す。この構造は通常の隔膜式のエアーガンと異なる。作動流体が駆動管内に流れ込まないようにピストンで蓋をし、電磁弁を開けてピストン駆動ガスを放出することで飛翔体を発射する構造となっている。

高圧管 (Reservoir) の寸法は直径300mm、長さ700mmであり、作動流体である乾燥空気を7.5MPaまで充填可能である。加速管 (Launch Tube) の寸法は内径25mm、長さ4,000mmである。観測室 (Vac. Chamber) の寸法は直径600mm、長さ1,000mmであり、観測用の窓を三面有し、真空度は1.3Pa程度である。このエアーガンの発射可能速度は現状では300m/s程度までである。

飛翔体が球であるため作動流体を安定して受けることが難しく、所定の速度で安定的に発射することは困難である。そこで作動流体から安定的に力を受けるために円柱形状のサボを使用する。飛翔体はサボと共に加速し、サボはサボトラップ (Sabot Trap) で分離、回収を行うことで、最終的に飛翔体のみが飛翔する。このサボをFig.2.3に示す。サボトラップ

と観測室との間で，Fig.2.4に示すような二組の可視光レーザユニット（Laser Unit），受光部（Photo diode）とオシロスコープ（Oscilloscope）によって飛翔体の速度を計測する。

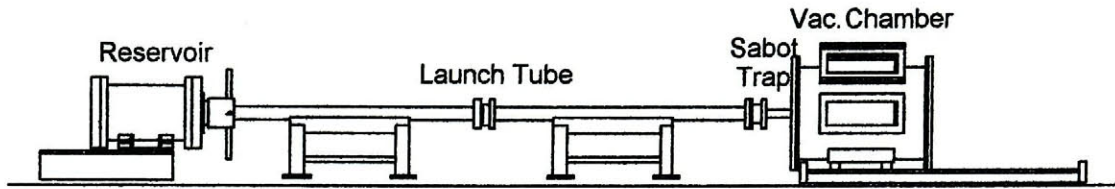


Fig.2.1 Configuration of air-gun

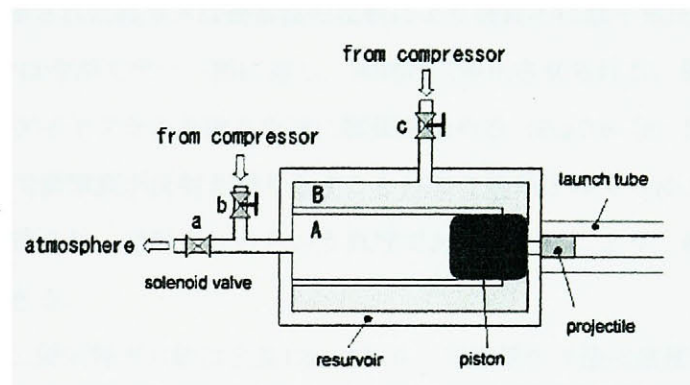


Fig.2.2 Configuration of piston moving part

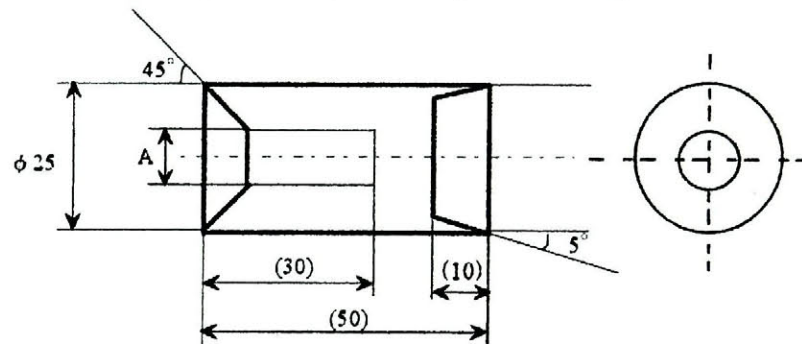


Fig.2.3 Configuration of sabot at air-gun

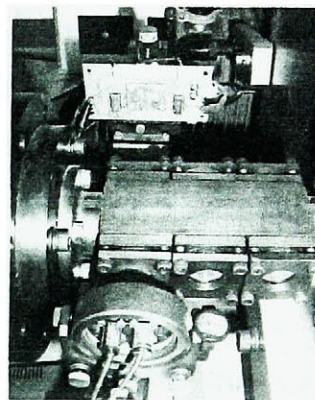


Fig.2.4 Photo of velocity measurement part at air-gun



### 2.2.2 二段式軽ガス銃

Fig.2.5に九州工業大学の中型二段式軽ガス銃を示す。二段式軽ガス銃は、火薬室、圧縮管、高圧カップリング部、発射管そしてターゲットが配置される試料室から構成される。また発射時には、無煙火薬、ピストン、飛翔体が装填され、水素、ヘリウムなどの軽ガスが圧縮管に充填される。二段式軽ガス銃は、Fig.2.6に二段式軽ガス銃の作動の様子を三段階に分けて示す。まず、発破器から信号が送られ着火した火薬から発生する燃焼ガスによりピストンが押し出され、加速を始める (Fig.2.6 (a))。次に、加速するピストンが軽ガスを急速に圧縮する。圧縮された軽ガスは衝撃波の反射により最終的に数千気圧に達する (Fig.2.6 (b))。ピストンはやがてテーパ部に達し、強制的に停止させられる。最終的に、高圧に圧縮された軽ガスがダイヤフラムを破り急速に膨張を始める (Fig.2.6 (c))。ピストン前面と飛翔体後面の間で衝撃波が反射を繰り返すことにより超高圧軽ガスにより飛翔体はランチュープ内で加速され、発射されるという原理である。これにより、超高速飛翔体を発生させることができる。

九州工業大学の二段式軽ガス銃は全長12mであり、圧縮管の寸法は直径28mm、長さ3m、発射管の寸法は直径10mm、長さ2mである。飛翔体が球であるため、Fig.2.7に示すようなサボを併用する。サボは二分割されており、加速中に発射管内にて剪断が起こる可能性があるため、ピンやラックを設けて剪断を防止している。サボは飛翔体と共に加速する。そして、発射管出口からサボは分離を始め、サボトラップで回収され、最終的に飛翔体のみがターゲットに衝突する (Fig.2.8)。

Fig.2.9に示すような二組の可視光レーザユニット (Laser unit)、受光部 (Photo IC) とオシロスコープ (Oscilloscope) で構成される速度計測装置によって飛翔体の速度を計測する。

通常、二段式軽ガス銃は飛翔体を2km/s以上に加速する装置である。本実験では飛翔体速度5km/sまでの衝突実験を行うため、エアーガンで発射できない300m/s程度からの飛翔体速度が必要である。しかし、飛翔体を減速するために、二段式軽ガス銃を改造してしまうと、超高速飛翔体を発射することが難しくなる。そこで、発射管内に装填する飛翔体の位置を変更することにより、加速距離の減少、衝撃波の伝播距離の増加によって飛翔体速度を300m/sまで自由できるように工夫した。この方法は、火薬量に変わる速度調整の方法であり、軽ガスとしてヘリウムよりエロージョンの起こりにくい水素を用いた実験で速度低下が必要な場合にこの方法を利用すると良い結果が得られると考えられる。

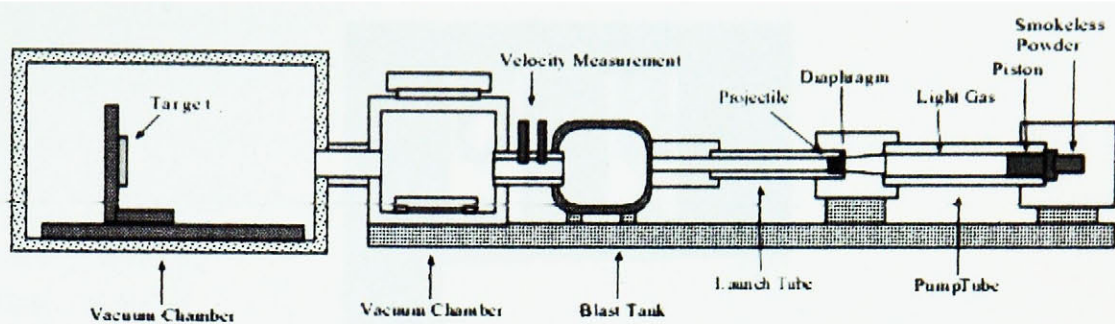
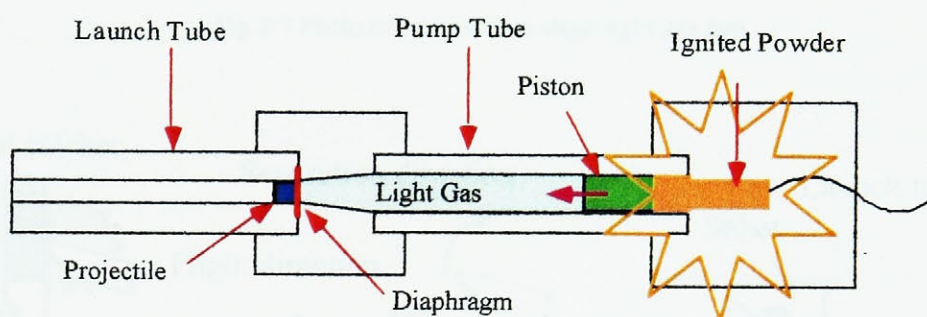
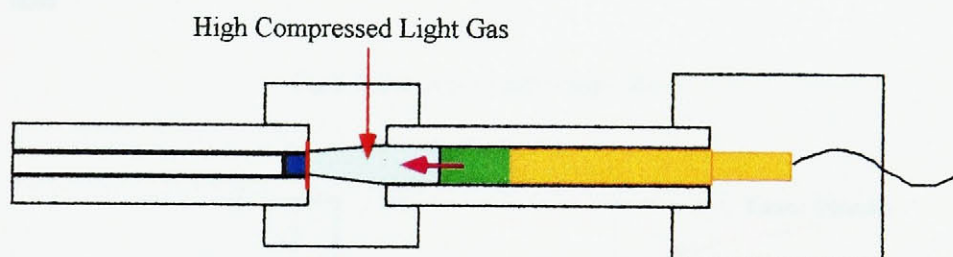


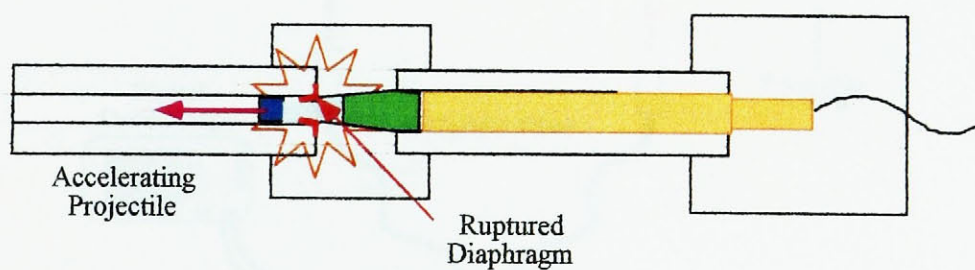
Fig.2.5 Configuration of two-stage light gas gun



(a) Ignition of Smokeless Powder



(b) Compression of Light Gas



(c) Launching Projectile

Fig. 2.6 Operation of Principle of Two-Stage Light Gas Gun

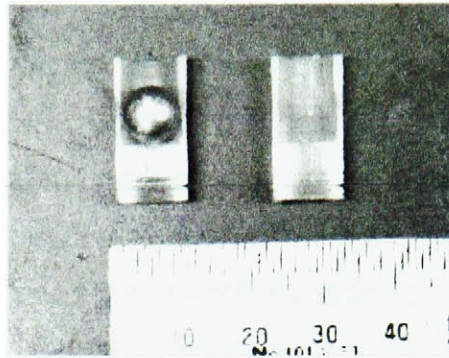


Fig.2.7 Photo of sabot at two-stage light gas gun

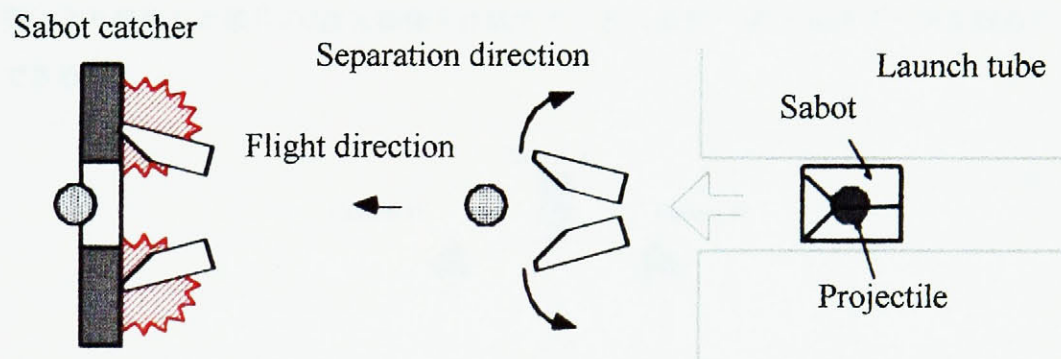


Fig.2.8 Concept of sabot separation

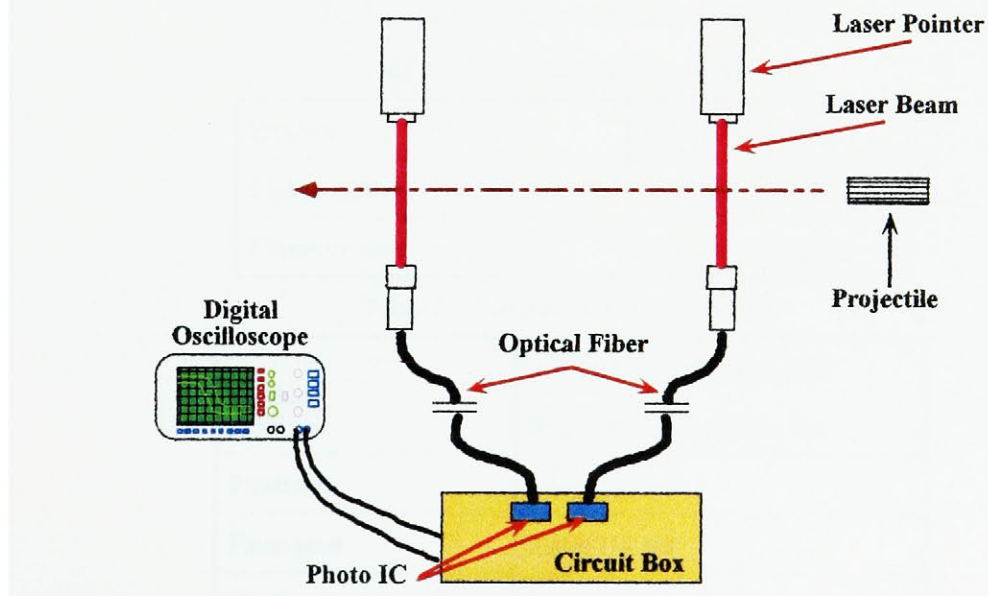


Fig. 2.9 Velocity measurement system

### 2.2.3 光学撮影装置

高速飛翔体を撮影するためには、通常のカメラ撮影では、露光時間が長すぎてクリアな画像を得ることはできない。そこで本実験ではFig.2.10に示すような高速撮影装置を用いた。これは、直交するように配置された2台のCCDカメラと、遅延時間が設定された2台のフラッシュにより構成される。Table 2.1に使用したCCDカメラ、Table 2.2にフラッシュの諸元を示す。撮影では、まず、CCDカメラをバルブ状態に設定する。次に、飛翔体がターゲットの直前に設置されたワイヤーを切断した時の信号により、オシロスコープからトリガ信号がフラッシュに送られ2台のフラッシュが連続して光る。よって、1枚の画像に一定の時間間隔を持った破片の像が得られ、2台のカメラから得られる2枚の画像（計4個の像）から衝突により発生した破片の3次元画像を作成することにより、3次元速度データを得ることができる。

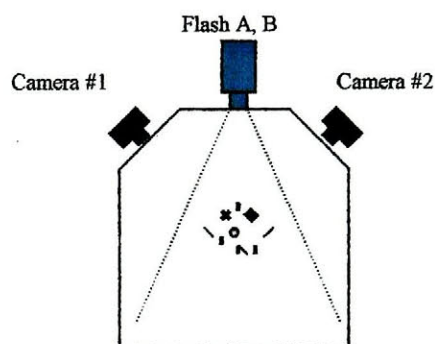


Fig.2.10 Configuration of photography system

Table 2.1 Specification of digital camera

Product	EOS D30 Canon
Light-sensitive elements (pixels)	2160 (H) * 1440 (V)
Exposure time	Bulb photography

Table 2.2 Specification of micro flash

Product	MF-80 MFL-81S spot light Sugawara Laboratories Inc.
Flash time	under 2 $\mu$ sec
Flash jitter	under 1 $\mu$ sec
Flash pulse interval	least time 10 $\mu$ sec



## 2.2.4 破片回収装置

各実験において、撮影区間通過後の破片を回収した。破片の回収方法として二通りの方法を提案し、衝突速度・ターゲットにより適した回収装置を用いている。

超高速衝突においてジュラルミニウムプレートなどの金属板をターゲットに用いた場合、破砕破片は高速および高運動エネルギーで飛翔する。高速および高運動エネルギーであるために、急激に減速させてしまうと破砕破片が変形・破壊されてしまう。そこで、破片の回収方法として一般的に行われている低密度な材料（キャプチャ材）に衝突させる方法を用いる。本実験では、軟回収材として建築用の断熱材として用いられるポリスチレンプレート（厚さ5mm）を各実験に応じた枚数を積層させて使用した。Table 2.3にポリスチレンプレートの物性値、Fig.2.11に軟回収の概略図を示す。衝突によって発生した破片は、キャプチャ材内部を進行し、運動エネルギーが無くなった時点で静止する。

低速衝突において炭素繊維強化プラスチックなどをターゲットに用いた場合、破砕破片は低速および低運動エネルギーで飛翔する。そのため、キャプチャ材として低密度なものを用いても、貫入することが難しい。そこで、なるべく貫入しなかった破片も回収するために、Fig.2.12に示すような回収装置を用いる。この装置の仕組みは、ポリスチレンプレートを使い高エネルギーの破片を回収し、貫入しなかった破片はボックスの底に溜まるようになっている。

回収された破片は、補足位置より飛散角度を求め、精密電子天秤で質量を計測される。さらに、破片をFig.2.13のように直方体と想定し三辺（ $x$ ,  $y$ ,  $z$ ）の長さを計測する。そして、質量分布・飛散角度分布などを作成することが出来る。

Table 2.3 Properties of Polystyrene Plate

Ultimate Tensile Stress-MD [ $\text{kg}/\text{cm}^2$ ]	15.74
Ultimate Tensile Stress-TD [ $\text{kg}/\text{cm}^2$ ]	8.13
Elongation-MD [%]	13.06
Elongation-TD [%]	11.4
Heat Resistance [degree Celsius]	70 - 80
Compression Hardness [ $\text{kg}/\text{cm}^2$ ]	1.11

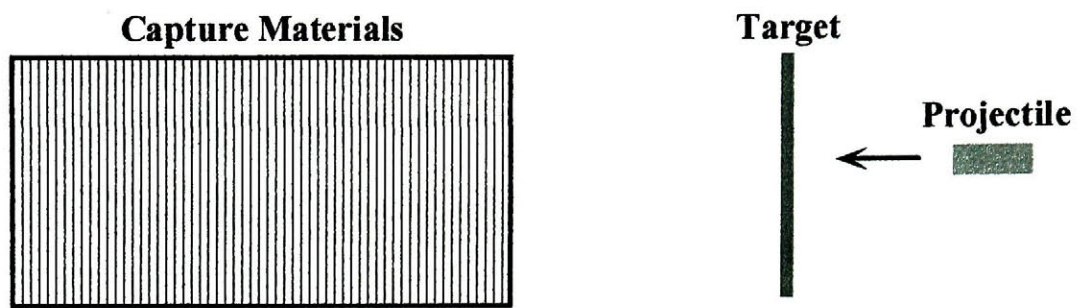


Fig.2.11 Configurations of capturing system (hypervelocity)

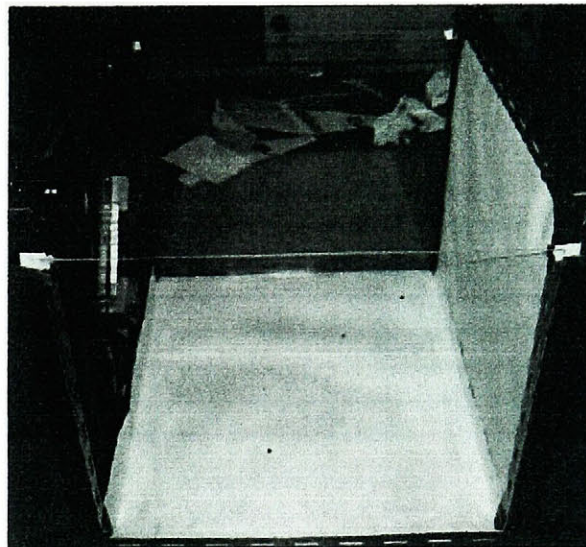


Fig.2.12 Photo of collection system (low-velocity)

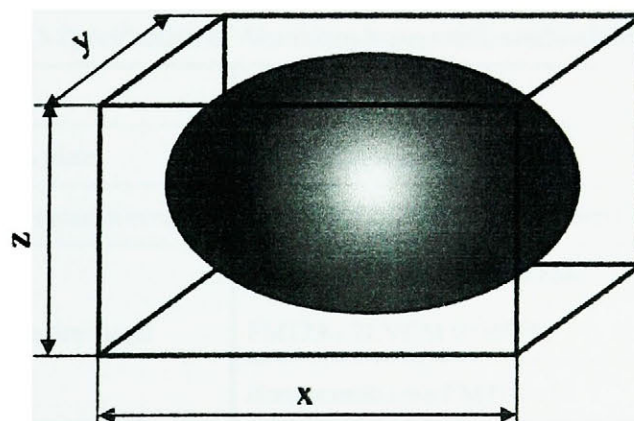


Fig.2.13 Concept of fragment length ( $x, y, z$ )

## 2.3 実験条件

本実験の実験条件をTable 2.4に示す。ターゲットとしては、

(1) ジュラルミンプレート

(2) Table 2.5に示す諸元のCFRPアルミハニカムプレート

を用いる。(1)は、現在、低軌道での防御構造や一般的な構造材として用いられていることが多い。また、デブリの材質としてはジュラルミンが最も多いと考えられていることより、ジュラルミンプレートを用いる。(2)は、静止軌道における典型的な衛星の太陽電池サブストレーツ、主構造体パネル、アンテナ反射鏡面などに用いられるパネルから発生するデブリを想定している。ターゲットは飛翔体と垂直に衝突するように設置する。

飛翔体として、実験装置の性能を考慮したポリエチレン円柱、もしくはサボを用いた実験として、デブリとして最も多いと考えられているAI球を用いた。

Table 2.4 Conditions of Experiments

Experiment type		Geostationary earth orbit		Low earth orbit	
Projectile	Material	A2024-T3			Polyethylene
	Type	Sphere			Cylinder
	Mass [g]	0.74		0.43	1.0
	size [mm]	$\phi$ 7.94		$\phi$ 7	$\phi$ 10×14
Target	Material	Aluminium honeycomb sandwich with CFRP		Al2024-T3 plate	
Impact facility		Air-gun	Two-stage light gas gun		
Impact Velocity range [km/sec]		~0.3	0.3~1.5	2~3	2~5

Table 2.5 Specification of Aluminum honeycomb sandwich with CFRP

Size	100 × 100 mm
Skin plate	CFRP (Cross material 3 ply)
Honeycomb core	A3/16-5052-0.0015P (t = 10 mm)
Adhesion bond	Pre-preg and Honeycomb core
	FM123 - 2LVCM 0.045PSF
	Honeycomb core FM410 - 1

## 2.4 実験結果

### 2.4.1 ジュラルミンプレートを用いた実験結果

ジュラルミンプレートをターゲットとした実験は二段式軽ガス銃を用いて行った<sup>55,56)</sup>。各実験における衝突速度及び損失質量、回収破片総質量、回収率についてポリエチレン円柱およびAl球飛翔体を用いた結果をTable2.6およびTable2.7に示す。損失質量、回収破片総質量、回収率については、ターゲットから発生した破片について考えており、飛翔体破片を含めていない。

Table 2.6 Impact velocity and collect rate (Polyethylene cylinder)

Shot No.	Impact velocity	Loss mass	Total fragment mass	Collect rate
	[m/s]	[g]	[g]	
TS02-294	4090	2.8	1	0.357
TS02-415	3680	2.52	1.4741	0.585
TS02-378	3600	2.66	1.6447	0.618
TS02-337	3100	2.29	1.5617	0.682
TS02-271	2960	2.09	0.7848	0.376
TS02-365	2910	2.11	1.324	0.627
TS02-329	2110	1.46	1.2453	0.853
TS02-381	1890	1.48	1.1554	0.781
TS02-336	1780	1.86	1.2603	0.678
TS02-421	1610	2.2	1.684	0.765

Table 2.7 Impact velocity and collect rate (Aluminum sphere)

Shot No.	Impact velocity	Loss mass	Total fragment mass	Collect rate
	[m/s]	[g]	[g]	
TS03-237	2160	0.8737	0.7221	0.827
TS03-240	2880	0.9911	0.6159	0.621



ポリエチレン円柱を飛翔体に用いた場合の衝突速度—回収率と衝突速度—損失質量の関係をFig.2.14とFig.2.15に示す。回収率が100%で無い原因として、次のことが挙げられる。

- ・回収装置として、飛散角度 $40^{\circ}$  程度までしか回収できない
- ・Fig.2.14より、衝突エネルギーが増加する程、回収率は低下していることから、衝突時の高エネルギーにより一部が液化・蒸発していると考えられる。
- ・Fig.2.16に示すように衝突方向と反対側に飛散している破片があり、それらは回収できていない

Fig.2.15より衝突速度が増大するほど、損失質量が大きくなり、損傷面積が増加していることがわかる。飛翔体が低速で衝突した場合は原型のまま残っており、衝突速度が増加するほど原型を留めていない。これより、衝突速度が増加するほど衝突時のエネルギーが大きく飛翔体に変形させられるために、衝突部面積（損傷面積）が増加していると考えられる。衝突部面積が飛翔体の変形量に依存していることは、Table 2.5とTable 2.6よりポリエチレン円柱とAl球を飛翔体として用いた場合を比較することによっても分かる。損失質量の増加量に着目し比較すると、ポリエチレン円柱を飛翔体として用いた場合には飛翔体速度が2km/sから3km/sに増加すると損失質量が1.4倍程度増加しているのに対し、Al球を飛翔体として用いた場合には1.1倍程度しか増加していないことから説明できる。

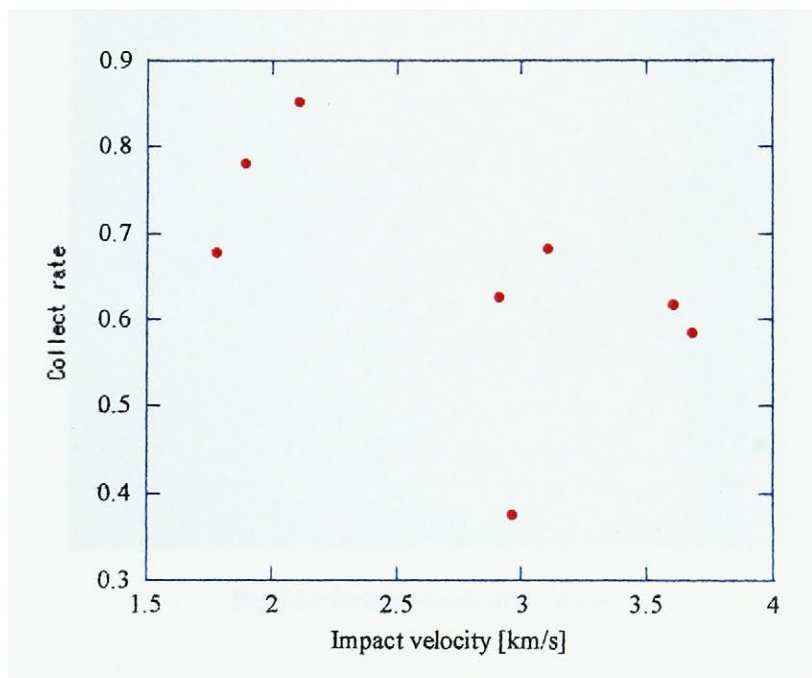


Fig.2.14 Collect rate at each impact velocity (Polyethylene cylinder)

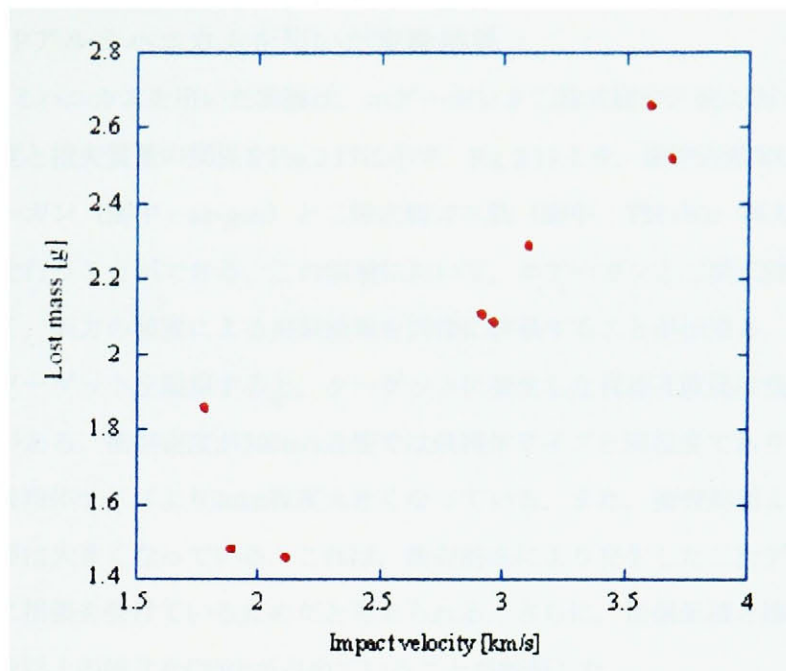


Fig.2.15 Lost mass of target at each impact velocity (Polyethylene cylinder)

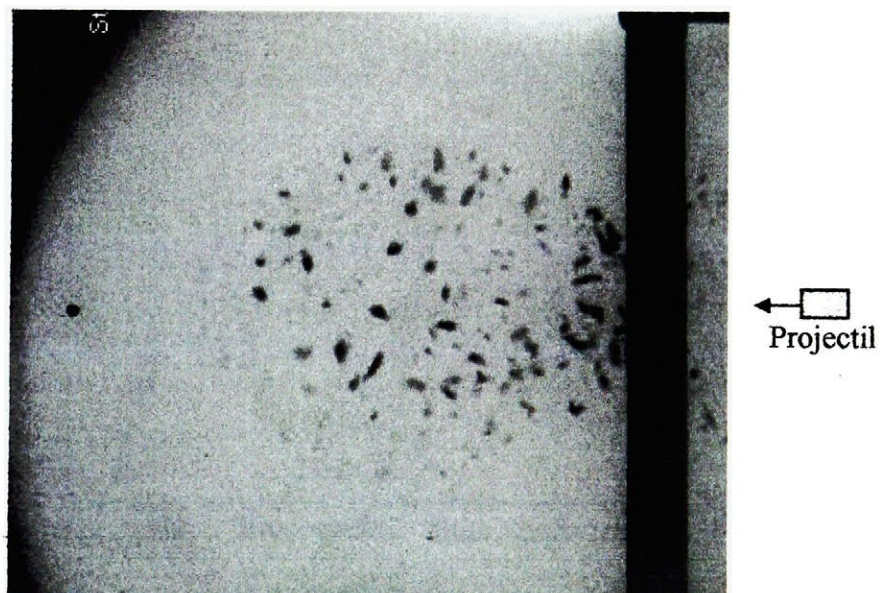


Fig.2.16 Debris clouds after impact

#### 2.4.2 CFRPアルミハニカムを用いた実験結果

CFRPアルミハニカムを用いた実験は、エアーガンと二段式軽ガス銃の両方を用いて行った。衝突速度と損失質量の関係をFig.2.17に示す。Fig.2.17より、衝突速度300m/s近傍においては、エアーガン（図中：air-gun）と二段式軽ガス銃（図中：TSLGG）両方の実験結果があり、比較を行うことができる。この領域において、エアーガンと二段式軽ガス銃の結果はほぼ等しく、両方の装置による実験結果を同様に評価することが出来る。

衝突後のターゲットを観察すると、ターゲットに発生した貫通孔直径は飛翔体直径より大きい傾向がある。衝突速度が300m/s近傍では飛翔体サイズと同程度であり、衝突速度が800m/sでは飛翔体サイズより2mm程度大きくなっている。また、衝突前面よりも後面の方が貫通孔直径は大きくなっている。これは、衝突前面により発生した二次デブリによって後面がさらに損傷を受けているためだと考えられる。さらに、損傷面積と損失質量を比較すると、半分以上の破片をCFRPが占めていることが判明した。

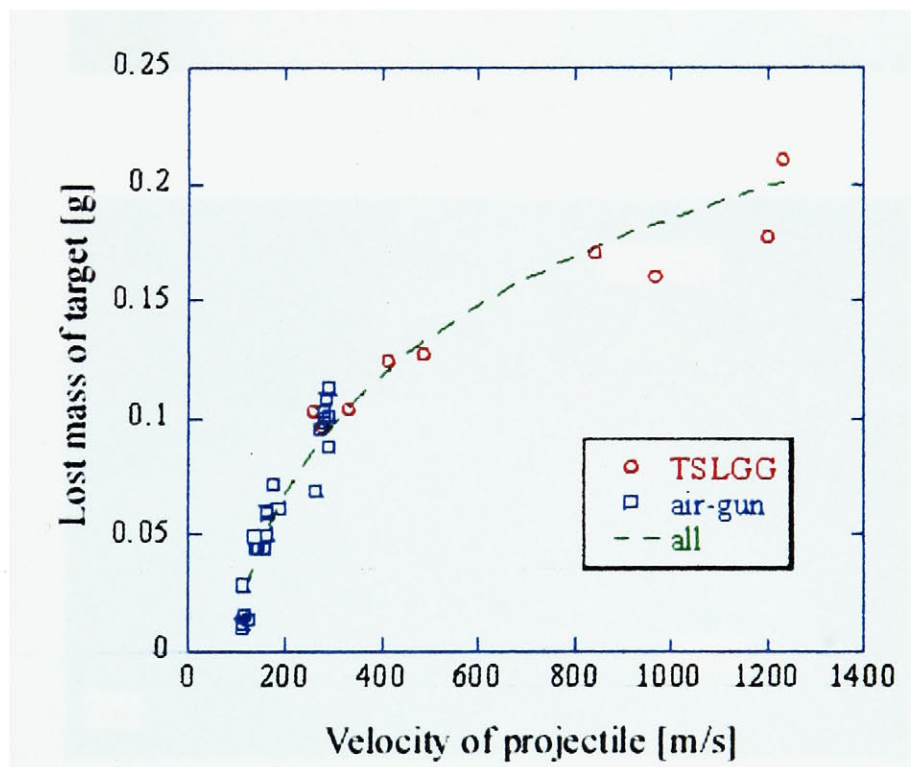
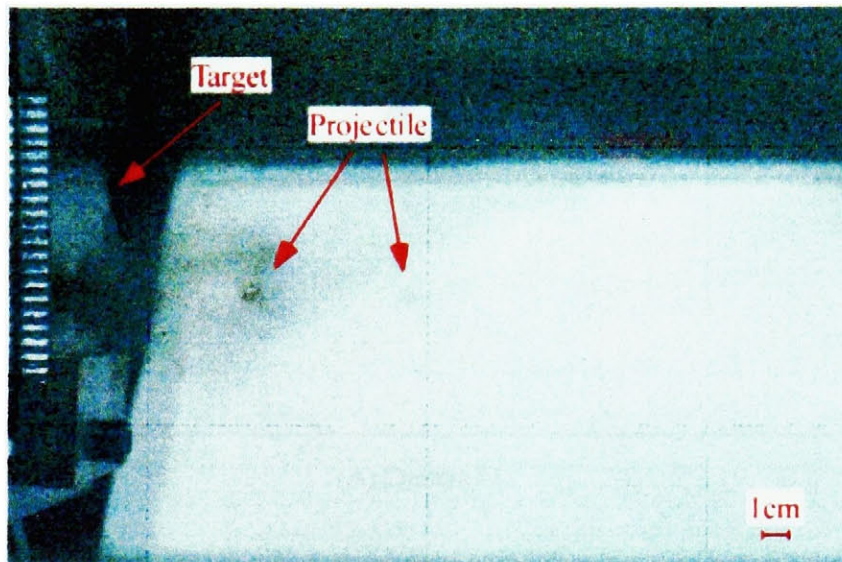


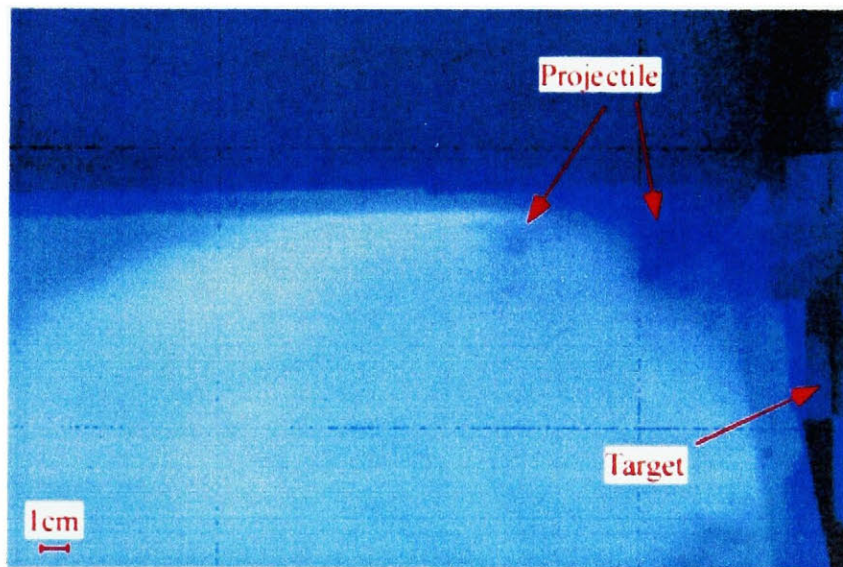
Fig.2.17 Velocity of projectile and lost mass of target (Aluminum sphere)



衝突速度が970m/sにおける衝突直後の破砕破片の飛散状況について、直交した2枚の写真と、それを二値化して破片と飛翔体を取り出した図をFig.2.18とFig.2.19にそれぞれ示す。Fig.2.18の画像は鮮明で無いため、Fig.2.19において必ずしも全ての破片が抽出されてはいない。

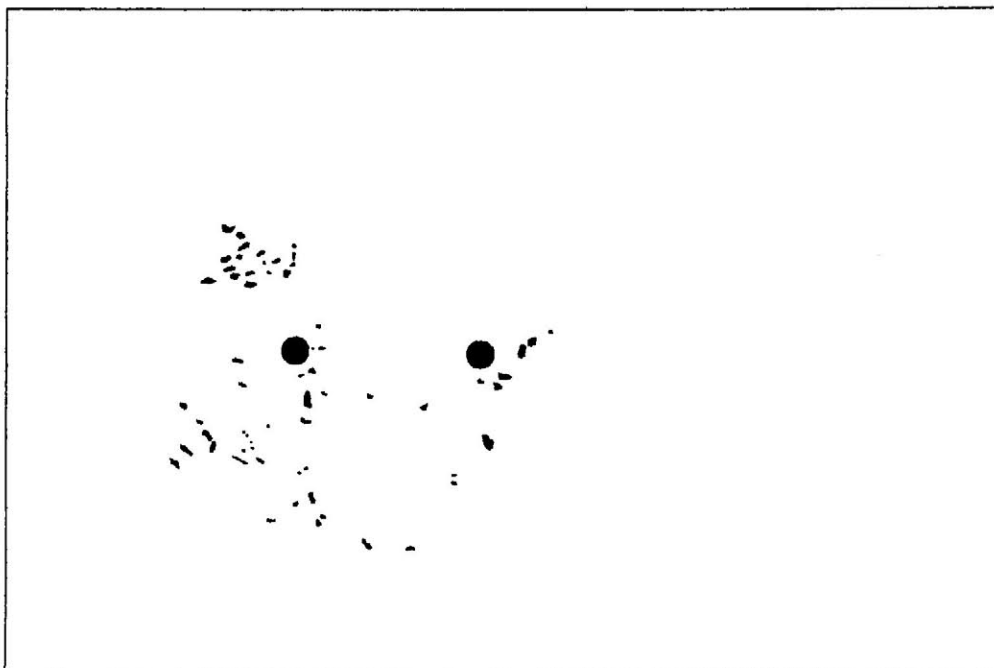


(A) Camera #1

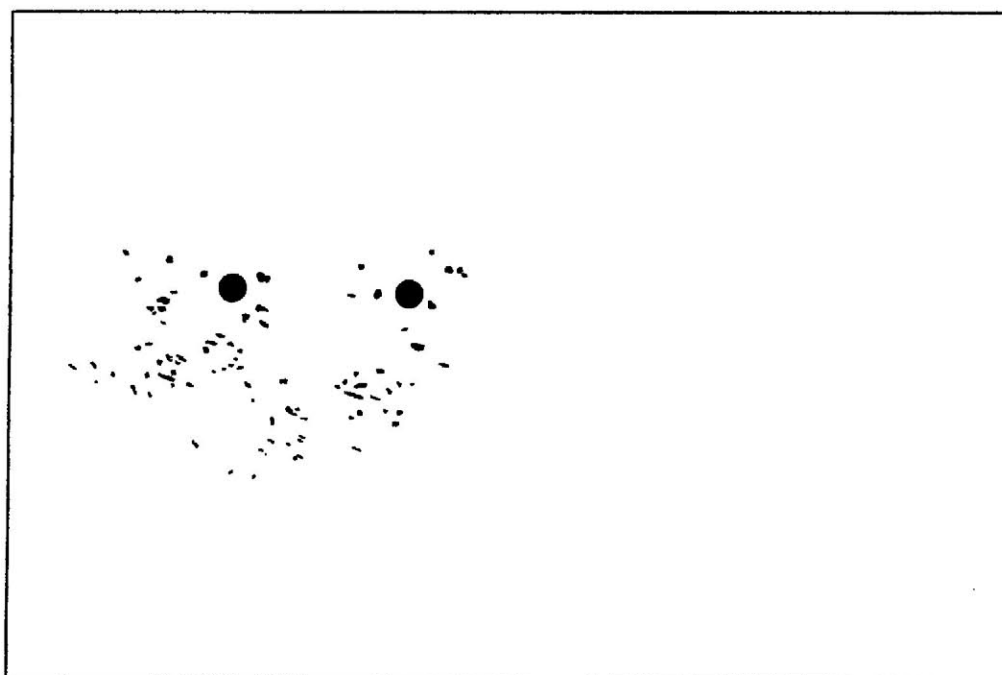


(B) Camera #2

Fig.2.18 Photo obtained from the experiment at impact velocity of 970m/s



(A) Camera #1



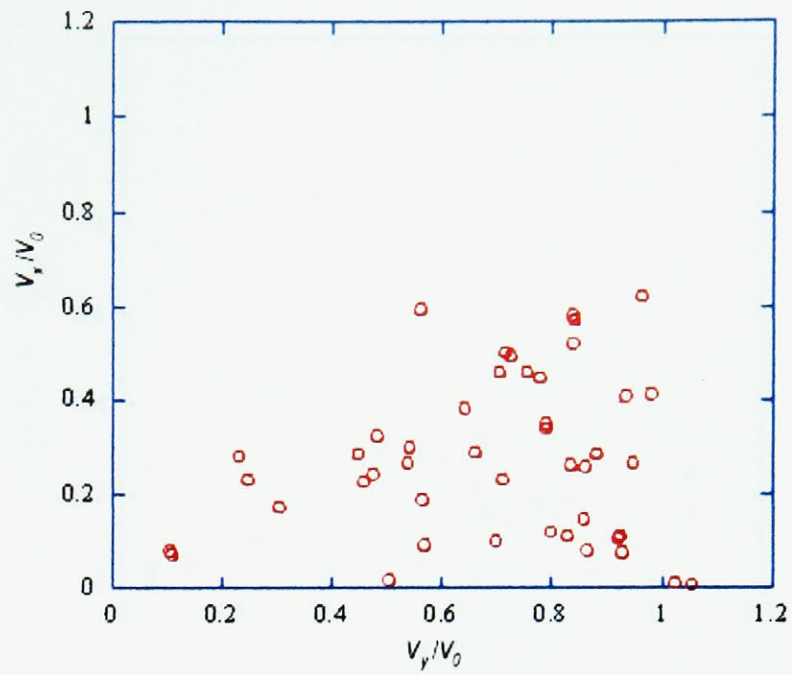
(B) Camera #2

Fig.2.19 Image obtained from the experiment at impact velocity of 970m/s

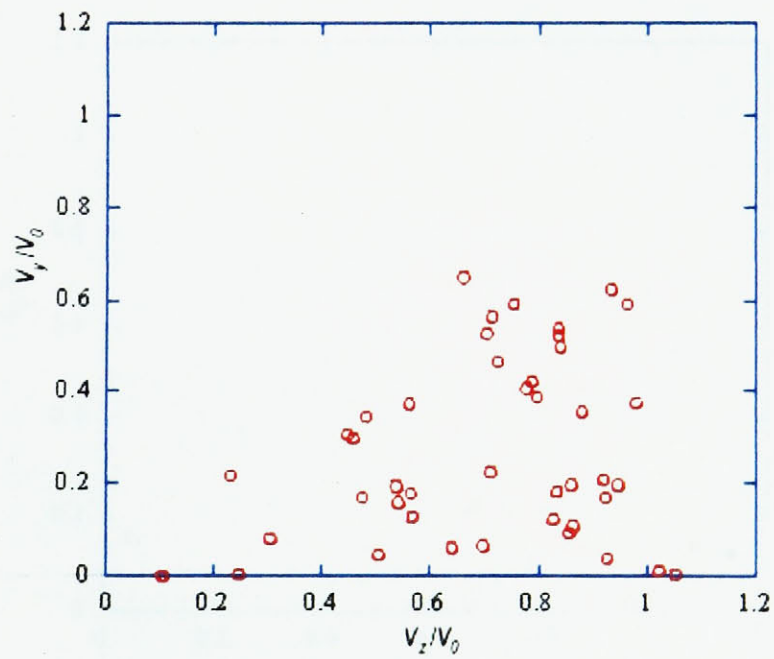
Fig.2.19より、衝突中心と破片座標から求まる飛散角度、破碎破片形状、破碎破片群の相対的な位置関係より2次元飛散速度を求めたのがFig.2.20である。ただし、速度を求めるためには、2つの像を同定する必要があるが、全ての像が同定できているわけではない。同様に衝突速度840m/sにおける2次元飛散速度の結果をFig.2.21に示す。さらに、これらの2次元速度について、共通の飛翔体進行方向速度 ( $V_z$ ) と相対的な位置関係より2つの2次元速度を同定し、合成して3次元速度にしたものがFig.2.22, Fig.2.23である。これより、衝突速度で無次元化した破碎破片速度は、0.2~1.3の範囲に分布している。衝突速度より増速してはいるが、総エネルギーが増加しているわけではない。衝突速度よりも速くなる原因としては、二つ挙げられる。

一つ目は、衝突時に材料中を伝播する衝撃波によって剥離（スポール破壊）・飛散した破片であることが考えられる。このことは以下の理由で考えられる。衝撃波面速度によって粒子速度が加速されることより、粒子速度よりも衝撃波速度の方が速い。また、衝撃波面が自由表面に到着すると圧力解放過程上で、自由表面速度は粒子速度の2倍となる。このことより、スポール破壊した破片は衝突速度よりも速くなっていると考えられる。

二つ目は、衝突時に飛翔体先端部分に発生した高圧によって加速された破片だと考えられる。同様の現象は超高速衝突実験において金属プレートに衝突させた場合でも確認されている。通常の金属プレートの場合、Fig.2.23に近い帯状の分布を示すが、Fig.2.22ではばらついている。これは、CFRPアルミハニカムという構造材であるために起こったと考えられる。つまり、CFRPプレートのみだと帯状の速度分布であることが考えられるが、アルミハニカムがCFRPプレート間にあるため、衝突ポイントによってアルミ部分に衝突するか、アルミの無い部分に衝突するかの違いがあるためだと考えられる。アルミの無い部分の場合、ハニカム構造による収束効果がある。アルミ部分に衝突した場合は、アルミ部分の変形による衝撃の吸収と、後面のCFRPの押し出しがあると考えられる。このような衝突速度分布を求めている実験は余り無く、さらにこのような構造材のデータは少ないので本実験のデータは貴重である。

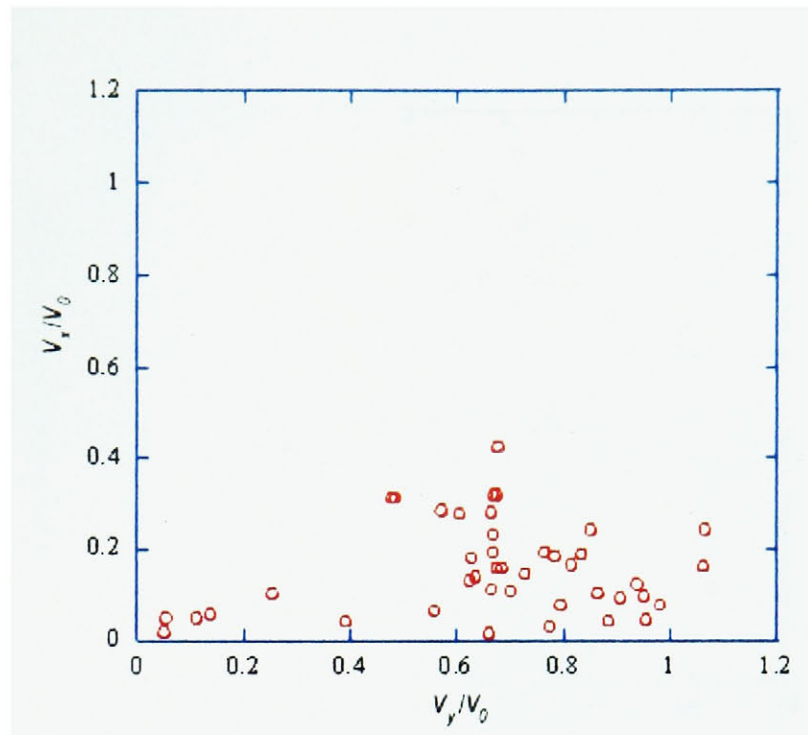


(A) Camera #1

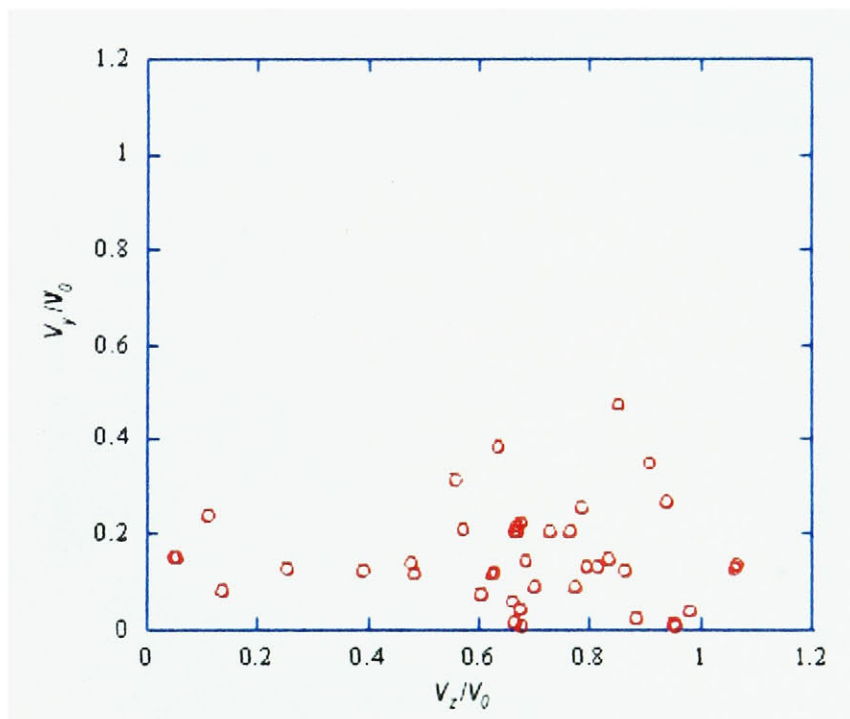


(B) Camera #2

Fig 2.20 Normalized fragment velocity at impact velocity of 970m/s (Aluminum sphere)



(A) Camera #1



(B) Camera #2

Fig.2.21 Normalized fragment velocity at impact velocity of 840m/s (Aluminum sphere)



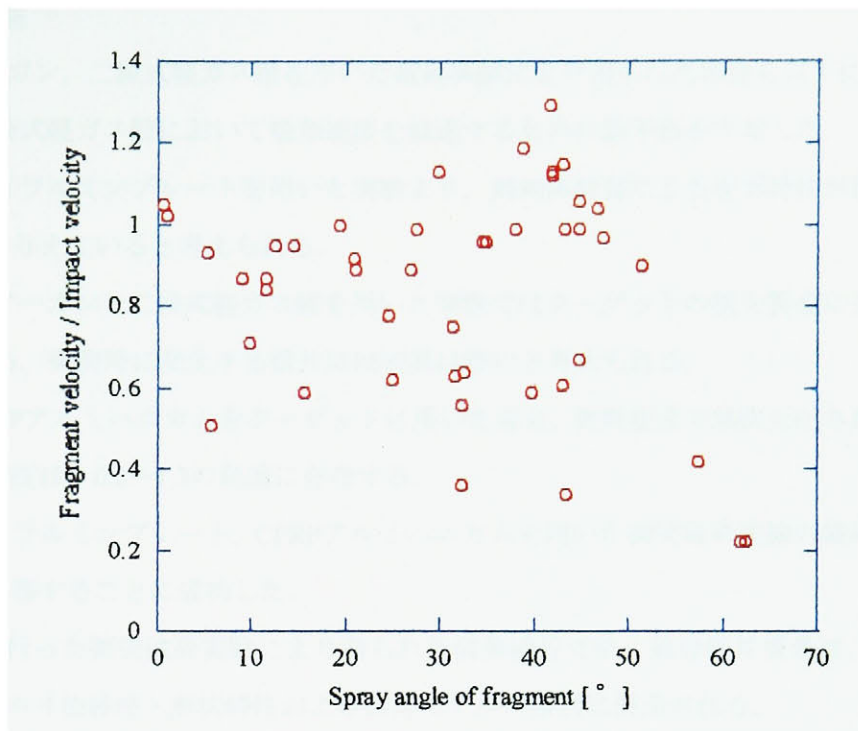


Fig.2.22 Normalized fragment velocity against spray angle of fragment at impact velocity of 970m/s  
(Aluminum sphere)

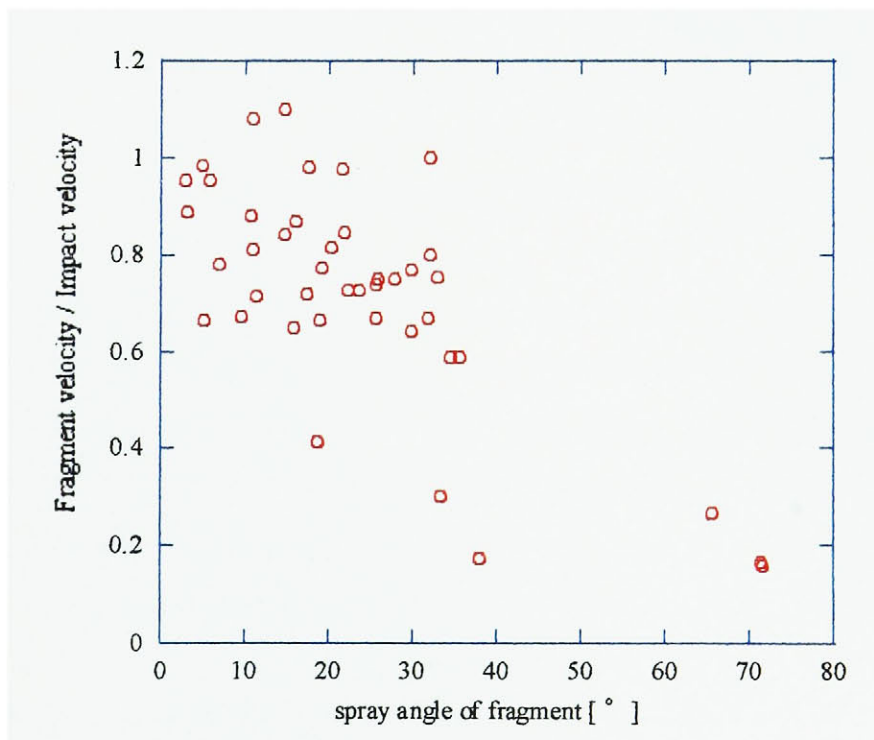


Fig.2.23 Normalized fragment velocity against spray angle of fragment at impact velocity of 840m/s  
(Aluminum sphere)

## 2.5 結論

エアガン、二段式軽ガス銃を用いた破碎実験により得られた知見を以下にまとめる。

- (1) 二段式軽ガス銃において飛翔速度を減速するための新手法を考案した。
- (2) ジュラルミンプレートを用いた実験より、飛翔体材質による変形特性が損失質量に影響を与えていると考えられる。
- (3) エアガンと二段式軽ガス銃を用いた実験ではターゲットの損失質量に差が無いことから、衝突時に発生する破片には差異は無いと考えられる。
- (4) CFRPアルミハニカムをターゲットに用いた場合、衝突速度で無次元化された破碎破片の速度は、0.2～1.3の範囲に存在する。
- (5) ジュラルミンプレート、CFRPアルミハニカムを用いた衝突破碎実験の破碎破片データを取得することに成功した。

本章で行った衝突破碎実験により得られた破碎破片寸法、破碎破片質量は、次章以降で破碎破片の寸法特性・形状特性および破碎モデルの検討に使用される。

### 第3章 破砕破片における寸法特性の検討

#### 3.1 緒言

宇宙構造物、特に有人宇宙構造物においては、スペースデブリ防御構造が研究されており、防御方法としてWhipple bumper<sup>22)</sup>と呼ばれる構造が有名である。防護構造の研究を行う場合には、二段式軽ガス銃などの超高速に飛翔体を加速させる実験装置が使われる。近年、防護構造の研究において、飛翔体形状が防護構造の性能評価に与える影響について研究が行われている<sup>57)</sup>。現在までの研究では飛翔体形状として、飛翔体の回転などの影響がない球形状や、容易に加速しやすく実験の行いやすい円柱形状が用いられてきた。その他の飛翔体形状として、最近では超高速飛翔体発生装置で使用することが可能な回転楕円体形状などが注目されており、海外において実験や数値解析などによる研究が行われている<sup>58,59)</sup>。しかし、回転楕円体だけでもアスペクト比によっていろいろな形状が考えられることと、これらの研究の実験装置は稼働率が低く一回の実験コストが高いという難点があるため、実験はもちろん解析において全ての飛翔体を想定した解析を行うには莫大な労力と資金と時間が必要である。そこで、スペースデブリの形状分布を推定し実験に用いる飛翔体を選定することは実験の効率を上げるために重要である。本章では、衝突実験を行う上でどのような飛翔体形状に妥当性があるのかを示すことを目的とする。そのため、第2章で述べたジュラルミニウムプレートから発生した破片の大きさの結果を用いて、超高速衝突により発生したスペースデブリの形状として回転楕円体に近似して検討を行い、最適なアスペクト比について提言する。

衝突実験によって回収した破片はターゲットからの破片のみであり、材質は Al2024-T3 である。回転楕円体を描くためには回転軸( $c$ )と、もう一辺( $a=b$ )が必要である。この  $c/a$  をアスペクト比と言う。Fig.3.1 に各アスペクト比における回転楕円体形状と代表写真を示す。アスペクト比が 1 より大きい場合、扁長な楕円体 (Prolate ellipsoid) となりさらに大きくなるとロッド形状に近くなる。逆に 1 より小さい場合、扁平な楕円体 (Oblate ellipsoid) となりさらに小さくなると円盤形状に近くなる。そして、アスペクト比が 1 の時球形状となる<sup>57)</sup>。

実験により回収された破片について回転楕円体のアスペクト比を求めるためには、計測した三辺 ( $x, y, z$ ) より (Fig.3.2 参照)  $a, c$  を求める必要がある。 $x, y, z$  方向から見たときの投影面が正方形に近い組み合わせ、つまり、内接楕円のアスペクト比が 1 に近い (円

に近い) 程, 回転楕円体において回転軸からみた投影面に近いことになる。このことより,  $a$ ,  $c$  を決定する方法として, 三辺を比較し, 二辺の割合について最も 1 に近い組み合わせを探し, その二辺の平均値を  $a$  とし, 残りの一边を  $c$  とする。このようにして求めたアスペクト比を用いて次節以降の考察を行う。

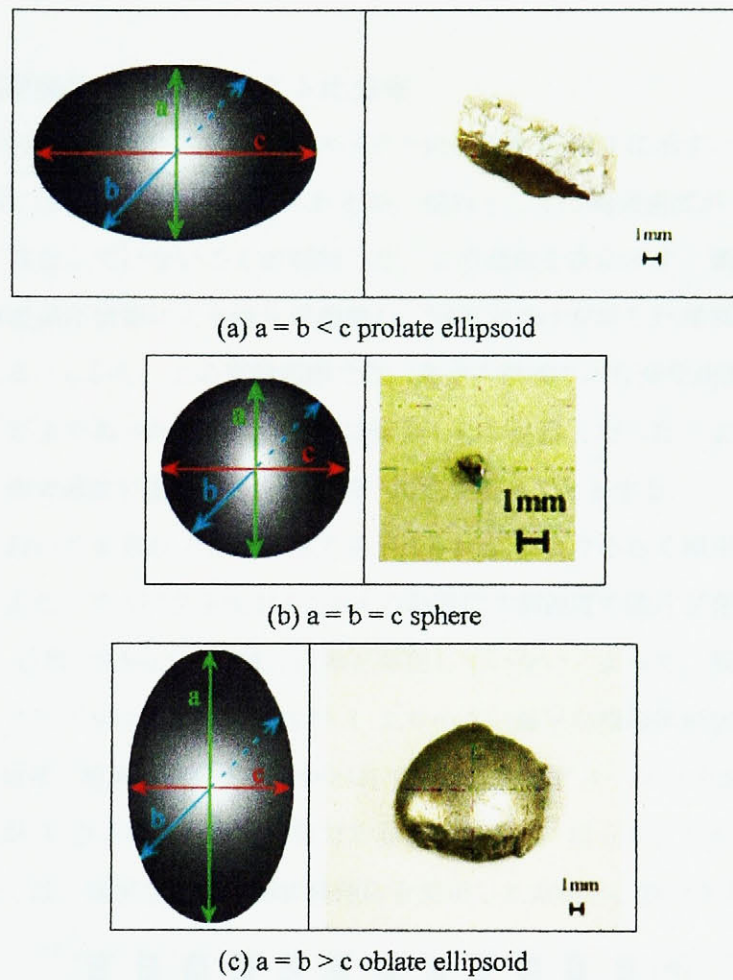
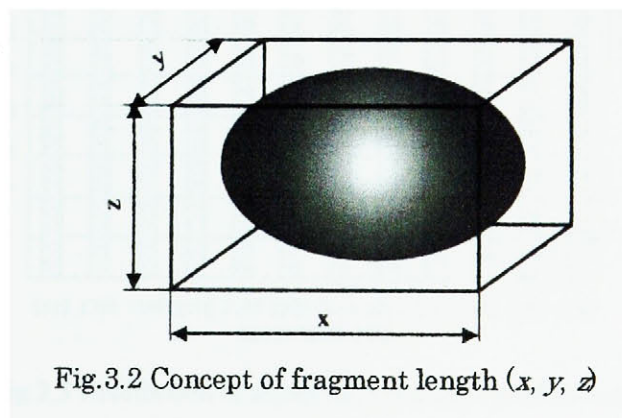


Fig.3.1 The example of representation of the fragment corresponding to rotation ellipse form



### 3.2 円柱形状飛翔体を用いた破砕破片における寸法特性の検討

前章で行ったポリエチレン円柱形状飛翔体をジュラルミニプレートに衝突させた結果を用いて、本項では破砕破片の寸法特性について検討する。

#### 3.2.1 衝突速度毎によるアスペクト比分布

衝突速度毎に回収した破片におけるアスペクト比分布を Fig.3.3 に示す。Fig.3.3 より、アスペクト比分布には多少ばらつきが見られるが、傾向としては衝突速度が 1.6~4.1km/s において衝突速度に依存していないことが判明した。この理由を次に示す。衝突速度が上昇すると衝突時の高温高圧状態により破片が溶解し、無重力では安定した球形状の液体になることが考えられる。しかし、この実験範囲では、高速の領域である衝突速度 4.1km/s においても固体の破片が主であったため衝突速度に影響しない結果となった。よって、以下の検討においては、衝突速度が違ふ破片を全て同一に取り扱うこととする。

各衝突速度において 8 割以上の破片はアスペクト比が 1 より小さく扁平な楕円体であることがわかる。また、アスペクト比が 0.2~0.4 の範囲に 7 割程度の破片が存在しており、アスペクト比が 1 近傍 (0.5~1.5) の破片は殆ど存在していない。よって、衝突破砕によって発生したスペースデブリはアスペクト比が 1 より小さい扁平な楕円体形状が多いと考えられる。しかし、通常、超高速衝突実験に使われている球体はアスペクト比が 1、回転楕円体はアスペクト比が 1 以上の扁長な楕円体であることが多い。以上のことから、防御構造の衝突試験においては、扁平な楕円体形状飛翔体を使用した実験が必要であると提言する。

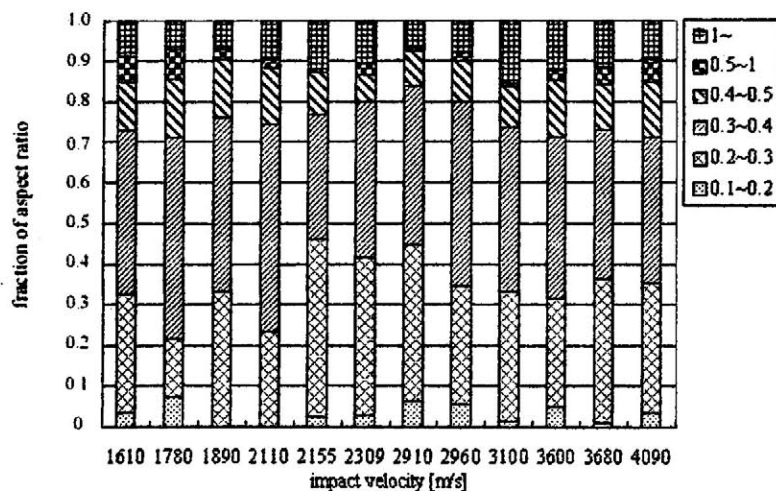


Fig.3.3 Distribution of aspect ratio at each impact velocity

### 3.2.2 飛散角度毎によるアスペクト比分布

破碎破片の飛散角度毎のアスペクト比分布を Fig.3.4 に示す。Fig.3.4 のアスペクト比分布は、Fig.3.3 に示されているアスペクト比分布とほぼ同じ分布を示しており、大部分の破片はアスペクト比 0.2~0.4 に存在している。また、飛散角度毎にばらつきと思われる以上の差がないが、唯一、50~60°の範囲では若干アスペクト比分布が異なっている。これは、破片数が他に比べ極端に少ないためである。よって、どの飛散角度を抽出しても、破片形状を表すアスペクト比は変わらないと考えられる。

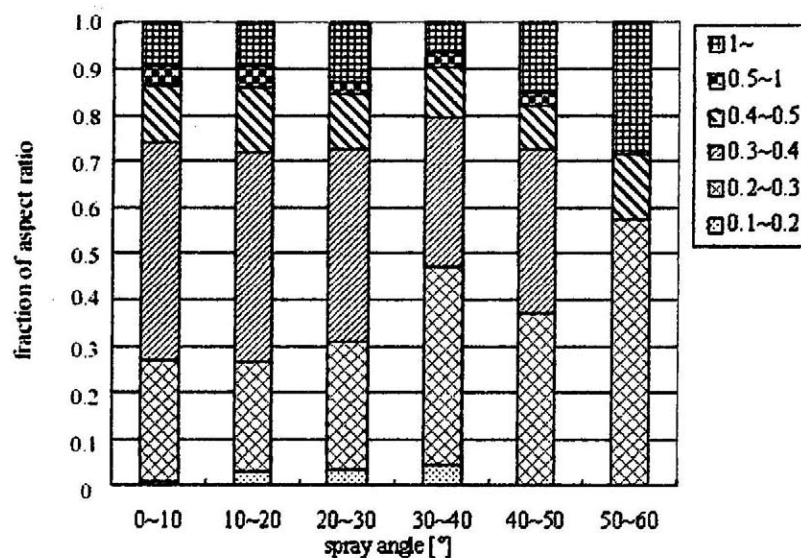


Fig.3.4 Distribution of aspect ratio at every spray angle

### 3.2.3 質量毎によるアスペクト比分布

破碎破片質量毎のアスペクト比分布を Fig.3.5 に示す。質量が比較的小さなものや、逆に大きなものにおいては、アスペクト比が 1 以上の破片が若干少なくなっている。これは、極めて小さい部類の破片は粒や鱗状の形状となっているものが多いため、また、極めて大きい部類の破片は衝突部分がそのまま打ち抜かれたような形状や、それらが破碎しているためだと考えられる。破碎破片の質量と個数の関係を Table 3.1 に示す。これより、8 割以上の破片は 1~100mg の範囲に集中していることがわかる。Fig.3.5 より、1~100mg の範囲のアスペクト比分布は、Fig.3.3、Fig.3.4 のアスペクト比分布とほぼ同じである。これより、ほとんどの質量の破碎破片は同じ分布を取りうると考えられる。



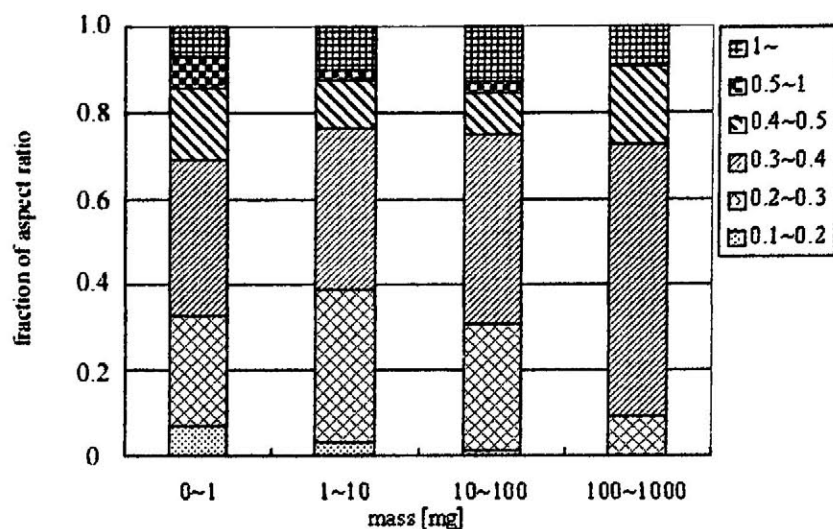


Fig.3.5 Distribution of aspect ratio at every mass

Table 3.1 Distribution of range of mass at each number of pieces

Range of mass [mg]	Number of fragments	Rate of fragments
0 ~ 1	212	0.15
1 ~ 10	747	0.54
10 ~ 100	403	0.29
100 ~ 1000	11	0.01

### 3.2.4 アスペクト比分布

衝突速度毎、飛散角度毎、質量毎のアスペクト比分布は同じであることより、衝突破砕を起因とするスペースデブリとしては、本実験に得られたアスペクト比分布と同様に分布していると考えられる。よって、上記のデータをまとめたアスペクト比分布を Fig.3.6 に示す。Fig.3.6 よりアスペクト比分布は、約 0.3 に平均を持つ分布と約 2.4 に平均を持つ分布という 2 つの正規分布を持つ形となっている。破片の大部分は約 0.35 に平均を持つ分布の部分に集中している。

また、防護構造の性能評価に用いる飛翔体としては、全体のアスペクト比分布が正規分布では無いためアスペクト比の平均値を用いるのではなく最も頻度が高いアスペクト比が最適だと考え、全ての破片における中央値を用いるのが妥当であるとした。全ての破砕破片における各アスペクト比の個数と平均値と中央値を Table 3.2 に示す。これより、70%以上の破片がアスペクト比 0.2~0.4 に集中しており、中央値 0.33 は妥当であると考えられる。

また、アスペクト比の分布頻度が最も高いことで衝突確率も最も高くなる。よって、スペースデブリとの衝突実験において、アスペクト比 0.33 の回転楕円体を用いるのが、妥当であると提言する。

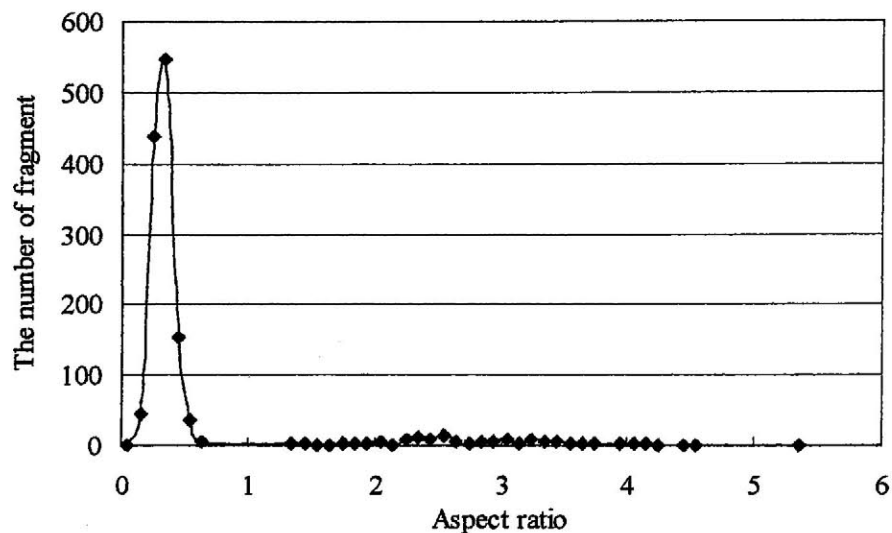


Fig.3.6 Distribution of the number of fragment against aspect ratio

Table 3.2 Distribution of aspect ratio

Range of aspect ratio	Number of pieces	Average aspect ratio	Median
0.1~0.2	44	0.18	0.18
0.2~0.3	439	0.26	0.26
0.3~0.4	541	0.34	0.34
0.4~0.5	158	0.44	0.43
0.5~1	44	0.54	0.53
1~	142	2.81	2.71
All	1368	0.59	0.33

### 3.3 球形状飛翔体を用いた破砕破片における寸法特性の検討

前章で行った A1 球形状飛翔体をジュラルミニプレートに衝突させた結果を用いて、本項では破砕破片の寸法特性について検討する。

### 3.3.1 衝突速度毎によるアスペクト比分布

衝突速度毎に回収した破片のアスペクト比分布を Table 3.3, Fig.3.7 に示す。Fig.3.7 より、アスペクト比分布は衝突速度によって傾向が異なっており、また、前項の飛翔体としてポリエチレン円柱形状を用いた場合とも異なっている。Table 3.3 では、TS03-237 の総回収破片数は少ないが、回収率としては 8 割程度あり、十分に回収できている。衝突速度によって差がでる原因としては、破片数に差があることから、破碎状況が変わっていると考えられる。つまり、TS03-237 においては、他の実験に比べて破碎されていないことが考えられる。前節において、TS03-237 よりも衝突速度が遅い実験について検討を行っているが、衝突速度毎のアスペクト比分布の差異はみられない。よって、飛翔体の材質、形状、変形も影響していると考えられる。つまり、TS03-237 には殆ど飛翔体の変形せず、さらに衝突速度が遅いため、ターゲットがそれほど破碎しなかったためにこのような結果になったと推測する。

Table 3.3 Distribution of aspect ratio at each number of pieces

Range of aspect ratio	TS03-237 (2.16km/s)	TS03-240 (2.88km/s)	total
0 ~ 0.1	1	0	1
0.1~0.2	11	1	12
0.2~0.3	11	59	70
0.3~0.4	2	20	22
0.4~0.5	44	57	101
0.5~1	1	13	14
1~	3	45	48
All	73	195	268

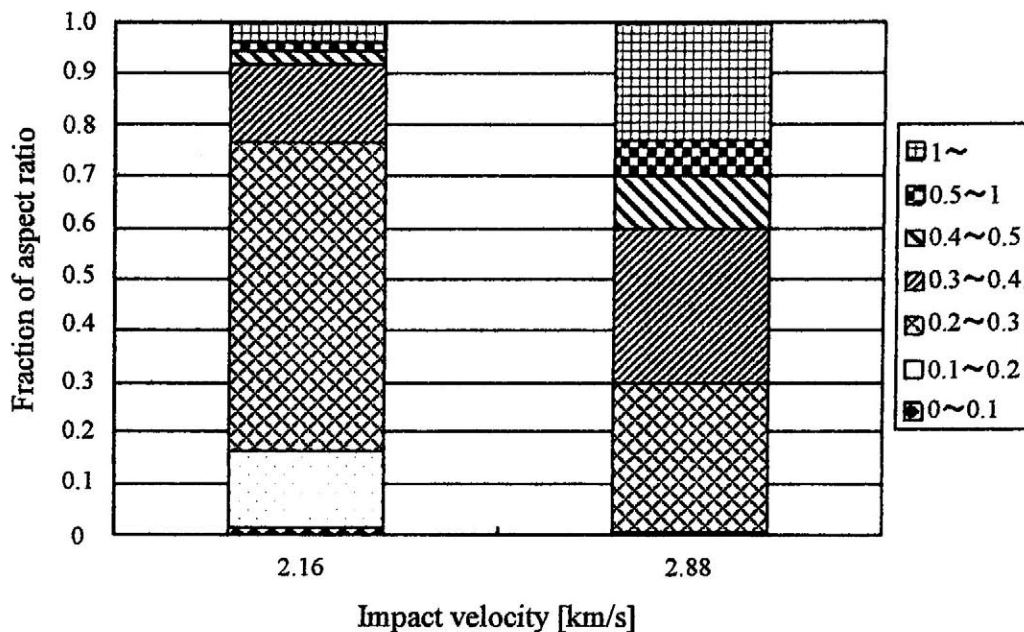


Fig.3.7 Distribution of aspect ratio at each impact velocity

また、TS03-240 においても、前節の円柱形状の結果と異なった。これは、飛翔体形状の違いが影響を与えていると考えられる。つまり、円柱形状であると衝突時は面でターゲットに接するのに対して、球形状であると衝突時に点でターゲットに接するために、破碎状況が変わっていると考えられる。球形状では衝突時に一点に力が集中し貫通した飛翔体が花弁状にターゲットを押し広げ、破碎すると考えられる。そのため、円柱形状ではあまり見られていなかった扁平な楕円体の破碎破片が発生している。しかし、全体では、アスペクト比が 1 よりも小さい扁平な楕円体が閉める割合が 7 割を越えており、扁平な楕円体形状飛翔体を防御構造の性能試験時に用いることは重要であることには変わらない。

よって次節以降では、それぞれの衝突速度毎でのアスペクト比分布の傾向について検討を行い、さらに全ての実験データを纏めて検討を行うこととする。

### 3.3.2 飛散角度毎によるアスペクト比分布

破碎破片の飛散角度毎のアスペクト比分布を Fig.3.8~3.10 に示す。Fig.3.8, Fig.3.9 において、飛散角度が 40°以上の破片は数個しか無いため、この範囲においてはデータの信頼性に欠けるが、この範囲を除いて前節では見ることが出来なかったような飛散角度が大きく

なるほどアスペクト比が大きなものの割合が減少している傾向がわかる。特に Fig.3.9 にて顕著に見られる。Fig.3.9 では  $0\sim10^\circ$  において、アスペクト比が 1 を越えるものが 5 割を越えているが、飛散角度が大きくなるほどその割合は低下し、 $30\sim40^\circ$  においては 1 個も無い状態になっている。また、飛散角度が低い部分、つまり、衝突点近傍の破片の半分はアスペクト比 1 以上の扁平な楕円体が占めていることになる。

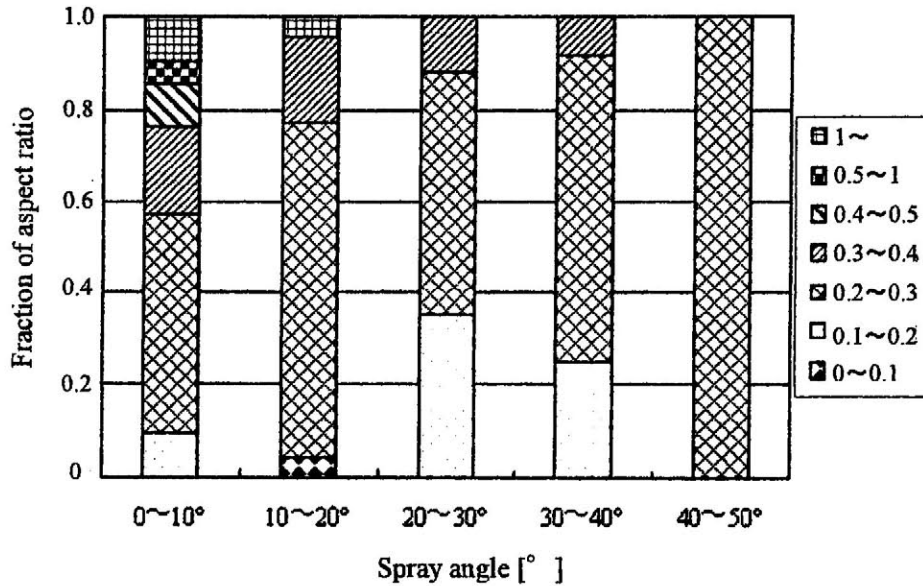


Fig.3.8 Distribution of aspect ratio at each impact velocity (impact velocity 2.16km/s)

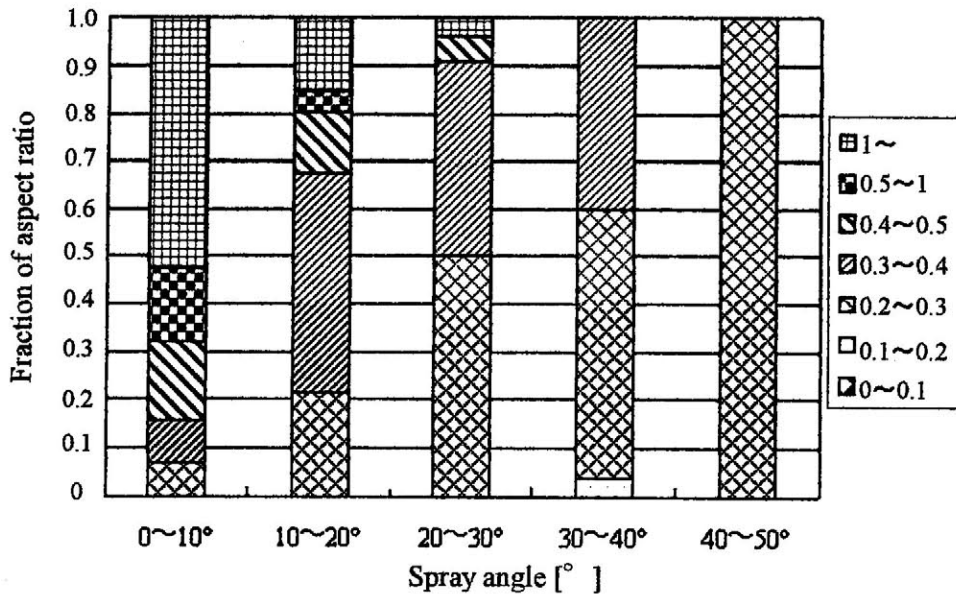


Fig.3.9 Distribution of aspect ratio at every spray angle (impact velocity 2.88km/s)

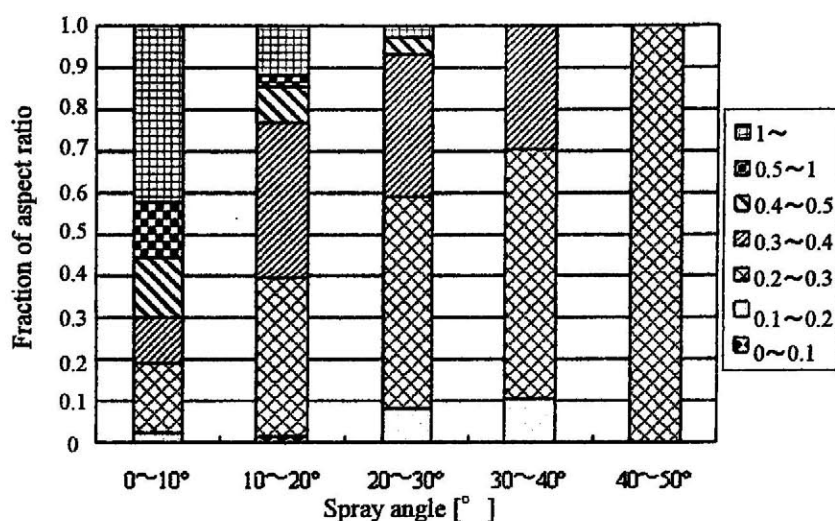


Fig.3.10 Distribution of aspect ratio at every spray angle (total)

### 3.3.3 質量毎によるアスペクト比分布

破砕破片質量毎のアスペクト比分布を Fig.3.11~3.13 に示す. Fig.3.11, Fig.3.12 において, 破砕破片質量が 100mg 以上の破片は数個しか無いため, この範囲においてデータの信頼性は欠けるが, ばらつきと考えられる以上の差は無いと考えられる. つまり, 全体として, 扁平の楕円体と扁長の楕円体にわけて考えた場合, つまりアスペクト比が 1 より大きい小さいかで見た限り質量毎の差は無く, 8 割程度がアスペクト比 1 より小さい扁平の楕円体が占めており同様の傾向があるのがわかる.

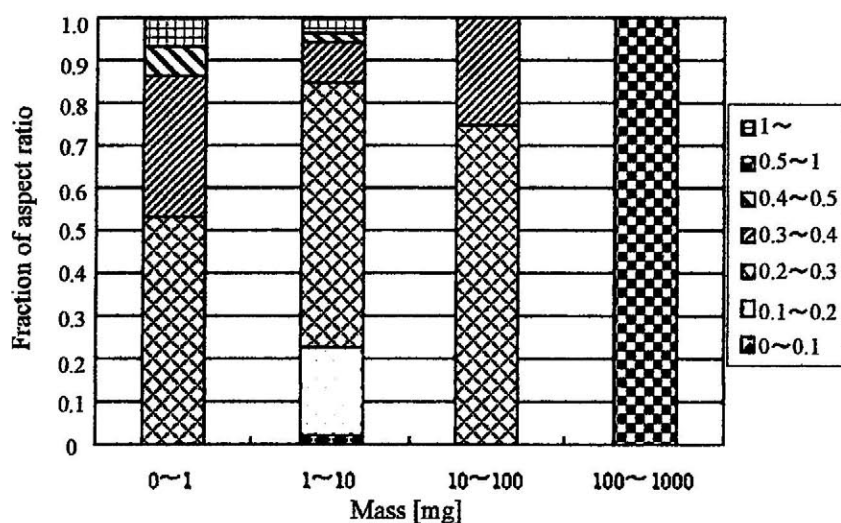


Fig.3.11 Distribution of aspect ratio at every fragment mass (impact velocity 2.16km/s)



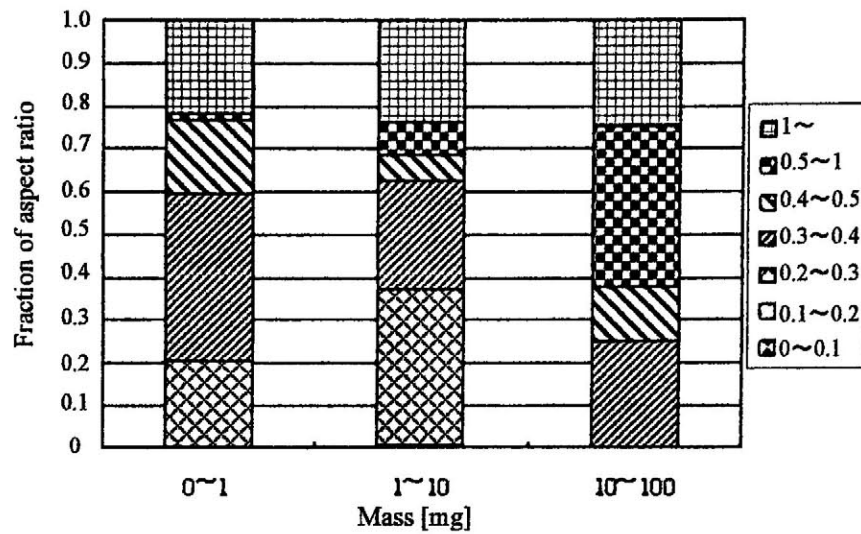


Fig.3.12 Distribution of aspect ratio at every fragment mass (impact velocity 2.88km/s)

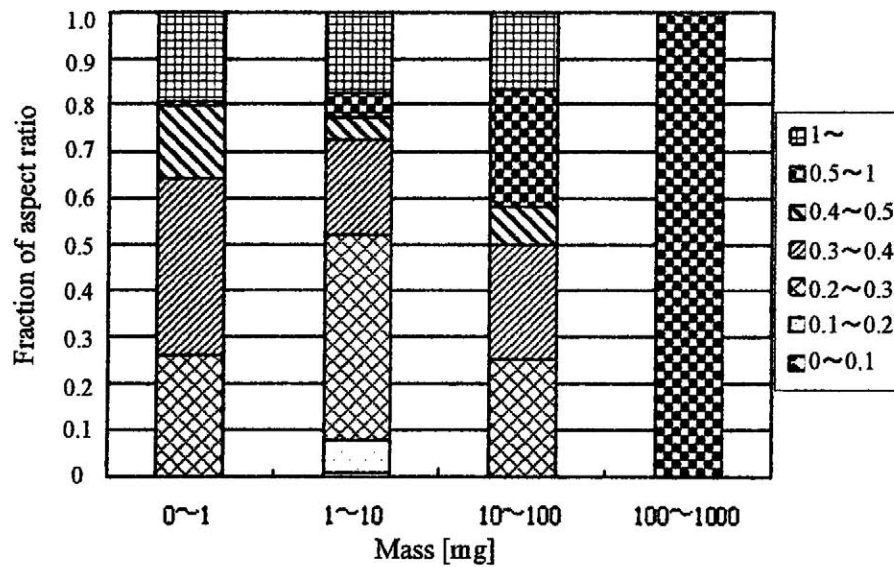


Fig.3.13 Distribution of aspect ratio at every fragment mass (total)

### 3.3.4 アスペクト比分布

アスペクト比分布の平均値を Table 3.4, 中央値を Table 3.5 に示す. また, アスペクト比分布を Fig3.14 に示す. このアスペクト比分布は Fig3.6 と同様にアスペクト比が約 0.3 に平均値を持つ分布とアスペクト比が約 2.3 に平均値を持つ分布となっており, 2つの正規分布を持つ形となっている. よって, 正規分布では無いため, 前節と同様にアスペクト比の平

均値を用いるのではなく最も頻度が高いアスペクト比が最適だとし、全ての破片における中央値を用いるのが妥当であると考えた。平均値と中央値を比較すると、平均値のアスペクト比の方が、大きな破片の影響から大きくなっている。衝突速度毎の中央値は、それぞれ0.2~0.4の範囲に入っており、全ての破片で考えると、中央値は0.32となる。よって、前節の0.33と殆ど変わらないため、スペースデブリとの衝突実験においてアスペクト比0.33の回転楕円体を用いることを提言する。

Table 3.4 Distribution of aspect ratio at each average aspect ratio

Range of aspect ratio	TS03-237 (2.16km/s)	TS03-240 (2.88km/s)	total
0 ~ 0.1	0.080	-	0.080
0.1~0.2	0.174	0.199	0.177
0.2~0.3	0.244	0.260	0.253
0.3~0.4	0.330	0.340	0.338
0.4~0.5	0.410	0.446	0.442
0.5~1	0.556	0.619	0.614
1~	3.909	2.102	2.215
All	0.404	0.752	0.657

Table 3.5 Distribution of aspect ratio at each median aspect ratio

Range of aspect ratio	TS03-237 (2.16km/s)	TS03-240 (2.88km/s)	total
0 ~ 0.1	0.080	-	0.080
0.1~0.2	0.176	0.199	0.177
0.2~0.3	0.241	0.258	0.252
0.3~0.4	0.328	0.335	0.334
0.4~0.5	0.410	0.455	0.454
0.5~1	0.556	0.587	0.577
1~	3.909	2.000	2.006
All	0.248	0.358	0.317

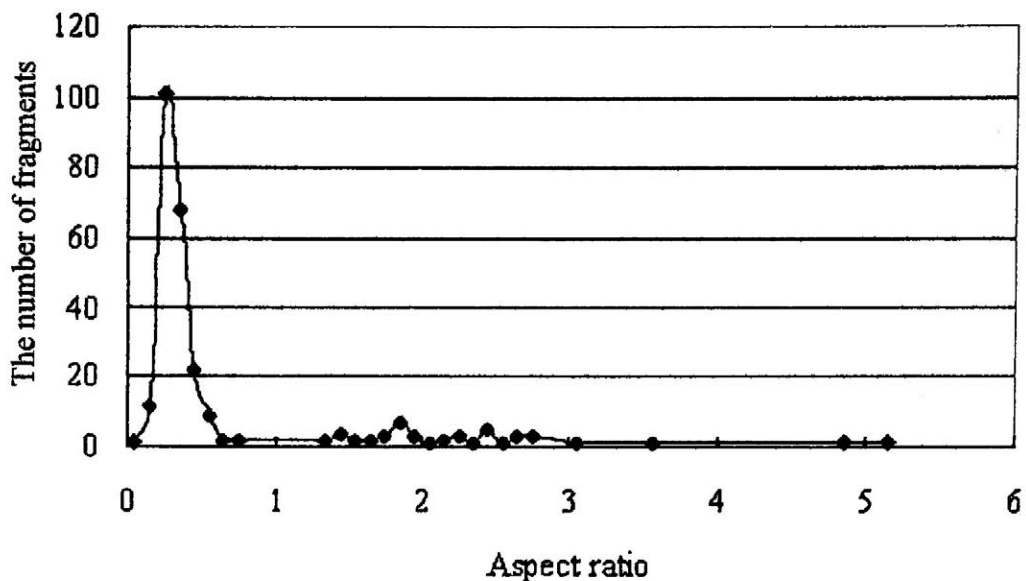


Fig.3.14 Distribution of the number of fragment against aspect ratio

### 3.4 結論

第 2 章で述べたジュラルミニウムプレートをターゲットとした衝突実験結果から、破碎破片を回転楕円体に近似してアスペクト比を調査し破碎破片の寸法特性について検討を行った。以下に本章で得られた知見を示す。

- (1) ポリエチレン円柱飛翔体を衝突させた場合、衝突速度、飛散角度、破碎破片質量毎のアスペクト分布には差が無く、ほぼ同じアスペクト比分布をしている。
- (2) ポリエチレン円柱飛翔体を衝突させた場合、8 割程度の破片は、アスペクト比が 1 より小さく扁平な楕円体である。
- (3) ポリエチレン円柱飛翔体を衝突させた場合のアスペクト比分布は正規分布ではないため、アスペクト比の平均値ではなく中央値を最頻度として求め 0.33 とした。
- (4) Al 球飛翔体を衝突させた場合、ポリエチレン円柱飛翔体を衝突させた場合とアスペクト比分布が異なった。さらに、衝突速度毎の分布が異なることが判明した。これは、飛翔体の材質、形状が影響していると考えられる。
- (5) Al 球飛翔体を衝突させた場合においても、アスペクト比が 1 よりも小さい破碎破片が全体の 7 割以上あり、扁平な楕円体が多くを占めることが判明した。
- (6) Al 球飛翔体を衝突させた場合において、飛散角度が大きくなるほどアスペクト比が

大きな破砕破片の割合が減少することが判明した。

- (7) AI 球飛翔体を衝突させた場合において、アスペクト比分布は正規分布ではないため中央値を用い検討した。衝突速度毎の中央値は 0.2~0.4 の間に存在し、全ての破片での中央値は 0.32 となる。

以上の結果より、スペースデブリとの衝突実験において、衝突破砕した破片が二次デブリとなり衝突すると考えると、飛翔体としてはアスペクト比 0.33 の回転楕円体を用いることが妥当であると提言する。

## 第4章 破砕破片における形状特性の検討

### 4.1 緒言

スペースデブリ衝撃構造の開発など、スペースデブリを想定した衝突実験において、円柱・球・回転楕円体飛翔体を用いられている。しかし、実際のスペースデブリはそれ以外の形状をしている可能性がある。また、任意形状飛翔体を用いた超高速衝突実験を行うことは困難であるが、超高速飛翔体発射装置の向上と共に飛翔体として各種形状を用いた実験を行うことが可能になると考えられる。

そこで本章では、現在の飛翔体形状の問題点を示すために、第2章で行ったジュラルミンプレートから発生した破砕破片を用いて、破砕破片を代表的な任意形状に近似し、適合性の検討を行う。

破砕破片の材質はAl2024-T3であり、今回の破砕破片の密度を限定することができる。そのため形状を仮定することで、密度と計測した3辺のサイズ (Fig.4.1) から仮定の質量 (計算質量) を求めることができる。この計算質量と、実際に精密天秤で計測した質量 (計測質量) を比較すれば、適合性の検討を行うことができる。各種形状において適合性を判断し、形状特性について検討を行う。

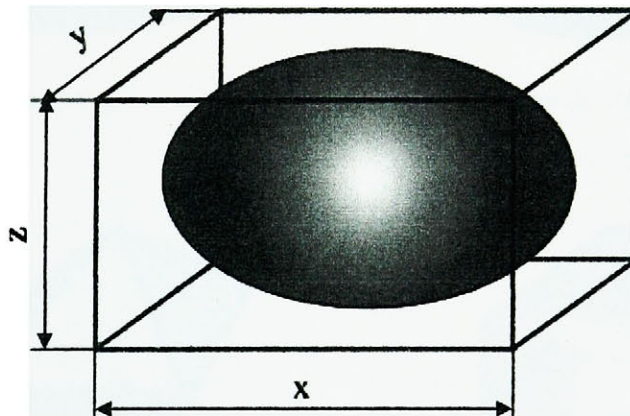


Fig.4.1 Concept of fragment length ( $x, y, z$ )

## 4.2 形状案

Fig.4.2 に今回検討した形状と 3 辺のサイズより計算質量を求める際に使う計算式をそれぞれ示す。形状の候補としては、回収した破片が板状に近いと考えられたため直方体(A), 最も一般的な球(B), 楕円体(C), 楕円体よりも加工しやすく現在注目されている回転楕円体(D), また板状に近い四角錐を二つ重ねた 8 面体(E), 菱形柱(F), それらに該当しない破片(G) と計 7 種類に分類する。これらの形状を用いて以下の検討を行った。

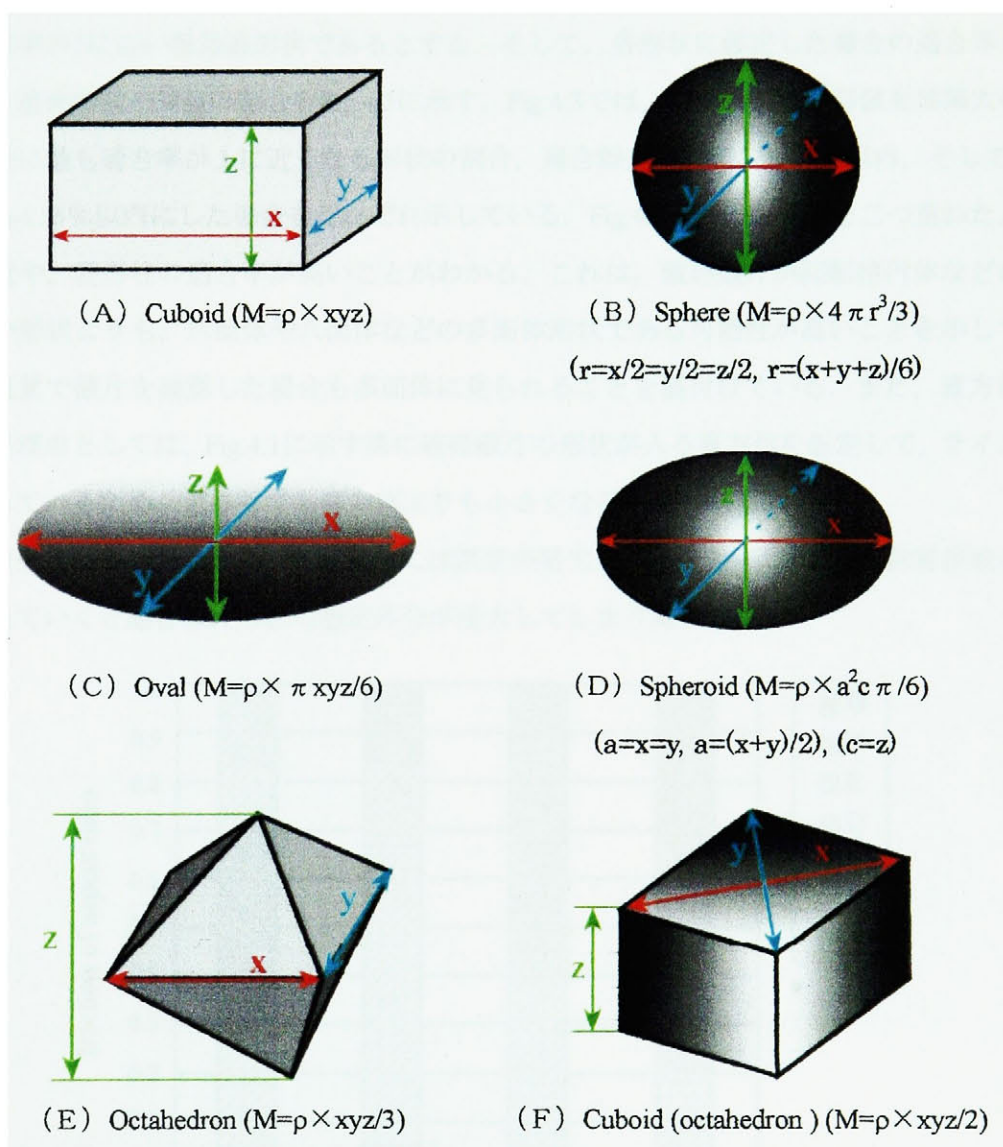


Fig.4.2 Form candidate



### 4.3 円柱飛翔体を用いた破碎破片における形状特性の検討

第2章で行ったポリエチレン円柱形状飛翔体をジュラルミンプレートに衝突させた結果を用いて、本項では破碎破片の形状特性について検討する。破碎破片は衝突速度毎に分別しないため、総破片個数は1368個である。

#### 4.3.1 適合率による形状評価

適合形状の検討を行う際には、判定方法として計測質量/計算質量を適合率として定義し、適合率が1に近い程最適形状であるとする。そして、各形状に仮定した場合の適合率を求めた。適合形状の個数の割合をFig.4.3に示す。Fig.4.3では、適合誤差の許容値を無限大にした場合に最も適合率が1に近くなる形状の割合、適合誤差が2割以内、1割以内、そして、 $2\sigma$ である4.55%以内にした場合をそれぞれ示している。Fig.4.3より、四角錐を二つ重ねた八面体構造や、菱形柱の適合率が高いことがわかる。これは、破碎破片が回転楕円体などの角の無い形状よりも、六面体や八面体などの多面体形状である可能性が高いことを示しており、視覚で破片を確認した場合も多面体に見られることを裏付けている。また、直方体が少ない理由としては、Fig.4.1に示す様に破碎破片の形状が入る直方体を仮定して、サイズを決定しているため、どうしても直方体よりも小さくなるためである。

破片の形状は多少歪なため、計算質量には誤差が発生し、Fig.4.3中において、許容誤差を厳しく見ていくと適合破片形状の想定外分が増大してしまう結果となる。

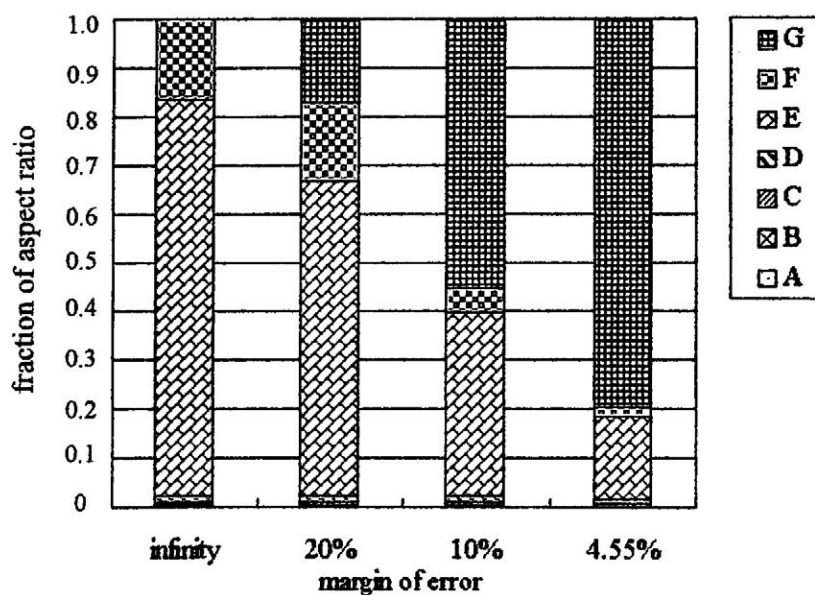


Fig.4.3 Distribution of fraction of shape ratio

#### 4.3.2 質量比分布

前項にて、許容誤差を厳しくしていくと適合破片形状の想定外の割合が増大していた。Fig.4.2に示してある計算質量を求めるための式を考えると、計測したサイズである3辺 ( $x, y, z$ ) と密度の積は、適合形状を考える場合に全ての形状において含まれており、この値に形状特有の係数（直方体の場合は1、球形状の場合は $\pi/6$ ）を掛けるという形になっている。各形状の形状効果をTable 4.1に示す。このことから、「計測した質量」と「3辺と密度の積」の比が形状効果となり、破片形状について表すことになる。そのため、計測質量と、計算質量を求める際に共通部分となっている3辺と密度の積で計算した値を比較する。

形状効果の個数分布をFig.4.4に示す。Fig.4.4より、形状効果が2~4の範囲に大部分の破片が集中していることがわかる。またこの分布の中央値は2.98なっている。よって、四角錐を二つ重ねた八面体構造（形状効果：3）が最も割合が多いのがわかる。

またこの分布より、破片の形状を類推することができるため、3辺の寸法が測定できた場合に、最終的に破片質量を予測することができると考えられる。

Table 4.1 Effect of shape

Form candidate	Effect of shape
Cuboid	1
Sphere	$6/\pi$ (1.91)
Oval	$6/\pi$ (1.91)
Spheroid	$6/\pi$ (1.91)
Octahedron	3
Cuboid (octahedron )	2

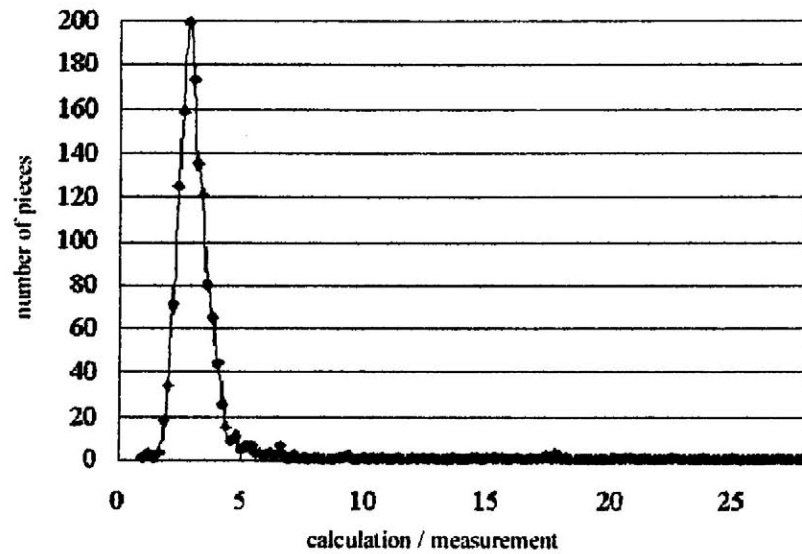


Fig.4.4 Calculation - Measurement mass ratio distribution

#### 4.4 球形状飛翔体を用いた破碎破片における形状特性の検討

第2章で行ったAI球形状飛翔体をジュラルミニプレートに衝突させた結果を用いて、本項では破碎破片の寸法特性について検討する。破碎破片は衝突速度毎に分別しないため、総破片個数は268個である。

##### 4.4.1 適合率による形状評価

判定方法としては、4.3と同様な手法を用い、計算質量と計測質量の比を適合率とし、1に近い程最適形状であるとする。Fig.4.5に適合形状の個数の割合を示す。Fig.4.5では、適合誤差の許容値を無限大にした場合に最も適合率が1に近くなる形状の割合、適合誤差が2割以内、1割以内、そして、 $2\sigma$ である4.55%以内にした場合をそれぞれ示している。Fig.4.5より、四角錐を二つ重ねた八面体構造や、菱形柱の適合率が高いことがわかる。これは、円柱形状飛翔体を用いた場合と同じであり、飛翔体形状は多面体形状が多いことには影響しないと考えられる。

また、円柱形状飛翔体を用いた場合と同様に破片の形状は多少歪なため、計算質量と計測質量には誤差が発生し、Fig.4.5において、許容誤差を厳しく見ていくと適合破片形状の想定外分が増大してしまう結果となる。

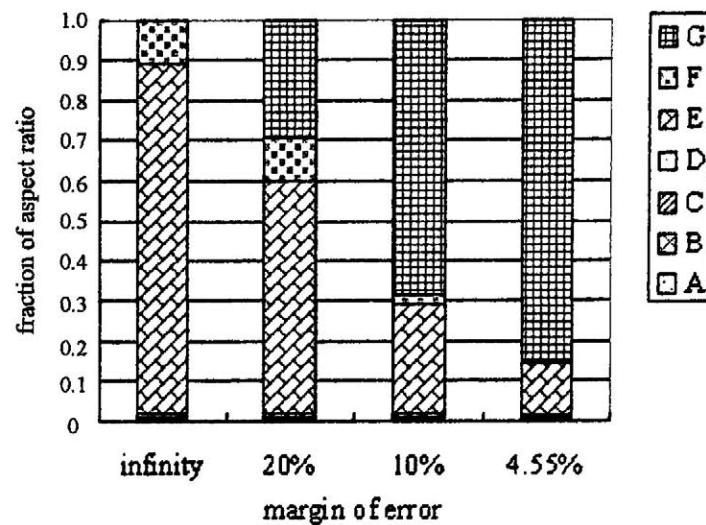


Fig.4.5 Distribution of fraction of shape ratio

#### 4.4.2 質量比分布

4.3.2項と同様に、ここでは計測質量と、計測したサイズである3辺と密度の積で計算した値を比較する。計測した質量を3辺と密度から計算した値で除した値（形状効果）の分布をFig.4.6に示す。Fig.4.6より、2～4の範囲に大部分の破片が集中していることがわかる。またこの分布の中央値は3.35になっている。これは、円柱形状飛翔体を用いた時よりも若干大きいですが、形状としては四角錐を二つ重ねた八面体構造（形状効果：3）となり、円柱形状飛翔体を用いた場合と同様な結果となる。

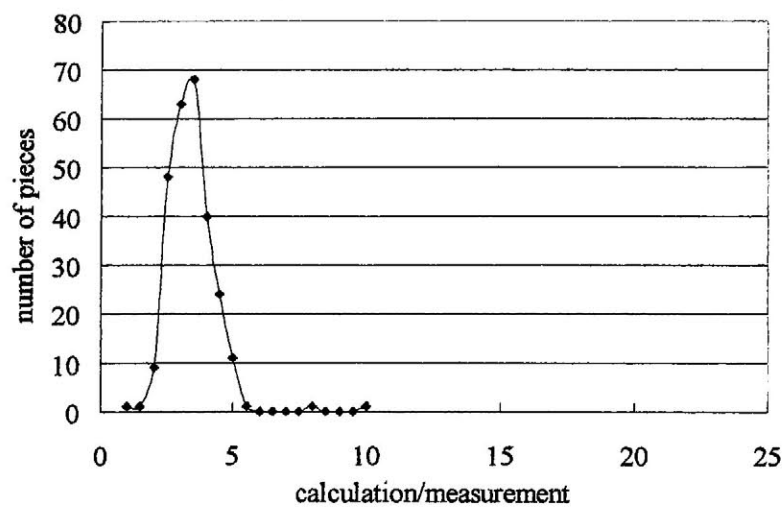


Fig.4.6 Calculation - Measurement mass ratio distribution

## 4.5 結論

第 2 章にて行った、ジュラルミニプレートの破碎実験によって発生した破碎破片を用いて、破碎破片の形状特性について検討を行った。以下に本章で得られた知見を示す。

- (1) 破碎破片は六面体や八面体などの多面体形状である。ただし、適合条件を厳密にすると適合率は低下する。
- (2) 計測した質量と 3 辺と密度の積で計算した質量を比較した結果、円柱形状飛翔体を用いた場合は、中央値は 2.98 であり、球形状飛翔体を用いた場合は、中央値は 3.35 である。よって、デブリ形状としては、四角錐を 2 つ重ねた八面体構造が最も頻度が高くなると考えられる。
- (3) 円柱形状・球形状飛翔体により発生した破片から求められた分布図を用いることにより破片の形状を予測することが可能であり、破片の形状が測定された時に密度を予測すれば、質量を予測することができる。

本章では、衝突破碎から発生するデブリの形状特性を求めることができた。今後、超高速飛翔体発生装置の性能が向上すると考えた場合、衝突破碎実験に用いる飛翔体形状について提案することができた。

## 第5章 NASA 標準破砕モデルの検討および改良モデルの提言

### 5.1 緒言

デブリとの衝突は高速衝突であるため、宇宙構造物との衝突時には多大な損害が発生する。また、デブリ観測性能に限界があるため、全てのデブリを把握することは不可能である。そのため、デブリ環境をこれ以上に悪化させない方策が必要であり、また、現状のデブリ環境を把握することは必要不可欠である。そこで、現在各国の宇宙機関にてデブリ環境モデルが開発されており、デブリ分布および衝突確率の推定、軌道解析が行われ、状況把握や、将来予測等の解析が行われている。デブリ環境モデルは主に、破砕モデル部分と軌道解析部分から成り、本研究では破砕モデルについて研究を行った。

破砕モデルには、経験的モデルや解析的モデルなど各種あるが<sup>60-64)</sup>、本章では各国の宇宙機関のデブリ環境モデルに採用されている NASA 標準破砕モデルに着目した。このモデルでは特性長さという独自のパラメータを用いていることが特徴である。NASA 標準破砕モデルは、ターゲットとして従来のアルミなど金属が多く使われている衛星が用いられており、低軌道を想定しているため超高速衝突実験による結果を用いて開発されている。Bendisch<sup>65)</sup>によれば、NASA 標準破砕モデルを組み込んだ ESA の MASTER モデルの結果は、より観測結果に近いものになっている。本研究でもジュラルミンプレートターゲットとした超高速実験を行っており、NASA 標準破砕モデルの詳細は後述するが面積質量比と特性長さの関係について比較した結果を Fig.5.1 に示す。Fig.5.1 より大部分の破砕破片が NASA 標準破砕モデルの予想範囲内にあることがわかる。これより低軌道上で起こる得る超高速衝突現象を良くモデル化できていると考えられる。

NASA 標準破砕モデルは画一的に用いることができるため、静止軌道上の破砕モデルは低軌道上の破砕モデルの延長とし、各種デブリ環境モデルの中に組み込まれている。しかし、低軌道上では平均衝突速度 8.7km/s の超高速衝突であるが、静止軌道上では平均衝突速度 500m/s の低速衝突であるために、現象が異なることが考えられる。また、近年、典型的な衛星の太陽電池サブストレート、主構造体パネル、アンテナ反射鏡面などに炭素強化繊維プラスチック (CFRP) が使われているため、現象が異なることが考えられる。

そこで、本章では、静止軌道で起こり得る低速衝突への NASA 標準破砕モデルの適応可能性の検討を行った。そのために、を第2章で行った低速衝突実験の結果を、NASA が標準破砕モデルを構築した際に採用した手法により解析し、比較検討と評価を行った。また、



より良く実験結果と合わせるために、改良型破砕モデルの開発を行った。

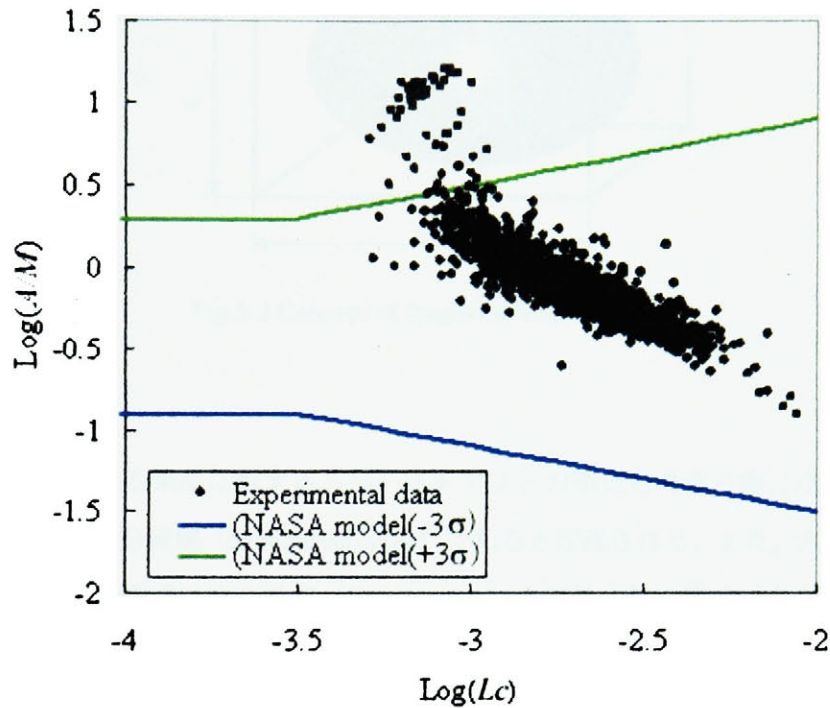


Fig.5.1 Comparison with NASA area-to-mass distribution at TSLGG experimental data

## 5.2 NASA 標準破砕モデル<sup>66)</sup>

NASA 標準破砕モデルは従来の破砕モデルとは全く異なるものである。従来のモデルでは破片の質量とサイズには互換性があったが、NASA 標準破砕モデルでは面積質量比の導入に伴いこの互換性を喪失し、特性長さが独立の変数としてモデル化されている。ここで特性長さ  $L_c$  とは

$$L_c = \frac{1}{3}(x + y + z) \quad (5-1)$$

として定義されている (Fig.5.2 参照)。

また、NASA 標準破砕モデルはサイズ分布、平均断面積、面積質量比分布、速度分布から構成されており、衝突破砕と爆発破砕モデルとをパラメータを変更することで適応できる。本研究では、衝突破砕に着目し、衝突破砕部分について説明する。

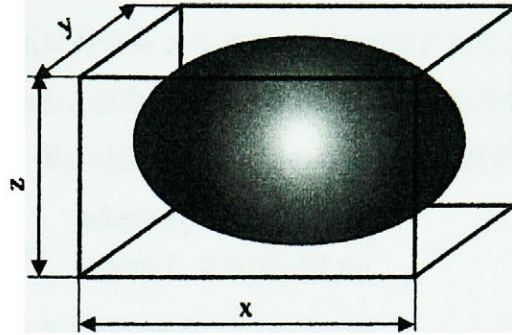


Fig.5.2 Concept of fragment length (x, y, z)

### 5.2.1 サイズ分布

静止軌道上における衛星に対するスペースデブリとの衝突を考える際、小さな物体による衝突の大部分は部分破壊 (Non-catastrophic) であると定義される。また、大きな物体との衝突であれば、その衝突は完全破壊 (Catastrophic) と定義され、衝突した二物体は完全に破砕されてしまうものとする。衝突が完全破壊か部分破壊であるかは、二物体のうち小さな物体が有する衝突時の運動エネルギーを大きな物体の質量で除算して得られる比によって判断される。この比が 40J/g 以上であれば完全破壊、40J/g より小さければ部分破壊とされる。Solwind ガンマ線スペクトロメータ衛星 (1979 年打ち上げ、アメリカ) を標的に用いた軌道上衝突実験や、実機に近い衛星を用いて実施された SOCIT (Satellite Orbital debris Characterization Impact Test) を含む、これまでに実施された種々の超高速衝突実験の結果から、衝突によって発生する破片の累積個数は次式で表される。

$$N_c(L_c) = 0.1(M_t)^{0.75}(L_c)^{-1.71} \quad (5-2)$$

ここで、 $N_c(L_c)$  は  $L_c$  以上の破片個数を表す。この式(5-2)をサイズ分布として用いる。また、 $M_t$  は完全破壊では、

$$M_t = m_a + m_b \quad (5-3)$$

の様に二物体の総質量と定義される。部分破壊においては、

$$M_t = m_{small} \times V^2 \quad (5-4)$$

の様に小物体の質量と衝突速度の二乗との積として定義される。また、小さな物体は衝突により完全に破砕されると仮定され、破片質量に加えられる。

### 5.2.2 平均断面積

衝突物体の平均断面積  $A_x$  は特性長さ  $L_c$  のみの関数で表される。特性長さが 1.67mm 未満の物体の形状は立方体であると仮定されている。また、特性長さが 1.67mm 以上の物体に関しては正方形板を仮定し、厚さは正方形の一辺の 0.26 乗に比例するものとしている。

$$\left. \begin{aligned} A_x &= 0.540424 \cdot L_c^2, & \text{where } L_c < 0.00167 \text{ m} \\ A_x &= 0.556945 \cdot L_c^{2.0047077}, & \text{where } L_c \geq 0.00167 \text{ m} \end{aligned} \right\} \quad (5-5)$$

質量への変換は次式で行うことができる。

$$M_i = A_x / (A/M) \quad (5-6)$$

### 5.2.3 面積質量比分布

面積質量比分布は正規分布とし、特性長さ  $L_c$  が 8cm より小さな物体に対して超高速衝突実験結果から次式で表されている。

$$D_{A/M}^{SOC}(\lambda_c, \chi) = N_G(\chi; \mu^{SOC}(\lambda_c), \sigma^{SOC}(\lambda_c)) \quad (5-7)$$

$$\lambda_c = \text{Log}(L_c)$$

$$\chi = \text{Log}(A/M)$$

$$\mu^{SOC}(\lambda_c) = \begin{cases} -0.3 & \lambda_c \leq -1.75 \\ -0.3 - 1.4(\lambda_c + 1.75) & -1.75 \leq \lambda_c < -1.25 \\ -1.0 & \lambda_c \geq -1.25 \end{cases}$$

$$\sigma^{SOC}(\lambda_c) = \begin{cases} 0.2 & \lambda_c \leq -3.5 \\ 0.2 + 0.1333(\lambda_c + 3.5) & \lambda_c > -3.5 \end{cases} \quad (5-8)$$

ここで、 $\mu$  は平均値であり、 $\sigma$  は標準偏差である。

この分布は宇宙構造物やロケットブースタの爆発により発生する小さな破片についても適用される。

### 5.2.4 速度分布

$L_c$  のかわりに独立変数として  $A/M$  を用いると、 $\Delta V$  は正規分布として次式で表すことができる。

$$D_{\Delta V}^{COLL}(\chi, \nu) = N_G(\nu; \mu_{COLL}(\chi), \sigma^{COLL}(\chi)) \quad (5-9)$$

ここで

$$\begin{aligned}\mu^{COLL}(\chi) &= 0.9\chi + 2.9 \\ \sigma^{COLL}(\chi) &= 0.4\end{aligned}\tag{5-10}$$

である。

### 5.3 部分的破碎における NASA 標準破碎モデルの検討

第2章の実験において回収された破片は、本研究で用いた秤量器の限界により0.1mg以下の秤量が困難である。しかし、より高性能の秤量器を用いたとしても秤量精度には限界があり、測定にかかる時間も増加するため有効ではない。そこで、これらの破片はCFRPの破片が大半を占めており、破片の形状が繊維状であることから、形状を直方体として計測した破片サイズより質量を算出した。破碎破片のサイズ、質量、飛散速度を用いて以下の検討を行う。実験番号と衝突速度の関係をTable 5.1に示す。

Table 5.1 Impact Experiment Scenarios

No.	Impact velocity [ m/s ]	Ejecta mass [ mg ]
1	240	96
2	250	83
3	840	171
4	970	161

#### 5.3.1 サイズ分布

衝突実験後のターゲットを観察すると、飛翔体はターゲットを貫通し衝突部近傍のみを破壊している。また、衝突部近傍以外では損傷がないため、部分破壊と考えられる。よって式(5-1)において、変数  $M$  は飛翔体の質量と衝突速度の二乗の積で与えられることになる。また、この場合では飛翔体は破碎されずに回収されたので、 $M$  には飛翔体の質量を含まないとする。実験結果と式(5-1)に示したNASA標準破碎モデルとの比較をFig.5.3～5.6に示す。Fig.5.3～5.6より、No.3, No.4のように衝突速度 800m/s 以上になるとほぼ良い近似を示して

いるが, No.1, No.2 の衝突速度 300m/s 近傍にては余り良い一致は得られていない. よって, 式(5-1)に示される NASA 標準破砕モデルは低速衝突の場合は破片の数を低く見積もっていることがわかる.

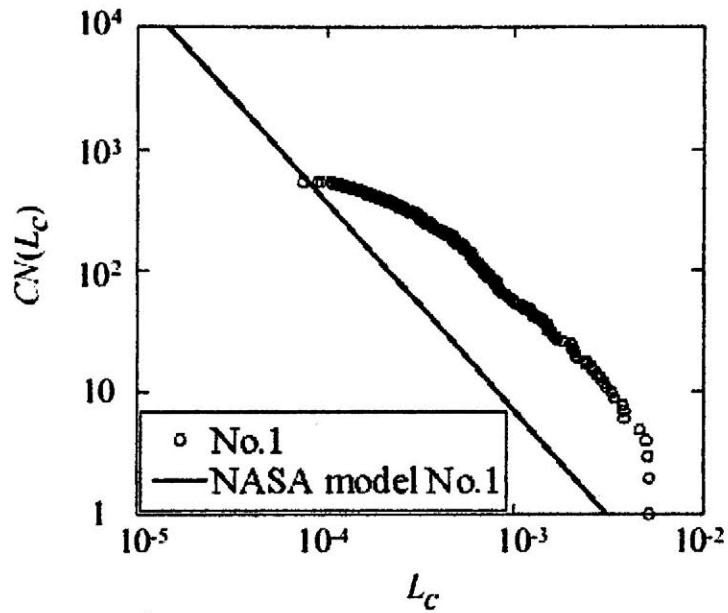


Fig.5.3 Comparison with NASA size distribution given by Eq.(5-1) at experiment No.1

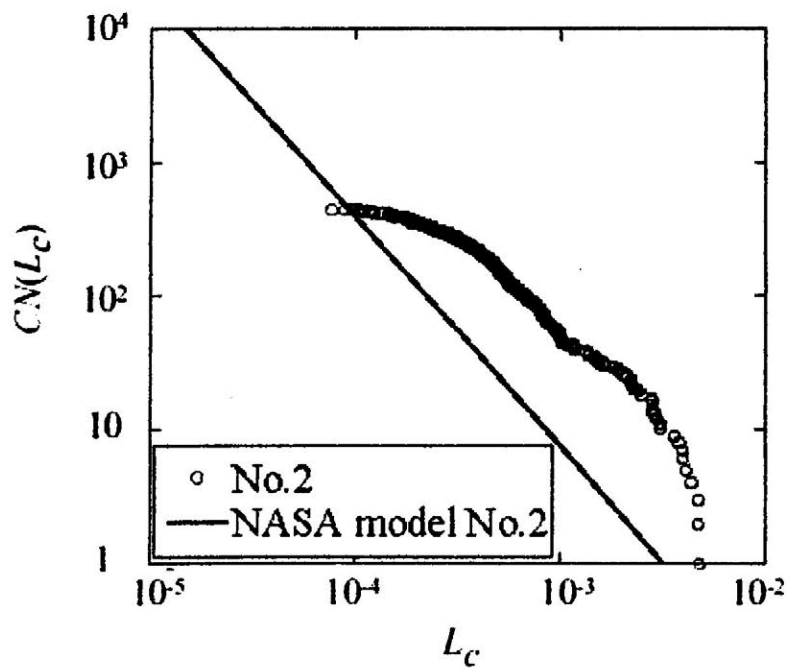


Fig.5.4 Comparison with NASA size distribution given by Eq.(5-1) at experiment No.2

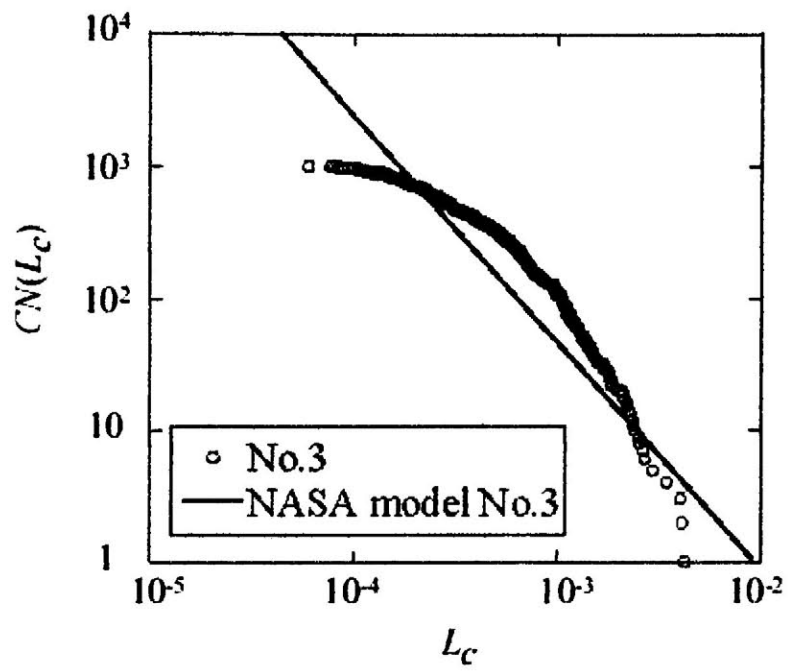


Fig.5.5 Comparison with NASA size distribution given by Eq.(5-1) at experiment No.3

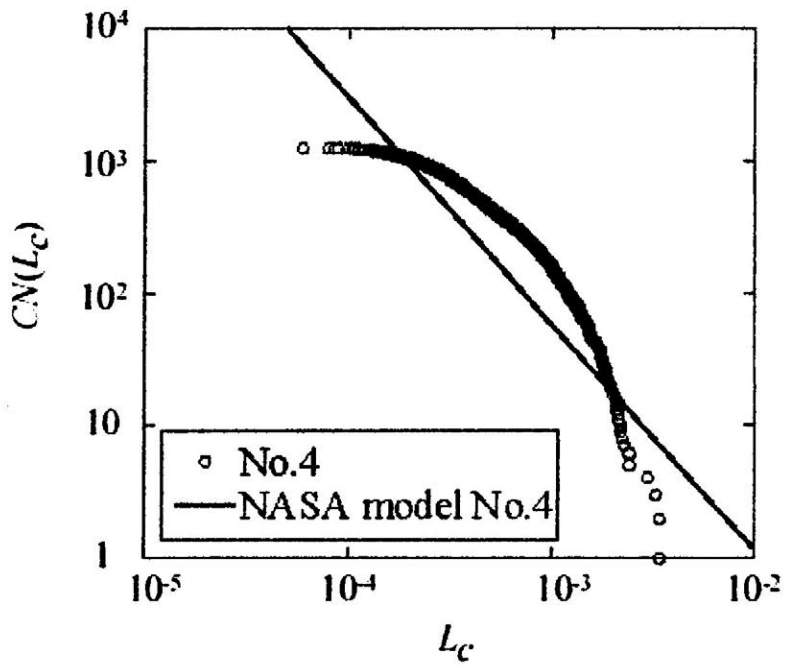


Fig.5.6 Comparison with NASA size distribution given by Eq.(5-1) at experiment No.4

一致しない原因の1つには、衝突のメカニズムの違いが考えられる。NASA標準破碎モ



デルにおいては、超高速衝突実験結果を基にしており、超高速衝突時には飛翔体とターゲットは融解、気化といった相変化を伴い破壊される。それに対して、本研究においては低速衝突実験であること、また、ターゲットにCFRPプレート(融点：約3500℃)が使われているためアルミ(融点：約650℃)などと比べると溶融温度が高いことから相変化は起りにくいことが推定される。よって、相変化を伴わず破碎されると考えられる。上記のことより、低速衝突においても相変化を考慮した分、NASA標準破碎モデルは破片の累積個数を低く見積もったと考えられる。

しかし、Fig.5.3, Fig.5.4からサイズ分布の実験結果と、NASA標準破碎モデルの傾きはよく一致しており、式(5-2)のモデルは定性的にはサイズ分布をよく表していると言える。そこで、NASA標準破碎モデルを修正したモデルを考えた。そのモデルと実験結果との比較をFig.5.7, Fig.5.8に示す。また、この修正したモデルは次式で表される。

$$N_c(L_c) = 0.6(M_c)^{0.75}(L_c)^{-1.71} \quad (5-11)$$

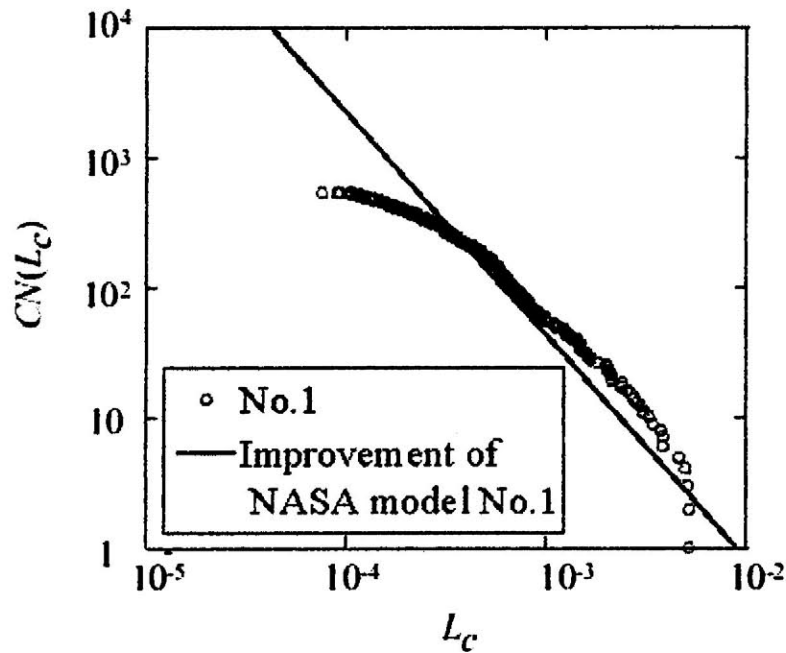


Fig.5.7 Comparison with improvement NASA size distribution given by Eq.(5-11) at experiment No.1

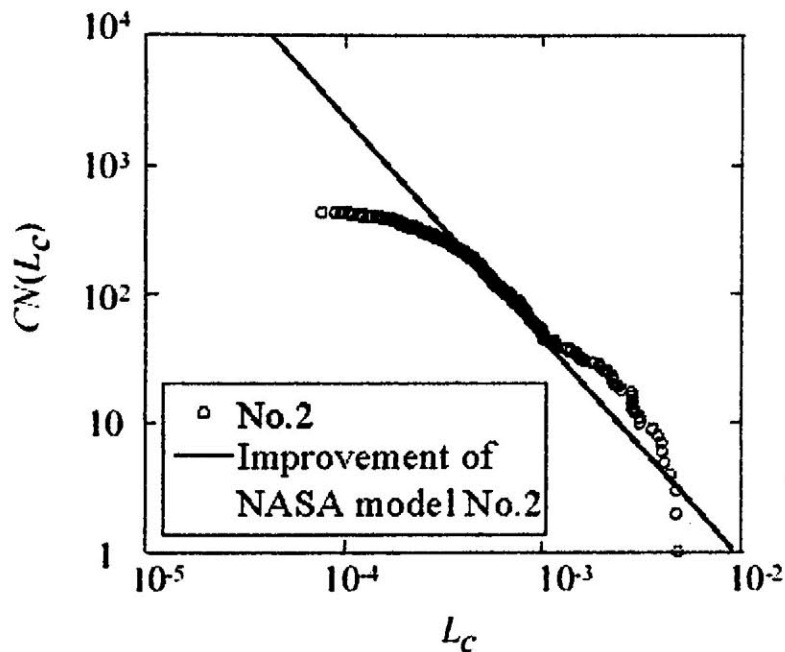


Fig.5.8 Comparison with improvement NASA size distribution given by Eq.(5-11) at experiment  
No.2

Fig.5.7, Fig.5.8よりNASA標準破砕モデルを修正した式(5-11)は、秒速300m/sの領域での衝突実験の結果と非常に良く一致した。

NASA標準破砕モデルはNo.3, No.4の実験結果とは比較的一致していたため、サイズ分布が一致しない原因としては他にも考えられる。そこで、式(5-2)中の損失質量 $M$ について検討を行った。その結果をFig.5.9に示す。Fig.5.9より、損失質量の実験値は衝突速度が増加するほど、一定値に収束するが、NASA標準破砕モデルでは増加しつづけることがわかる。よって、この違いがモデルによるサイズ分布の一致しない原因となっていると考えられる。

NASA標準破砕モデルでは、速度が0近傍においても破片が発生し、損失質量は衝突速度の2乗に比例し、速度が大きくなるほど無限に増加することになる。これは、クレーターを想定した破片の総質量であるためである。しかし、実際の現象を考えると、貫通速度以下において破片は発生することはない、また、衝突速度が増加した場合も影響領域はある一定速度以上になると余り広がらないため、飛翔体により取り除かれる排他体積が増えず損失質量は殆ど増えない。よって、上記に述べたことおよび実験結果を考慮し、以下の損失質量モデルを提言する。

$$M_C \propto \log_{10} \frac{V_P}{V_{BL}} \quad (5-12)$$

これは、衝突速度と貫通限界速度の割合を新たなパラメータとして用いている。また本実験による結果としては以下ようになる。

$$M_C = 0.17 \log_{10} \frac{V_P}{80} \quad (5-13)$$

式(5-13)を用いた結果を、Fig.5.9中に示しており、実験値と良く一致している。ただし、この式は平板の貫通を想定しており、複雑な構造物は想定していない。そのため、複雑な構造物に適用させるためには、衝突後の衝突物体について減速を考え、貫通限界速度になるまで繰り返し計算を行い、その結果の質量について総和をとると良いと考えられる。つまり、

1. ある速度で衝突する（例えば衝突速度1000m/s）
2. 損失質量を求める（損失質量は0.185g）
3. 衝突後の減速を考える（衝突速度の9割になるとすると衝突速度900m/s）
4. 衝突速度が貫通限界速度（この場合は80m/s）を下回るまで繰り返し、それまでの、損失質量の総和をとる

を行えば良い。

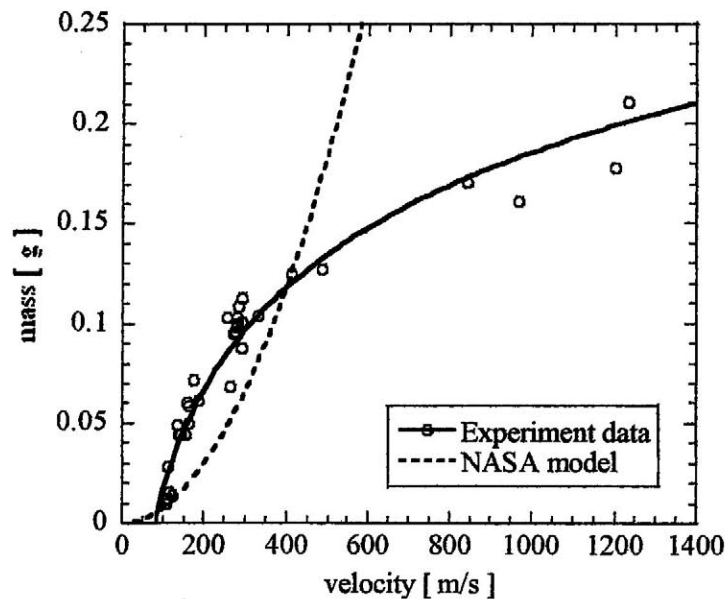


Fig.5.9 Relationship between impact velocity and ejecta mass

Fig.5.3～5.6を詳細に検討すると、特性長さが大きい部分と、小さい部分にて良い一致が得られていない部分がある。現在のNASA標準破砕モデルを検討すると、小さい破片が無限に発生することになる。しかし、実際には発生破片数は有限である。そこで、実験結果と現象の意味を考え以下の式を提案する。

$$N_G(L_C) = A \frac{L_{C_{\max}} - L_C}{L_{C_{\max}}} \quad (5-14)$$

これは、最大破片数  $A$  と最大破片サイズ  $L_{C_{\max}}$  を新たに考えている。このモデル式を使った結果を Fig.5.10～5.13 に示す。また、それぞれ近似したモデルにおける、最大破片数  $A$  と最大破片サイズ  $L_{C_{\max}}$  を Table 5.2 に示す。Fig.5.10～5.13 より、実験値とのより良い一致が得られており、このモデルの有効性が証明された。また、Table 5.2 より、衝突速度が上昇するほど最大破片サイズは若干減少し、破片発生数は多くなる傾向がわかっている。

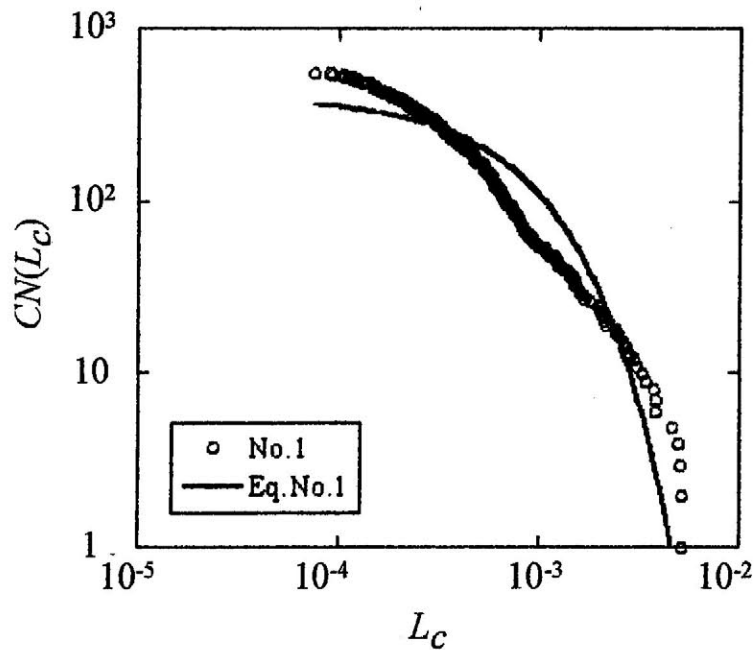


Fig. 5.10 Comparison with NASA size distribution given by Eq.(5-14) at experiment No.1

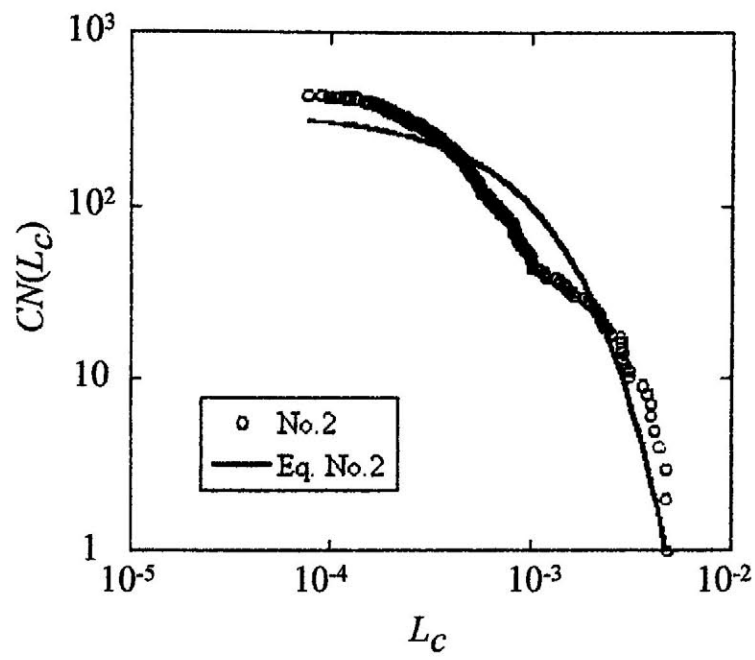


Fig.5.11 Comparison with NASA size distribution given by Eq.(5-14) at experiment No.2

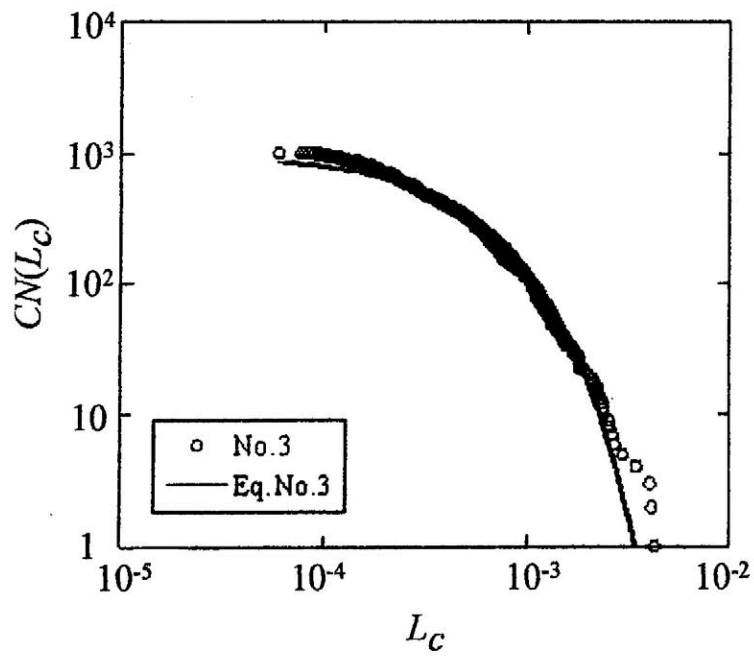


Fig. 5.12 Comparison with NASA size distribution given by Eq.(5-14) at experiment No.3

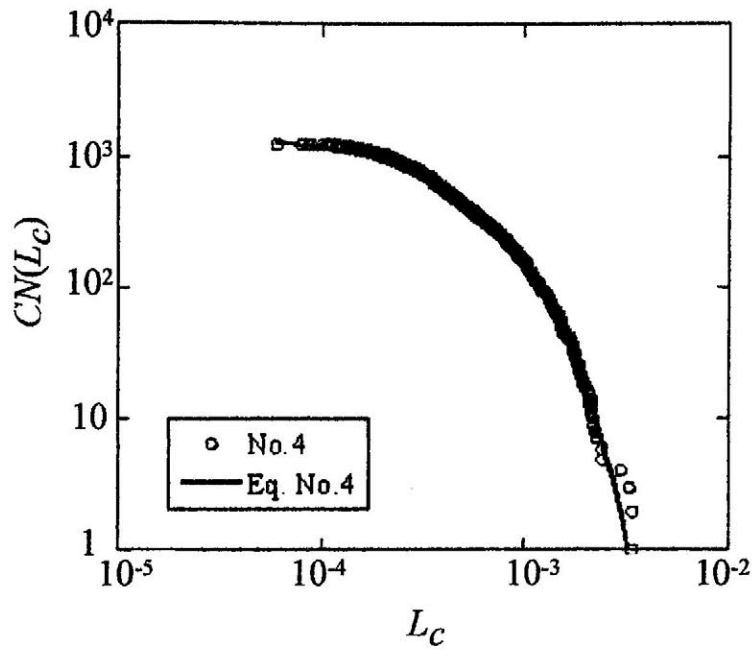


Fig.5.13 Comparison with NASA size distribution given by Eq.(5-14) at experiment No.4

Table 5.2 The constants  $A$  and  $L_{c_{\max}}$  for impact experiments in Table 5.1.

No.	Constant $A$	Constant $L_{c_{\max}}$
1	413	0.004419
2	350	0.004552
3	957	0.003446
4	1470	0.003287

### 5.3.2 平均断面積

平均断面積を評価するために、次式を用いて算出を行う。

$$A_x = \frac{1}{2} (L_c^2 + 2L_c \cdot z) \quad (5-15)$$

式(5-15)は板状の破片を想定し、NASA 標準破砕モデルで使われた算出式である。式(5-15)を用いて評価した結果を Fig.5.14～5.17 に示す。Fig.5.14～5.17 より式(5-15)を用いて評価を行った結果は、NASA 標準破砕モデルとよく一致している。先に述べたようにこの実験によ



る破片は板状であるため、式(5-15)を用いて平均断面積を評価するのは妥当であると考えられ、衝突速度には影響しないと考えられる。詳細に観察すると、特性長さが小さいものについては若干の差異がある。これは、式(5-15)については、板状を仮定しているために板厚は他の辺よりも小さいと考えて造られているが、特性長さが小さい程つまり破砕破片が小さい程、板厚を無視できなくなる立方体に近づくためだと考えられる。しかし、差異はそれほど大きくなく、また小さい破片程計測誤差も大きいため、NASA 標準破砕モデルをそのまま利用することができると考えられる。

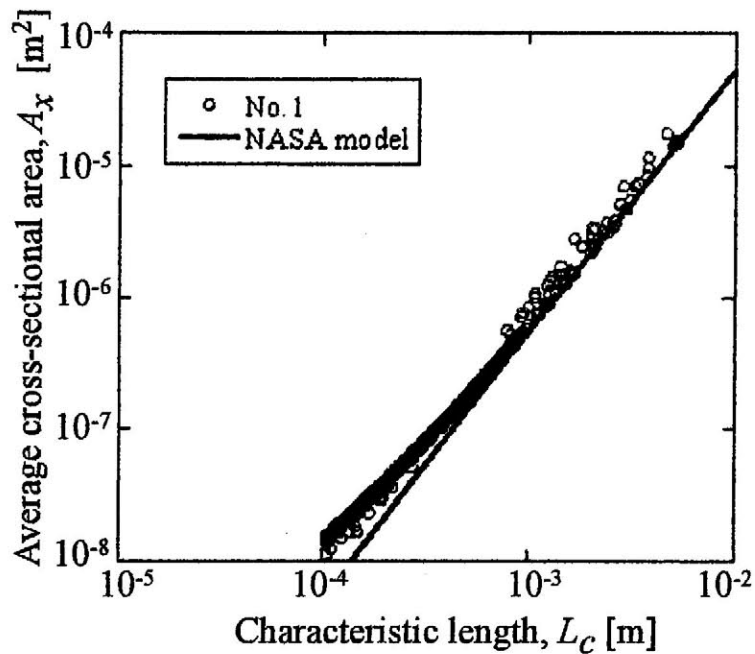


Fig.5.14 Average cross-section area with NASA size distribution given by Eq.(5-15) at experiment

No.1

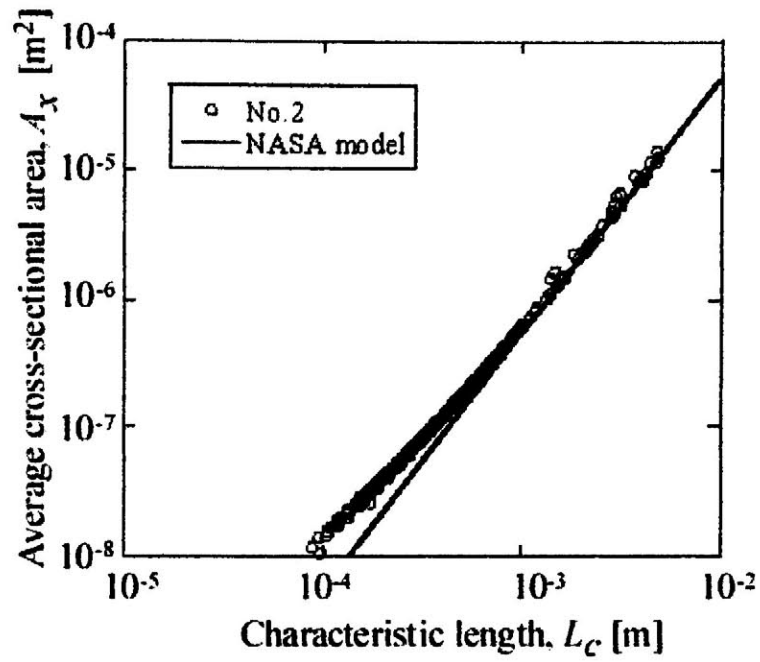


Fig.5.15 Average cross-section area with NASA size distribution given by Eq.(5-15) at experiment

No.2

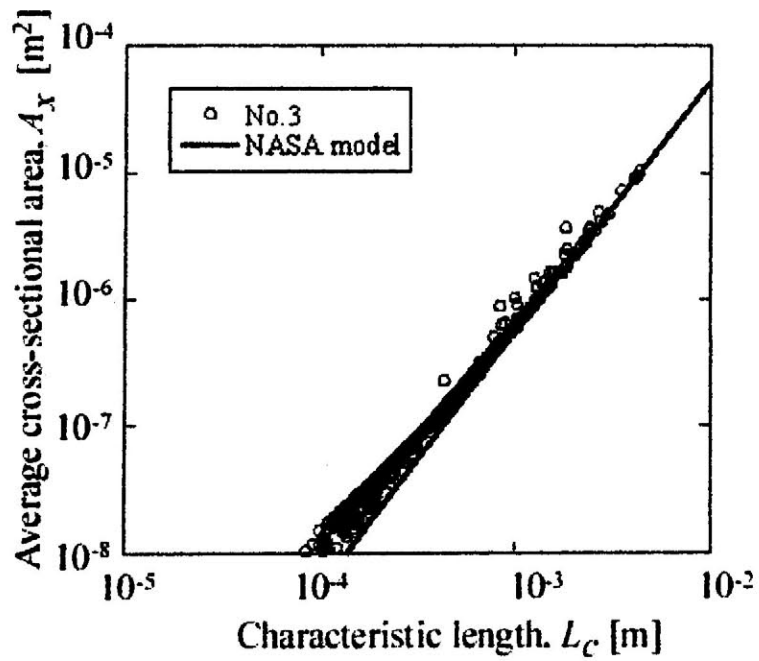


Fig.5.16 Average cross-section area with NASA size distribution given by Eq.(5-15) at experiment

No.3

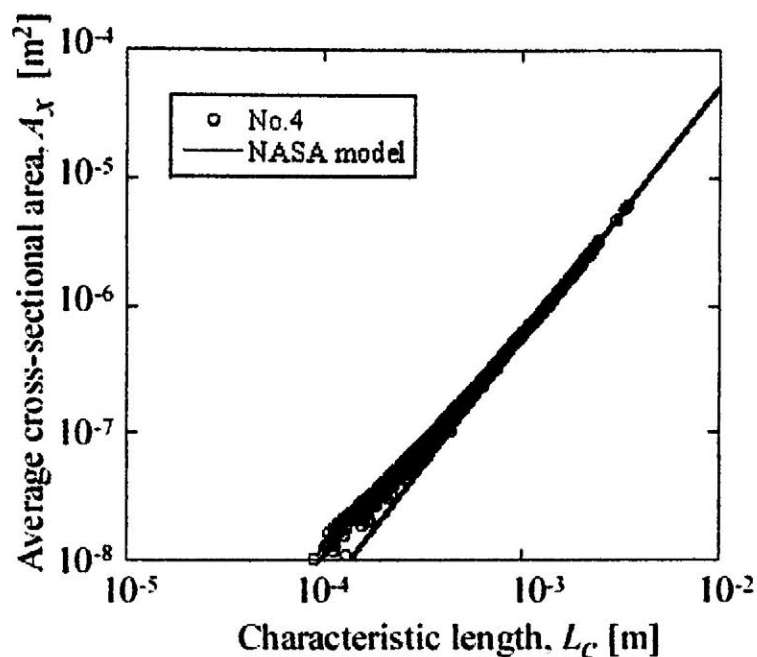


Fig.5.17 Average cross-section area with NASA size distribution given by Eq.(5-15) at experiment

No.4

### 5.3.3 面積質量比分布

式(5-15)を用いて算出した平均断面積を破片の質量で除算して得られる面積質量比の分布を NASA 標準破砕モデルと共に Fig.5.18～5.21 に示す。また、面積質量比の頻度分布について、個別の結果を Fig.5.22 に、全ての場合をあわせた形で求めた結果を Fig.5.23 に示す。

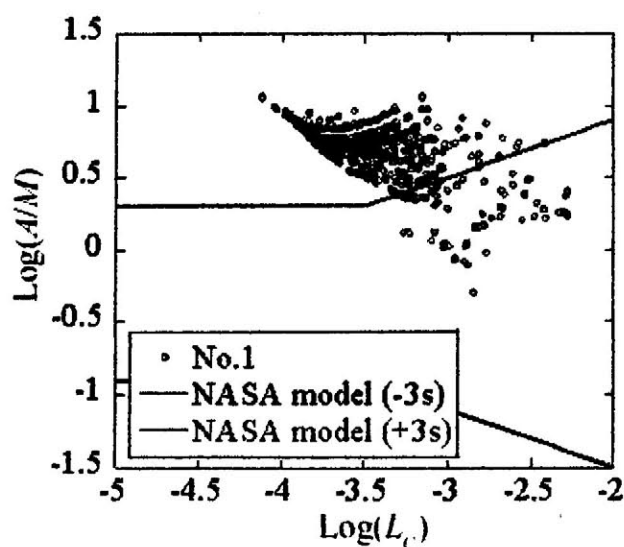


Fig.5.18 Comparison with NASA area-to-mass distribution at experiment No.1

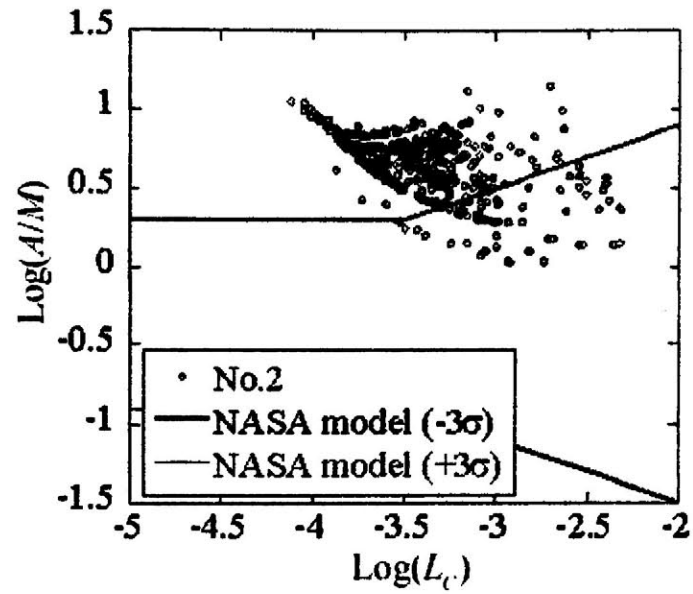


Fig.5.19 Comparison with NASA area-to-mass distribution at experiment No.2

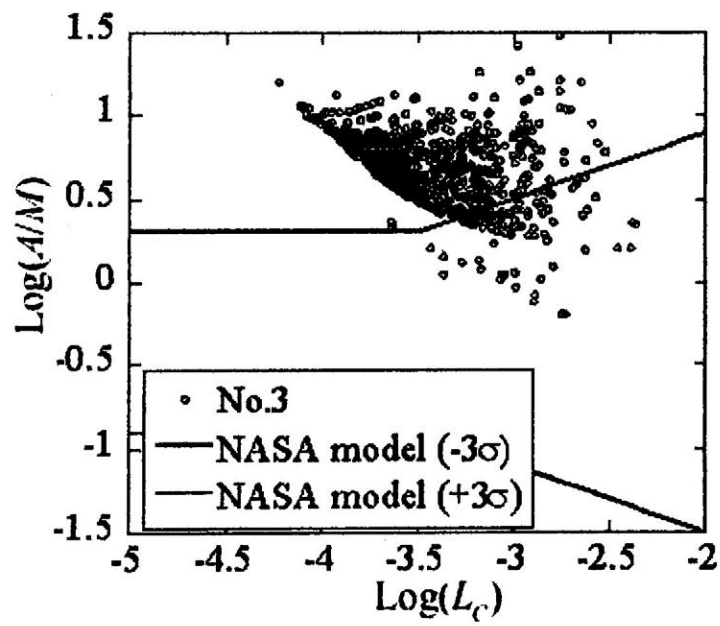


Fig.5.20 Comparison with NASA area-to-mass distribution at experiment No.3

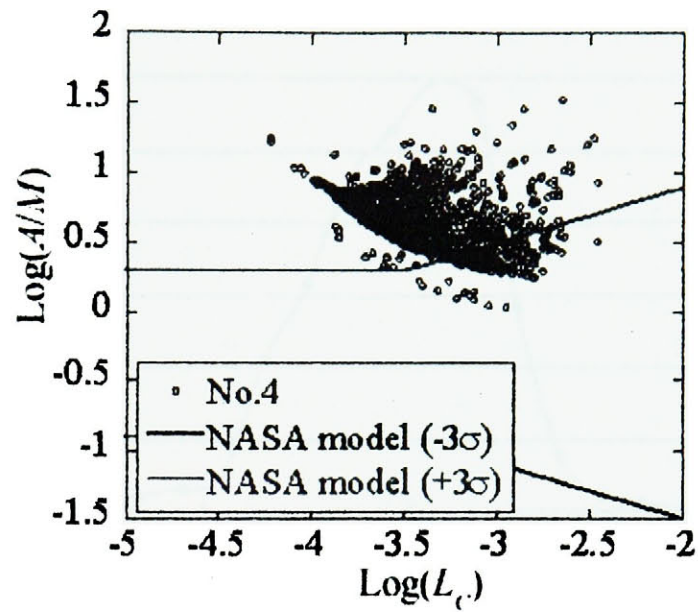


Fig.5.21 Comparison with NASA area-to-mass distribution at experiment No.4

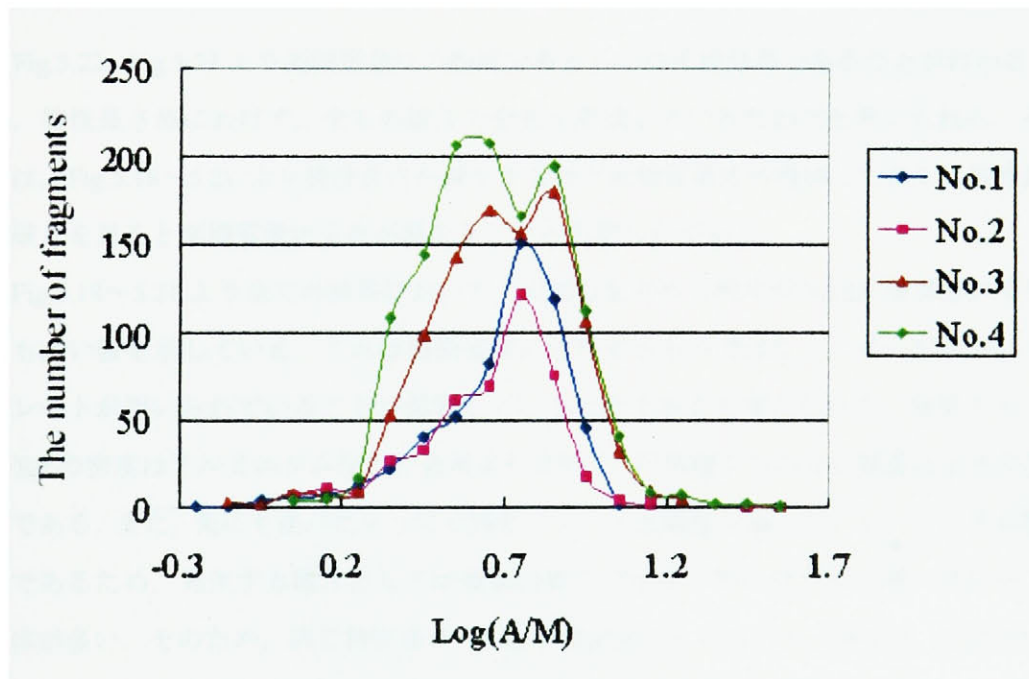


Fig.5.22 Distribution of the number of fragment against  $\text{Log}(A/M)$

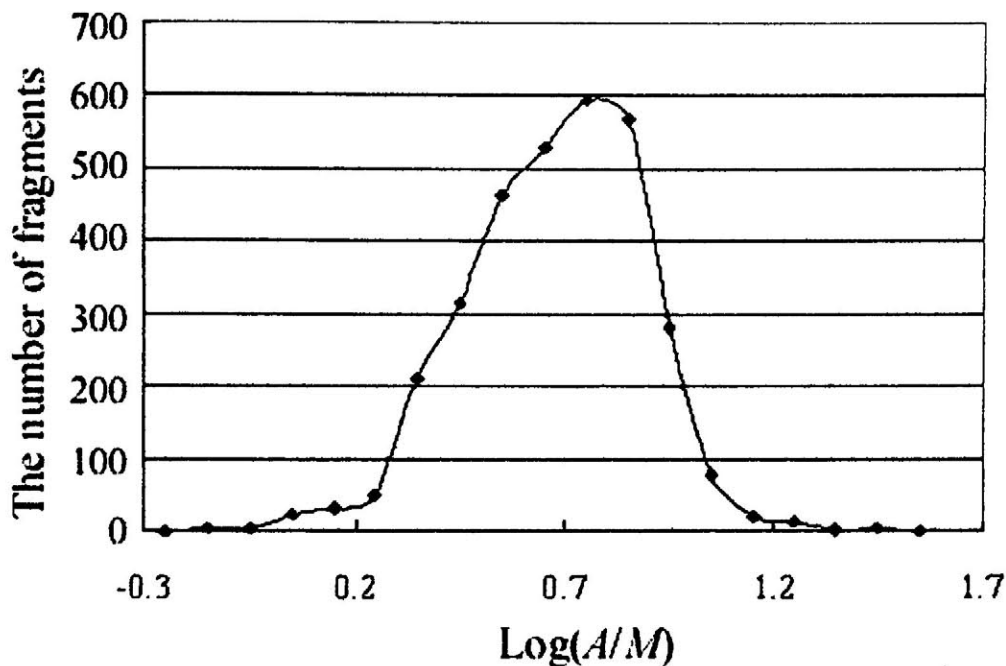


Fig.5.23 Distribution of the number of fragment (total) against  $\text{Log}(A/M)$

Fig.5.22, Fig.5.23 より面積質量比の頻度分布としては正規分布であることがわかる。これは、特性長さ毎にわけず、全ての破片で分布を形成しているためだと考えられる。そのことは、Fig.5.18～5.21 より特性長さが減少するほど面積質量比が増加しており、特性長さ毎に破片を見ると面積質量比分布が異なることから明らかである。

Fig.5.18～5.21 より全ての結果において、大部分を占める破片が NASA 標準破砕モデルよりも高い値を示している。これは衝突速度に依存するものではなく、ターゲットに CFRP プレートが用いられていることが影響しているためであると考えられる。理由としては、CFRP の密度はアルミニウムなどの金属よりは低く、同体積のものでは質量は小さくなるためである。また、先にも述べたように CFRP プレートは繊維を編んだプレートによる積層構造であるため、発生する破片としては金属の破片では余り無い長方形の薄いプレート状の物体が多い。そのため、同じ特性長さ（3 辺の和が同じ）において、直方体（3 辺の内一番小さな辺が厚さ方向とする）は厚さが薄くなるほど、平均断面積の低下率に対して体積の低下率の方が大きくなり、面積質量比は大きくなる。これらが NASA 標準破砕モデルとの差になっていると考えられる。

また、Fig.5.18～5.21 より、実験結果において特性長さ と 面積質量比に 関係があるように



見える。特に、特性長さが小さい部分においてクラスタを形成している様に見える。これは、特性長さが小さい程、測定限度に近いため明確な差が出にくいことが考えられる。また、このサイズの破片では粒子状に近い物になっているため、厚さ  $z$  と特性長さ  $L_c$  の差がなくなっていることが理由だと考えられる。

そこで、式(5-7)における特性長さと面積質量比との関係について検討を試みる。面積質量比は平均断面積を質量で除算した数値である。その平均断面積が式(5-13)で算出できる破砕破片に対し、その質量は

$$M = \rho \cdot L_c^2 \cdot z \quad (5-16)$$

で算出できる。従って、面積質量比は

$$A/M = \frac{L_c/z+2}{2\rho \cdot L_c} \quad (5-17)$$

で与えられる。分母に密度があるため、破砕破片の材料により分布が変わることを示している。

ここで、特性長さの定義より  $L_c/z \geq 1$  であるので、式(5-17)は

$$A/M \geq 1.5/(\rho \cdot L_c) \quad (5-18)$$

となる。

式(5-18)は、与えた密度および特性長さに対し、最小値が存在することを意味している。式(5-18)を用いて計算した結果を Fig.5.24～5.27 に示している。

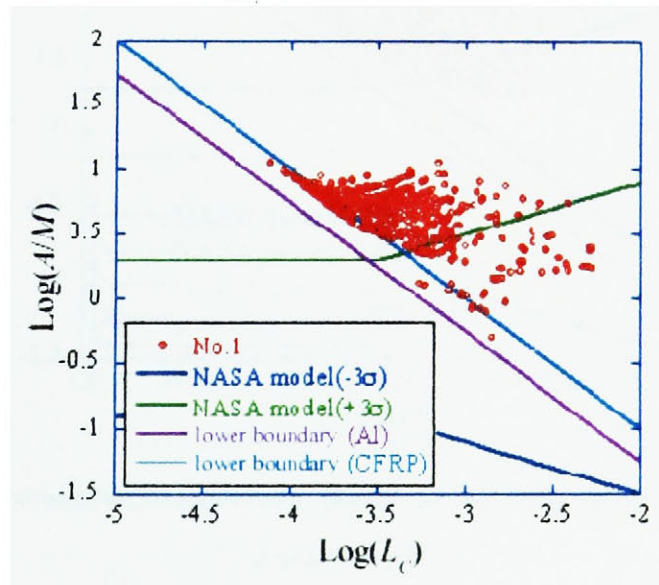


Fig.5.24 Comparison with NASA area-to-mass distribution and lower boundaries given by Eq.(5-18)

at experiment No.1

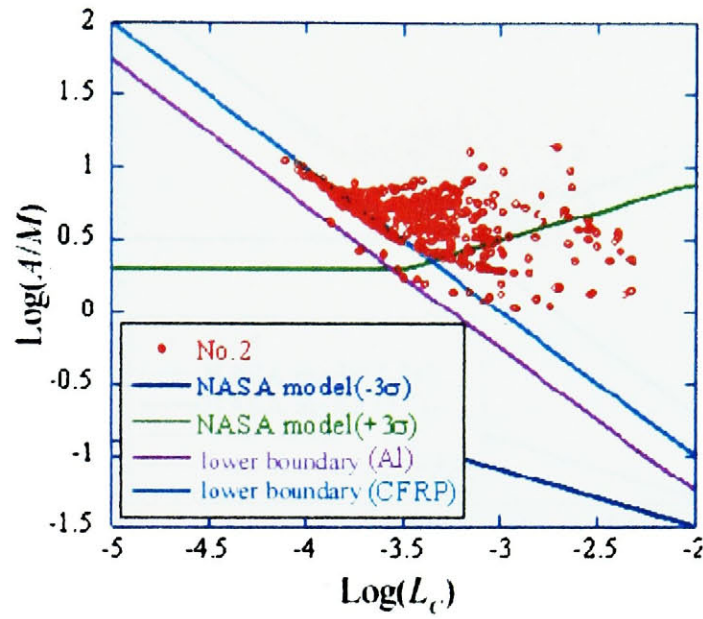


Fig.5.25 Comparison with NASA area-to-mass distribution and lower boundaries given by Eq.(5-18)  
at experiment No.2

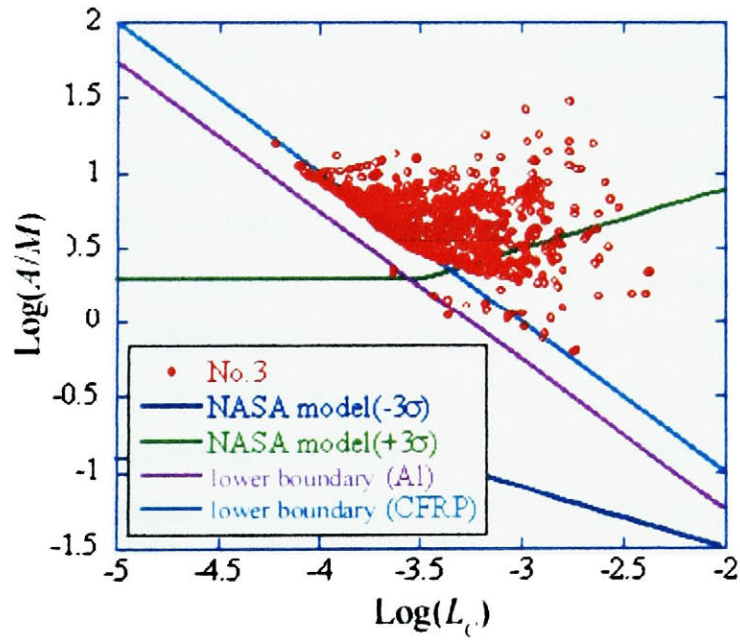


Fig.5.26 Comparison with NASA area-to-mass distribution and lower boundaries given by Eq.(5-18)  
at experiment No.3

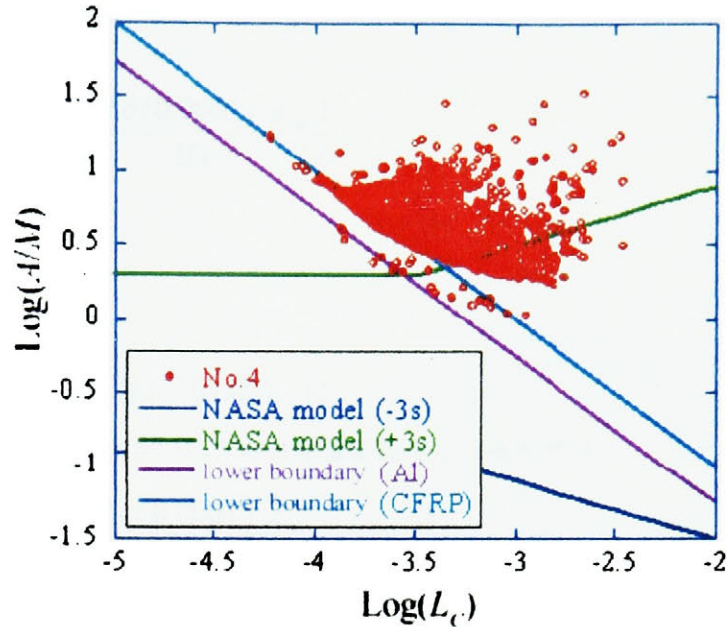


Fig.5.27 Comparison with NASA area-to-mass distribution and lower boundaries given by Eq.(5-18)  
at experiment No.4

Fig.5.24～5.27 中に用いている式(5-18)中の密度としては、CFRP、Al の 2 種類を用いている。また、ここで CFRP の密度としては CFRP プレート の密度では無く、CFRP 繊維としての密度を用いた。実際の CFRP プレートは複数の CFRP 繊維を織り、樹脂を含浸させて作られる。そのため CFRP プレートの密度は CFRP 繊維の密度よりも小さくなる。しかし、最小ラインを引くためには下方に評価する方が良いため、ここでは CFRP 繊維の密度を用いた。

Fig.5.24～5.27 より、実験値が集中している部分の傾きが式(5-18)の直線の傾きと同じで、さらに、この直線は最小ラインを良く表していることがわかる。Fig.5.24～5.27 において、特性長さが 0.000278 m 以下については、密度として Al を用いて評価した最低値と NASA 標準破砕モデルの上限が逆転している。この部分においては、NASA 標準破砕モデルは適用範囲外になると考えられる。また、破砕破片の材質として密度の大きい Fe としても面積質量比を低めに評価してしまう領域が存在するため、特性長さの小さい領域について NASA 標準破砕モデルの改良を行う余地があると考え、式(5-18)は有効である。さらに、この式(5-18)に破片形状の分布、かさ密度分布モデルを取り入れれば、上限を設定することができるという利便性もある。最大ラインを考えるので厚さ  $z$  は最小の値を使えば良い。密度が小さいほど最大ラインは上昇することを考慮して、以下に考えられるモデル例を示す。ここ

では、厚さの下限を 0.0001mm の場合を示している。

○ 例 1

$$\frac{A}{M} = \frac{Lc/0.0001+2}{2Lc} * \frac{1}{\rho} \quad (5-19)$$

○ 例 2

密度  $\rho$  を

$$\rho = \rho / (Lc - 0.0001 + 1) \quad (5-20)$$

つまり、 $Lc$  が大きいほどかさ密度が小さくなるモデル

$$\frac{A}{M} = \frac{Lc/0.0001+2}{2Lc} * \frac{1}{\rho / (Lc - 0.0001 + 1)} \quad (5-21)$$

○ 例 3

密度  $\rho$  を

$$\rho = \rho / (Lc / 0.0001) \quad (5-22)$$

つまり、 $Lc$  が大きいほどかさ密度が小さくなるモデル

$$\frac{A}{M} = \frac{Lc/0.0001+2}{2Lc} * \frac{1}{\rho / (Lc / 0.0001)} \quad (5-23)$$

○ 例 4

密度  $\rho$  を

$$\rho = \rho / 10 \quad (5-24)$$

つまり、かさ密度が材料密度の 0.1 倍までだと仮定したモデル

$$\frac{A}{M} = \frac{Lc/0.0001+2}{2Lc} * \frac{1}{\rho / 10} \quad (5-25)$$

#### 5.3.4 速度分布

1 個 1 個の破砕破片について、飛散速度を求めることは困難であり、第 2 章にて破砕破片の飛散速度がより 0.2 倍～1.3 倍とわかるが、それらの破片個々の大きさや質量などといった情報の対応は行えていない。しかし、Fig.5.18～5.21 より面積質量比分布が求まり、破砕破片の飛散速度範囲も求まっているため、これらの情報を用いることで、速度分布において実験結果が存在する領域を予測することはできる。Fig.5.28 に NASA 標準破砕モデルと共に実験結果が存在する可能性がある領域を示す。

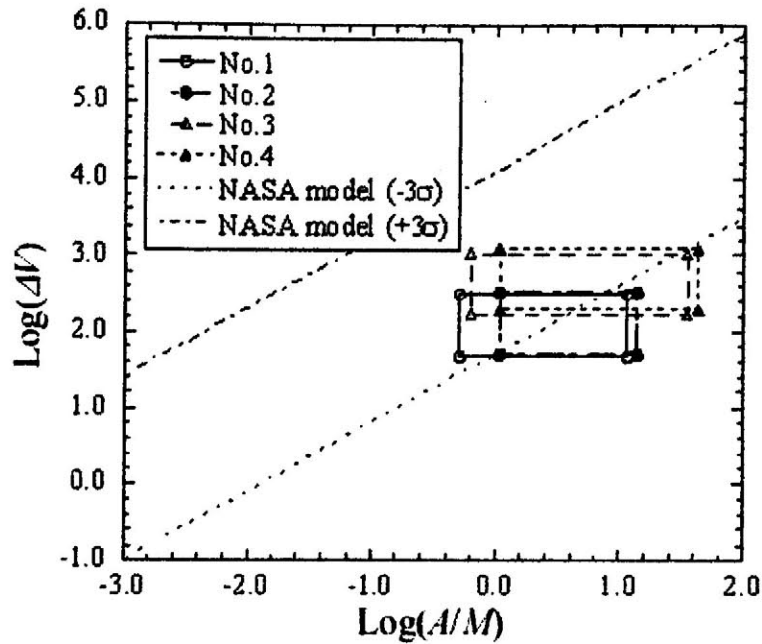


Fig.5.28 Comparison with Delta velocity distribution vs. area-to mass ratio

Fig.5.28 における長方形に囲まれた領域は実験結果が存在する可能性がある領域であり、破片の速度と面積質量比の最大、最小値より描かれている。Fig.5.28 より秒速 800m/s 近傍では一部分の破砕破片が NASA 標準破砕モデルと一致している。しかし、300m/s 近傍にては大部分の実験結果は NASA 標準破砕と一致していない。そのため、静止軌道における低速衝突時の放出速度分布を考慮する必要がある。

Fig.5.18-5.21 より、面積質量比について低速衝突では NASA 標準破砕モデルを過小に評価していることがわかる。もし、実験結果の面積質量比が NASA 標準破砕モデルと一致すると仮定したならば、Fig.5.28 においても実験結果と NASA 標準破砕モデルは一致する。そこで NASA 標準破砕モデルにおいて静止軌道におけるモデルについては面積質量比が高くなることを考慮し、Fig.5.28 より式(5-10)を

$$\begin{aligned}\mu &= 0.9\chi + 1.3 \\ \sigma &= 0.4\end{aligned}\tag{5-26}$$

と修正する。その結果を Fig.5.29 に示す。



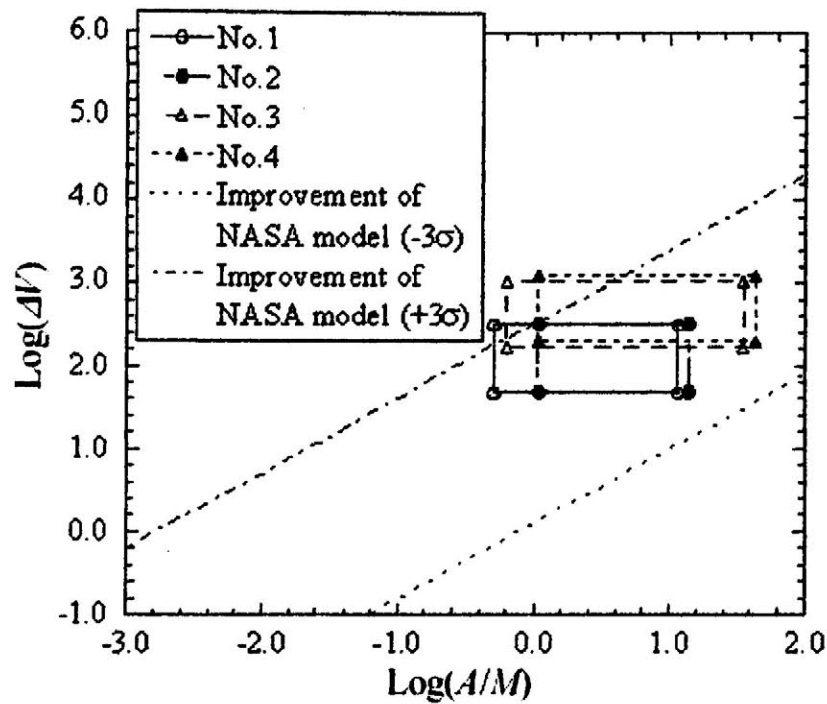


Fig.5.29 Comparison with Delta velocity distribution vs. area-to mass ratio at improvement of NASA model

ここで $\sigma$ についてであるが、破碎破片の速度が衝突速度の0.2倍～1.3倍とわかっているので以下の様に考えることができる。

$$\text{Log}(V \times 1.3) = \text{Log}(V) + \text{Log}(1.3) \quad (5-27)$$

$$\text{Log}(V \times 0.2) = \text{Log}(V) + \text{Log}(0.2) \quad (5-28)$$

式 5-27, 5-28 より破片速度の分布範囲を考えると

$$|\text{Log}(1.3)| + |\text{Log}(0.2)| = 0.81 \quad (5-29)$$

よって、 $\sigma$ は約0.4となるのである。

Fig.5.29 より、大部分の実験結果と良く一致していることがわかる。また、面積質量比が小さい部分においては破片数が少ないので、領域外に存在する破片数は少ないと考えられる。よって、この修正したモデルで速度分布を十分表せていると考えられる。

## 5.4 結論

本章では、第2章で行った CFRP アルミハニカムを用いた衝突で得られたデータを NASA 標準破砕モデルに用いられた手法によって解析し、NASA 標準破砕モデルとの比較検討を行った。以下に得られた知見を示す。

- (1) NASA 標準破砕モデルにおける式(5-2)を用いたサイズ分布は低速での衝突実験データと定性的には一致しているが、衝突速度 300m/s 近傍にては破片の総数を低く見積もる傾向にある。そのため、本論文において NASA 標準破砕モデルの修正を試みた。簡単な補正をした NASA 標準破砕モデル式(5-11)は低速衝突実験データとよく一致している。
- (2) NASA 標準破砕モデルのサイズ分布において、一致しない原因は損失質量が原因と考えられ、式(5-12)を提言した。式(5-12)を式(5-11)に代入することで求めたサイズ分布は実験結果と良く一致した。
- (3) NASA 標準破砕モデルのサイズ分布において、さらに良い一致を得るために実験結果と現象の意味を考え、式(5-14)を提案した。式(5-14)は実験結果と良い一致を得た。
- (4) 特性長さに対する平均断面積の関係においては、NASA 標準破砕モデルと低速衝突実験のデータはよく一致した。
- (5) NASA 標準破砕モデルの面積質量比分布は実験結果との一致は見られない。この相違は実験に使われたターゲットの一部に CFRP を用いていることによる影響が大きいと考えられる。
- (6) 面積質量比の頻度分布を求めた結果、ほぼ正規分布に近い形状を示していたことがわかった。ただし、特性長さ毎に考えた場合には正規分布にならない可能性があることが考えられる。
- (7) NASA 標準破砕モデルの面積質量比分布について、平均断面積と平均断面積と同様の手法により求まる質量を用い、面積質量比の下限の式である式(5-18)を求めることができる。式(5-18)は実験結果の下限および傾向を良く表している。また、破片の形状、かさ密度分布を考慮すれば、式(5-17)より上限を設定することも可能であり、参考例を示すことができた。
- (8) NASA 標準破砕モデルの速度分布は衝突実験結果との一致は見られない。そのため、低速衝突に対応するモデルを考える必要があり、面積質量比分布を考慮し、式(5-19)のように修正することで対応できることを示した。



本章で述べた NASA 標準破砕モデルの修正および改良と新規モデルを考慮することで、NASA 標準破砕モデルは静止軌道上でも使用できると考える。

## 第6章 本研究のまとめ

現在までの宇宙開発により多数のスペースデブリが発生し、デブリ環境は深刻な状態まで悪化している。しかし、国際宇宙ステーションや静止衛星など、宇宙開発は刻一刻と進んでおり、それと共にデブリは増加している。このままでは、人類による宇宙開発および宇宙利用に影響を及ぼすことは十分予測される。本研究では、モデリングおよび防御の立場から、スペースデブリ問題について研究を行った。

スペースデブリとの衝突現象は低軌道上と静止軌道上では異なるため、それぞれ個別に具体的な目的を設定して行った。

- ・低軌道上における破砕破片形状の解明と耐スペースデブリ防護構造開発試験への提言（第3章及び第4章）
- ・静止軌道上における衝突破砕モデルの検討および開発（第5章）

まず、スペースデブリとの衝突現象を再現するために、第2章にてエアガン、二段式軽ガス銃を用いた破砕実験を行った。以下に第2章において得られた知見を纏める。

- ・二段式軽ガス銃において、飛翔速度を減速するための新手法を提案した。
- ・エアガンと二段式軽ガス銃を用いた実験には差異は無いことを示した。
- ・低軌道および静止軌道上を想定し、ジュラルミンプレート、CFRP アルミハニカムを用いて破砕実験を行い、破砕破片寸法、飛散速度が得られた。
- ・ジュラルミンプレートをターゲットに用いた実験より、飛翔体材質が、損失質量に影響を与えていることを解明した。
- ・CFRP アルミハニカムをターゲットに用いた場合、衝突速度で無次元化された破砕破片の速度は、0.2～1.3の範囲に存在することを示した。

第3章では、衝突破砕によって発生するスペースデブリについて、寸法特性の検討を行った。破砕破片は飛翔体発生装置の性能を考慮し、回転楕円体に近似し、アスペクト比の検討を行うことで寸法特性を求めた。ジュラルミンプレートをを用いた衝突実験より得られた破砕破片寸法、質量を用いた。以下に第3章において得られた知見を纏める。

- ・円柱形状飛翔体を用いた場合にはアスペクト比分布に差異は無いが、球形状飛翔体を用いた場合には、衝突速度及び飛散角度毎には若干異なる分布が得られ、飛翔体材質及び形状による影響があることを示した。
- ・衝突破砕から発生する破片の70%以上は扁平な楕円体であることが判明し、また最も

頻度の高いアスペクト比は 0.33 であることを示した。ポリエチレン円柱および Al 球を用いた場合、若干異なるアスペクト比分布を示すが、頻度の高い部分は同じであるため、どのような物が衝突してもほぼ同じ寸法特性の破碎破片が発生すると考えられる。そのため、これらの破碎破片が二次デブリとして衝突すると考えられる。よって、今後行っていくスペースデブリとの衝突実験にはアスペクト比 0.33 の偏円な楕円体を使用することが妥当であると提言する。

第 3 章では、飛翔体発射装置の性能を考慮して回転楕円体に形状を近似し、寸法特性を求めた。第 4 章では、飛翔体発射装置の性能が将来向上することを考え、実際に衝突破碎によって発生すると考えられるスペースデブリの形状特性について検討を行った。以下に第 4 章において得られた知見を纏める。

- ・約 98%の破碎破片は六面体や八面体などの多面体形状であることが判明した。
- ・計測した質量と 3 辺と密度の積で計算した質量を比較することで、形状を表すことを考案し、その結果、円柱形状飛翔体を用いた場合は、中央値は 2.98 であり、球形状飛翔体を用いた場合は、中央値は 3.35 であることが分かった。この数値は、デブリ形状としては、四角錐を 2 つ重ねた八面体構造が最も頻度が高くなることを示しており、四角錐を 2 つ重ねた八面体構造を飛翔体として用いる必要があることを提言する。
- ・今回求めた計測した質量と 3 辺と密度の積で計算した質量の分布図は、破片形状から質量を予測することに利用することもできる。

第 5 章では、第 2 章で行った CFRP アルミハニカムを用いた衝突で得られたデータを NASA 標準破碎モデルに用いられた手法によって解析し、NASA 標準破碎モデルとの比較検討を行った。以下に第 5 章において得られた知見を纏める。

- ・NASA 標準破碎モデルのサイズ分布は、低速衝突実験結果と定性的には合っているが、衝突速度 300m/s 近傍では破片の総数を低く見積もる傾向にあることが分かった。
- ・NASA 標準破碎モデルのサイズ分布の修正を試み、式(5-9)のように NASA 標準破碎モデルを簡単な補正することで衝突速度 300m/s 近傍では良く合うことを示した。ただし、式(5-9)の修正を行った場合、衝突速度 800m/s 近傍では実験結果と合わなくなる。そこで、実験結果と NASA 標準破碎モデルが異なる原因は損失質量と考え、検討を行った結果、式(5-10)を提言した。この式(5-10)を用いて求めた式(5-11)は実験結果と良く合っている。さらに実験結果と現象の意味を考え、式(5-12)を提案した。式(5-12)は実験結果と良く合っている。

- ・特性長さと平均断面積の関係について検討を行い、NASA 標準破砕モデルと低速衝突実験のデータはよく合っていることが分かった。
- ・面積質量比は全体的に見ると正規分布で存在するが分かった。
- ・NASA 標準破砕モデルの面積質量比分布について検討を行い、実験結果と異なることが得られた。この相違は実験に使われたターゲットの一部に CFRP を用いていることによる影響が大きいと考えられる。そこで、平均断面積と平均断面積と同様の手法により求める質量を用い、面積質量比の下限の式である式(5-16)を求めた。式(5-16)は実験結果の下限及び傾向を良く表している。さらに、破片の形状、かさ密度分布を考慮すれば、式(5-15)より上限を設定することも可能であることを提言し、幾つかのモデル例を示した。
- ・NASA 標準破砕モデルの速度分布について検討を行い、衝突実験結果とは実験結果と異なることが得られた。そのため、低速衝突に対応する速度分布モデルを考える必要があり、面積質量比分布を考慮し、式(5-17)のように修正することで対応できることを示した。

これらの結果より、NASA 標準破砕モデルの修正及び改良・新規モデルによって、静止軌道上の低速衝突に対応できると考える。

本研究により、スペースデブリとの衝突により発生する破片特性について多くの基礎的実験データと知見を得ることができた。さらに、スペースデブリ衝突試験に用いる飛翔体について、衝突破砕により発生するスペースデブリ寸法・形状について解明を行い、最もスペースデブリとして存在する確率が最も高い飛翔体について提言を行うことができた。さらに、現在、最も使用されている NASA 標準破砕モデルについて、問題点を指摘し、修正およびさらなるモデルを提言することが行えた。

本研究成果は、今後の防御構造の開発及びデブリ環境モデルに利用され、スペースデブリ問題解決に寄与することが期待され则认为る。

参考文献：

- 1) 高橋文雄ら,「宇宙技術入門」, オーム社, 1994
- 2) 八坂哲雄,「宇宙のゴミ問題」, 裳華房, 1997
- 3) 狼嘉彰ら,「宇宙ステーション入門」, 東京大学出版会, 2002
- 4) National Research Council, "Orbital Debris: A Technical Assessment", National Academy Press, 1995
- 5) Satellite Situation Report, 2004
- 6) 環境観測技術衛星(ADEOS-II)「みどり II」運用異常に係る原因究明に関するこれまでの検討状況について－異常発生メカニズムの推定と検証計画－, 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構, 2004
- 7) R. Godwin, "Columbia Accident Investigation Board", Apogee books', 2003
- 8) P. E. Glaser, "Power from the Sun: its Future", Science, Vol.162, pp.857-861, 1968
- 9) 歌島昌由,「ミッション軌道 設計解析の研究」, 平成 14 年度宇宙開発事業団技術研究本部研究成果報告書, pp.195-200, 2003
- 10) J. Bendisch et al., "Master 2001 Software User Manual", 2002
- 11) "Esa Space Debris Mitigation Handbook", European Space Agency, 2003
- 12) National Research Council, "Protecting the Space Station from Meteoroids and Orbital Debris", National Academy Press, 1999
- 13) L. J. Friesen, D. J. Kessler and H. A. Zook, "Reduced Debris Hazard Resulting from Stable Inclined Geosynchronous Orbit", Advances in Space Research, Vol.13, No.8, pp.231-241, 1993.
- 14) Report of the Committee on the Peaceful Uses of Outer Space, General Assembly Official Records Fifty-eighth Session Supplement, No. 20, A/58/20, 2003
- 15) Inter-Agency Space Debris Coordination Committee Home Page, <http://www.iadc-online.org/>
- 16) R. P. Bernhard et al., "Space Shuttle Meteoroid and Orbital Debris Impact Damage", International Journal of Impact Engineering, Vol.26, pp.33-38, 2001
- 17) J. L. Hyde et al., "Hypervelocity Impact Survey of the Multi-Purpose Logistics Module", Hypervelocity Impact Symposium, 2003
- 18) オンライン・スペースノート, 宇宙航空研究開発機構, 2003
- 19) "Technical Report on Space Debris", United Nations, 1999

- 20) D. Kessler et al., "Orbital Debris Environment for Spacecraft Designed to Operate in Low Earth Orbit", NASA TM 100471, 1989
- 21) T. Hanada and T. Yasaka, "GEODEEM 3.0: Updated Kyushu University GEO Model," Proceedings of the 24th International Symposium on Space Technology and Science, Miyazaki, Japan, May 30-June 6, pp.946-951, 2004
- 22) Whipple, E. L., "Meteorites and Space Travel", Astronomical J., Vol.52, pp.137, 1947
- 23) 白木邦明, 「宇宙ステーション JEM のデブリ防護の研究」, 九州大学博士論文, 2000
- 24) Hyper Velocity Impact Test of Kibo's Debris Shield, JAXA Homepage ([http://iss.sfo.jaxa.jp/iss/kibo/develop\\_status\\_09\\_e.html](http://iss.sfo.jaxa.jp/iss/kibo/develop_status_09_e.html)), 2003
- 25) E. L. Christiansen, "Design and performance equations for advanced meteoroid and debris shields", Int. J. Impact Eng., Vol.14, pp.145-156, 1993
- 26) E. L. Christiansen et al., "Mesh Double Bumper Shield: A low-weight Alternative for Spacecraft Meteoroid and Orbital Debris Protection", Int. J. Impact Eng., Vol.14, pp.169-180, 1993
- 27) R. J. Turner et al., "Cost-effective debris shields for unmanned spacecraft", Int. J. Impact Eng., Vol.26, pp.785-796, 2002
- 28) A.C. Charters et al., "Development of the Piston-Compressor Type Light-Gas Gun for the Launching of Free-Flight Models at High-Velocity", NASA Technical Note, No.4143, 1957
- 29) H. Fair, "Hypervelocity Then and Now", Int. J. Impact Eng., Vol.5, pp.1-11, 1987
- 30) 上田和永, 「衝撃現象の精密計測技術に関する調査研究」, 計量研究所報告, Vol.38, No.2, 1989
- 31) 松村知治, 「高速飛翔体発射装置の特性に関する理論ならびに実験的研究」, 東北大学博士論文, 1993
- 32) T. Moritoh, et al., "Hypervelocity Impact Experiments up to 9 km/s by a Compact Multi-Stage Light-Gas Gun", Int. J. Impact Eng., Vol.29, 459, 2003
- 33) 毛利信男ら, 「実験環境技術」, 丸善実験物理学講座 12, 丸善, 2000
- 34) 秋本俊一ら, 岩波講座「地球科学」2, 岩波書店, 1982
- 35) 八木健彦, 超高压の世界, 岩波書店, 2002
- 36) B. J. Kolm, "Compilation of Hugoniot Equation of State", AFWL-TR-69-38, 1969
- 37) 正村修身, 装甲技術 (対運動エネルギー弾技術), 防衛技術ジャーナル, pp.29, 1998
- 38) T. W. Bjerke et al., "Yawed Long Rod Armor Penetration", Int. J. Impact Eng., Vol.12, No.2,

pp.281-292, 1992

39) 弾道学研究会編, 火器弾薬技術ハンドブック (改訂版), 2003

40) A. Gailly et al., "Modeling of Failure Model Transition in Ballistic Penetration with a Continuum Model Describing Microcracking and Flow of Pulverized Media", *Int. J. Numer. Meth. Eng.*, Vol. 54, pp.365-398, 2002

41) 山田ら, 「高速弾丸の水中への突入により発生する衝撃液圧を用いた高速塑性加工」, 塑性と加工, Vol. 40, pp.18-192, 1977

42) A. M. Worthington et al., "Impact with a Liquid Study by the Aid of Instantaneous Photography", *Philosophical Trans. Roy. Soc. (London)*, 194A, 175, 1900

43) M. Lee, "Cavity Dynamics in High-speed Water Entry", *Phys. Fluids.*, 9-3, 40, 1997

44) S. Kulkarni et al., "Studies on the Dynamics of a Supercavitating Projectile", *J. Appl. Math. Modeling*, Vol.24, pp.113-129, 2000.

45) 佐伯俊郎ら, 「二段式軽ガス銃を用いた水中高速飛行体周り流れに関する実験的研究」, 平成 14 年度衝撃波シンポジウム講演論文集, pp.149-152, 2003

46) 黒岩恵美子ら, 「LSC ジェットの侵徹特性」, 火薬学会春季研究発表会, 2004

47) 大西隆史など, 「電気推進運用中の「はやぶさ」軌道決定」, 平成 15 年度航空宇宙学会講演集, pp.594-597, 2003

48) 北澤幸人ら, 「微小デブリの衝突試験技術と計測技術」, 石川島播磨技報, 第 35 巻, 第 2 号, 1995

49) 今川 吉郎, 「国際宇宙ステーション利用材料曝露実験概要」, 平成 14 年度宇宙開発事業団技術研究本部研究成果報告会, 2003

50) A. J. Piekutowski, "Debris Clouds Produced by the Hypervelocity Impact of Nonspherical Projectiles", *Int. J. Impact Eng.*, Vol.26, pp.613-624, 2001

51) S. J. Hiermaier and F. K. Schäfer, "Simulation of Ellipsoidal Projectile Impact on Whipple Shields", *Int. J. Impact Eng.*, Vol.29, pp.333-343, 2003.

52) 加藤明, 「世界共通スペースデブリ低減ガイドラインに関する技術評価の研究」, 九州大学博士論文, 2003

53) 古川浩司, 「二段式軽ガス銃における飛翔体発射速度の高速化及び作動時間履歴の測定」, 九州工業大学修士論文, 2004

54) 古野健一, 「宇宙デブリの低速衝突による破片生成モデルの開発」, 九州大学修士論文,



2002

- 55) 迎田健一, 「超高速衝突下におけるデブリ雲の計測に関する研究」, 九州工業大学修士論文, 2003
- 56) 加治基貴, 「球および回転楕円飛翔体により発生するデブリ雲の評価」, 九州工業大学修士論文, 2004
- 57) F. K. Schäfer, M. Herrwerth, S. J. Hiermaier and E. E. Schneider, "Shape Effects in Hypervelocity Impact on Semi-infinite Metallic Targets", *Int. J. Impact Eng.*, Vol.26, pp. 699-711, 2001.
- 58) A. J. Piekutowski, "Debris Clouds Produced by the Hypervelocity Impact of Nonspherical Projectiles", *Int. J. Impact Eng.*, Vol.26, pp.613-624, 2001
- 59) S. J. Hiermaier and F. K. Schäfer, "Simulation of Ellipsoidal Projectile Impact on Whipple Shields", *Int. J. Impact Eng.*, Vol.29, pp. 333-343, 2003
- 60) T. D. Bess, "Mass Distribution of Orbiting Man-Made Space Debris", NASA TN D-8108, 1975
- 61) D. S. McKnight et al., "Debris Creation Via Hypervelocity Impact", AIAA paper 90-0084, 1990
- 62) P. Dao et al., "Space Debris Measurement and Modeling", AAS paper 91-371, 1991
- 63) D. E. Grady et al., "A Statistics and Energy Based Theory of Dynamic Fragmentation", *Int. J. Impact Eng.*, Vol.29, pp.293-306, 2003
- 64) 白木邦明ら, 「宇宙デブリ防護バンパーの計算機シミュレーションによる性能評価」, 日本機械学会論文集 A 編, pp. 633, 1995
- 65) J. Bendisch, K. D. Bunte, H. Klingrad, H. Krag, C. Martin, H. Sdunnus, R. Walker, P. Wegener, and C. Wiedemann, "The MASTER - 2001", *Advances in Space Research*, Vol.34, No.5, 2004
- 66) N. L. Johnson, P. H. Krisko, J.-C. Liou, and P. D. Anz-Meador, "NASA's New Breakup Model of EVOLVE 4.0", *Advances in Space Research*, Vol.28, No.9, pp.1377-1384, 2001

## 付録 記号の説明

$A$	: 平均断面積	$\text{m}^2$
$A/M$	: 面積質量比	$\text{m}^2/\text{kg}$
$c/a$	: アスペクト比	
$D_{AM}(\lambda_C, \chi)$	: 面積質量比分布	
$D_{\Delta V}(\chi, \nu)$	: 放出速度分布	
$L_C$	: 特性長さ	$\text{m}$
$M, m$	: 質量	$\text{kg}$
$MLC$	: 累積個数分布	
$N_G(\chi, \mu, \sigma)$	: ガウス (正規) 分布	
$x, y, z$	: 破片サイズ ( $z$ : 破片厚さ)	$\text{m}$
$\chi = \text{Log}(A/M)$		
$V$	: 速度	$\text{km/s}$
$V_0$	: 衝突速度	$\text{km/s}$
$V_x, V_y, V_z$	: ( $x, y, z$ )速度成分	$\text{km/s}$
$\Delta V$	: 放出速度	$\text{m/s}$
$\lambda_C = \text{Log}(L_C)$		
$\mu$	: 平均	
$\nu = \text{Log}(\Delta V)$		
$\rho$	: 密度	$\text{kg/m}^3$
$\sigma$	: 標準偏差	
$\theta$	: 衝突角度	$^\circ$
soc :		
Satellite Orbital debris Characterization Impact Test		
COLL :	: collision test	

## 謝辞

本論文は、九州工業大学工学部原田昭治教授の多大なる御指導，御鞭撻を賜って研究成果をまとめたものであります。ここに謹んで感謝の意を表します。また，本論文を作成するにあたり，ご多忙の中，御校閲と有益なる御指導，御示唆を頂きました九州工業大学工学部野田尚昭教授，趙孟佑教授に厚く御礼申し上げます。

本論文は，九州工業大学大学院博士後期課程在籍中における研究が中心となっており，研究計画および問題点の解決まで一貫した御指導を頂きました九州工業大学赤星保浩助教授に深く感謝致します。また，九州大学大学院工学研究院花田俊也助教授より第 5 章の御指導及び本研究の基礎理論及び指針についての御教示を賜りました。深く感謝致します。高藤和樹講師，矢上了一技官をはじめとする九州工業大学機械実習工場の方々には実験装置の設計・製作・運用に関し，幾度となく適切な御助言，御指導を頂きましたことを深く感謝する次第であります。

また，本論文を執筆するのに当たり，熊本大学工学部廣江哲幸教授，藤原和人助教授の御理解と御支援を戴きました。深く感謝致します。

本研究を進めるにあたり，御尽力を戴き，御世話になりました九州工業大学工学部計算力学研究室の諸氏，九州工業大学大学院博士課程在籍中に御世話になりました諸先輩方に心から御礼申し上げます。

本論文では，これら多くの方々の御協力を得て遂行することができたのであります。心からの謝意を表します。

2005 年 9 月