

CFRPおよび高分子材料を用いたシールドのスペースデブリ防御性能

小山, 修人 / KOYAMA, Shuto

(発行年 / Year)

2008-03-24

(学位授与年月日 / Date of Granted)

2008-03-24

(学位名 / Degree Name)

修士(工学)

(学位授与機関 / Degree Grantor)

法政大学 (Hosei University)

2007 年度 修士論文

CFRP および高分子材料を用いたシールドの
スペースデブリ防御性能

指導教官 新井 和吉 教授

法政大学大学院

工学研究科機械工学専攻修士課程

06R1111 小山 修人

*Defense performance of space debris shield
used CFRP and polymer materials*

Shuto KOYAMA

Abstract

Since the human flew away in space, the development of space is performed lively, and the development will become active more and more in future. The one which a problem when we push forward space development is space debris. Space debris goes around at hypervelocity over earth orbit, and there are dangers of collision to spacecraft. Therefore protection measures to debris collision are important problems, and development of the protection shield for a collision is performed.

In this paper, to develop a lightweight and small debris shield, a new debris shield used carbon fiber reinforced plastics (CFRP) and polymer materials was made for trial. The defense performance against space debris impact of the shield was evaluated. Impact characteristics (ballistic limit velocity, shock wave velocity and impact pressure) of the CFRP's produced by two kinds of laminating constitution were evaluated. And the shield layered the CFRP and polymer materials was evaluated by hypervelocity impact test of two stage light gas gun. As the results, the shield was lightweight and was able to defend the projectile of 4.0km/s or more.

目次

第1章 緒論	5
1.1 緒言	5
1.2 研究背景	6
1.2.1 スペースデブリ概要とその衝突問題	6
1.2.2 スペースデブリ増加の原因	7
1.2.3 スペースデブリからの防御対策	8
1.2.4 既存の衝突防御構造	9
1.2.5 衝突防御シールドの破壊原因	11
1.2.6 現在の防御対策における問題点	11
1.3 研究目的	12
1.4 今年度の取り組み	14
1.5 炭素繊維強化プラスチック(CFRP) 概要	15
第2章 衝突実験概要 ~ 衝突実験装置および実験条件 ~	16
2.1 緒言	16
2.2 衝突実験内容	17
2.3 衝突実験装置	17
2.3.1 超臨界流体ガン	18
2.3.2 二段式軽ガスガン	20
2.4 ターゲット材料	22
2.5 飛翔体	24
2.6 速度測定方法	25
第3章 パンパ材料単一時の衝突特性	27
3.1 緒言	27
3.2 貫通限界速度および曲げ弾性率	28
3.3 破壊形態	32
3.4 後方へ及ぼす損傷量の比較	34
3.5 衝撃減衰性能	43
3.5.1 衝撃波速度の測定	43
3.5.2 衝撃特性曲線	48
3.6 試作デブリシールドへの適用	51

第4章 試作デブリシールドの防御性能	
~ CFRP を用いた場合の防御性能 ~	52
4.1 緒言	52
4.2 これまでの試作デブリシールドの構成	55
4.3 CFRP を用いた試作デブリシールド	58
4.4 二段式軽ガスガンによる高速衝突実験	61
4.5 試作デブリシールドの宇宙環境適応性の検討	67
第5章 断熱材の使用および斜め衝突実験	68
5.1 緒言	68
5.2 断熱材	69
5.3 断熱材を用いた試作デブリシールド	70
5.4 二段式軽ガスガンによる高速衝突実験	72
5.5 斜め衝突実験	77
第6章 結論	83
6.1 緒言	83
6.2 結論	83
参考文献	84
謝辞	85

第1章 緒論

1.1 緒言

宇宙開発や国際宇宙ステーション(ISS)の建設が進展するに伴い、人工衛星やロケットなどの打ち上げが幾度にも渡って行われてきた。1957年10月に、ソ連が初の人工衛星スプートニクを打ち上げて以来、人工衛星の打ち上げは計4000回を超えている¹⁾。これらの人工物体が遂行任務を終了し、寿命を迎えると、不要な残骸となる。また、宇宙飛行士が軌道上で作業しているときに落とした工具や、宇宙機から欠落した部品なども同様に残骸となる。このような不要となった人工物体は「スペースデブリ」(通称デブリ)と呼ばれている。いわば、宇宙ゴミである。

これらは残骸となった後も、地球軌道上を周回飛行しながら宇宙空間を漂うこととなる。また、自然浄化作用も働かないため、軌道上に蓄積されていくことになり、その数は年々増加していきっている。地球周回軌道上にある人工物体の総重量は2000トン以上で、この内、現役で稼働中の人工衛星は約5%であり、残り95%はスペースデブリとなっている²⁾。

また、スペースデブリは数が多いばかりでなく、非常に速い速度で飛行している。その飛行速度は約7～8 km/s(時速に換算すると、約25,000～28,000 km/h)と非常に速く、超高速と呼ばれる領域に達しているのである。なぜこの速度で飛行しているかという点、宇宙構造物が地球上に落下することなく、軌道上を周回し続けるのに要する速度がこの程度であり、そこから欠落した部品などもそのままの速度で飛行するためである。これほどの速度で飛行した場合、小さなスペースデブリであっても、その衝撃は非常に大きいものとなる。

すなわち、多数のスペースデブリがこのような超高速で軌道上を周回飛行していると、現在運用中の宇宙構造物に衝突し、破壊させてしまう恐れがある。よって、今後の宇宙開発を進める上で重大な支障をきたす恐れがあるため、スペースデブリからの防御対策に関する研究が急務となる。

1.2 研究背景

1.2.1 スペースデブリ概要とその衝突問題

スペースデブリとは、前項に示したように不要となった人工的残骸(宇宙ゴミ)の総称であるが、その具体例を挙げると、人工衛星やロケットの運用時の廃棄物、ミッションを終了した宇宙機、およびそれらの破片や塗料片、固体ロケットの燃焼によって発生する酸化アルミナ塵などである。スペースデブリの平均的な特性としては、密度 2.7g/cm^3 で、飛行速度は約 $7 \sim 8 \text{ km/s}$ である³⁾。

これに加えてさらに詳細を述べると、スペースデブリ自体の飛行速度は前述したように約 $7 \sim 8 \text{ km/s}$ であるが、これが宇宙機と衝突した場合には、相対的な速度となり、平均で約 10 km/s 、最大で約 15 km/s になると言われている。すなわち、宇宙構造物側からみれば、スペースデブリは約 10km/s の速度で衝突してくることと同等である。また、スペースデブリ衝突時の破壊力について述べる。質量 1g 、直径 1mm (1円玉程度の大きさ) が約 10 km/s で衝突してきた場合の破壊力は、自動車が時速 60km で衝突した場合の破壊力に等しいといわれている。すなわち、衝突する物体が小さくても、衝突速度が非常に速いと、多大な破壊力を有することになる。

宇宙構造物が主に運用しているのは、低軌道と呼ばれる地上高度約 1000km 以下の領域であるが、ほとんどのスペースデブリがここに集中しているため、衝突してしまう可能性が高く、早急な対策が求められる。スペースデブリ衝突の一例として、1996年にフランスの小型衛星セリースがデブリと衝突し、姿勢安定用ブームがもぎ取られてしまう事故が確認された。衝突したのは、ヨーロッパのアリアン・ロケットが1986年に大爆発を起こしたことにより生じたデブリのうちの一つと判明した。幸いにも、セリース本体は無事であったが、デブリ衝突の危険性を考えさせられる事故であったといえる。

1.2.2 スペースデブリ増加の原因

スペースデブリの生成は、遂行任務を終えた人工物体が蓄積されることや、人工衛星、ロケットの運用時に欠落したことで生じた残骸によって増加する以外にもいくつか挙げられる。

その主な生成要因として、まずは「ブレイクアップ」が挙げられる。これは、宇宙構造物もしくはその内部装置などが何らかの原因により、突如として爆発・破砕を起こし、数十～数百個の破片に分裂してしまう現象である。このブレイクアップによってスペースデブリは増加してしまう。

さらに別の現象としては、宇宙空間を飛行していたスペースデブリやブレイクアップなどによって生じた破片等が、他の物体に衝突して再び破砕し、新たな破片を数多く生成していくものがある。すなわち、衝突連鎖反応を起こしながら、スペースデブリの自己増殖が引き起こされてしまうのである。スペースデブリによってスペースデブリが生み出されていくという現象といえる。これは、最初の発見者であるドン・ケスラーの名を取って、「ケスラー・シンドローム」と呼ばれている。フランスの小型衛星セリースの姿勢安定用boomがもぎ取られた事故もケスラー・シンドロームといえる。これらが原因となって、スペースデブリが数多く生成されてしまうのである。

1.2.3 スペースデブリからの防御対策

スペースデブリから宇宙構造物を保護するために施されている対策について述べる。現時点においては、スペースデブリの大きさごとによって、その防御対策が分けられており、ここでは主に2通り述べる。

まず一つ目は宇宙構造物自体の軌道を制御して未然に衝突を防ぐことである。これは、直径10cm以上のスペースデブリに関しては、地上からの観測が可能であるため、カタログ化されている。よって、宇宙構造物の飛行している軌道を事前に修正することで、衝突を回避することができる。

二つ目は宇宙構造物に盾（シールド）を取り付けて、万が一スペースデブリが衝突してしまった場合でも損害を与えないようにするものである。こちらは、直径10cmよりも小さいスペースデブリに関する防御対策であり、このサイズでは地上からの観測が難しく、事前回避ができないに等しい。よって、シールドによって防御しなければならないのである。この中で、直径1cm未満のものは地上観測が不可能であるが、現在用いられているシールドによって防御することができている。しかし、直径1～10cmのスペースデブリは地上からの観測が困難であるため、軌道修正による衝突回避ができず、加えて、シールドでも防御しきれないのが現状である。これらをまとめたものを以下に示す⁴⁾。今後早急に対策を取らなければならないのは、この直径1～10cmのスペースデブリからの防御対策の改善である。

直径10cm以上：

約9600個、地上観測可、宇宙構造物の軌道修正や制御により回避

直径1～10cm：

10万個以上、地上観測困難、宇宙構造物のシールドによる防御が必要

直径1cm未満：

4000万個以上、地上観測不可、宇宙構造物のシールドで防御可能

1.2.4 既存の衝突防御構造

現在、地上観測が不可能または困難なサイズのスペースデブリ衝突から宇宙構造物を保護するために、シールドを設置している。ここでは、このシールドの構造について述べる。基本的な構造は、宇宙構造物の外壁（与圧壁と呼ぶ）の外側に、バンパと呼ばれる薄い金属板を取り付けたものである。また、この与圧壁とバンパは、110mm 前後の間隔を空けてある。すなわち、宇宙構造物の壁が二重壁構造になっている。

スペースデブリはまず、この薄い金属板に衝突する。非常に速い速度で衝突するため、デブリは瞬時に数 mm も進行することなく、運動エネルギーの一部が熱エネルギーになる。また、衝突時間も非常に短いため、そこで発生したエネルギーは接触面以外に伝達する間もないので、狭い領域に極めて高いエネルギーが蓄積される。そのため、超高温・超高压状態となり、デブリおよびバンパは液体とも気体とも判別のつかない細かな破片となる。これを「デブリクラウド」と呼ぶ。

前述のように、与圧壁とバンパの間に 110mm 前後の間隔を空けて設置したのは、このデブリクラウドをより散逸させて、与圧壁へ与えるダメージを低減させるためである。加えて、高速衝突により発生した衝撃が与圧壁に直接伝播してしまうことを防げるのである。このように、与圧壁の外側に間隔を空けてバンパを設置することによって、バンパは貫通してしまうが、デブリを破砕して熱に変換すると共に、残留したエネルギーを拡散させて、与圧壁へのダメージを軽減するのである。

この考え方は、1940 年代に天文学者フレッド・ホイップルによって提案されたものであり、ホイップルバンパ(Whipple bumper)またはホイップルシールド(Whipple shield)と呼ばれている。これを Fig.1-1 に示す。与圧壁の外側に設置する金属板は、主にアルミニウム合金を用いている。国際宇宙ステーション(ISS)の日本実験モジュール(JEM)の一部にもホイップルシールドが装備されている。

また、この他にも、ホイップルシールドの中間部にスタッフィング(Stuffing)と呼ばれる多層強化材を組み込ませたスタッフィングホイップルシールド(Stuffing whipple shield)も用いられている。スタッフィングはアルミメッシュや、防弾チョッキに利用されているアラミド繊維、セラミックス繊維などから構成されおり、ホイップルシールドよりもさらに防御性能を向上させている。また断熱材も含まれているため、宇宙空間の激しい温度変化による材料の劣化などを防ぐ役割も果たしている。これを Fig.1-2 に示す。

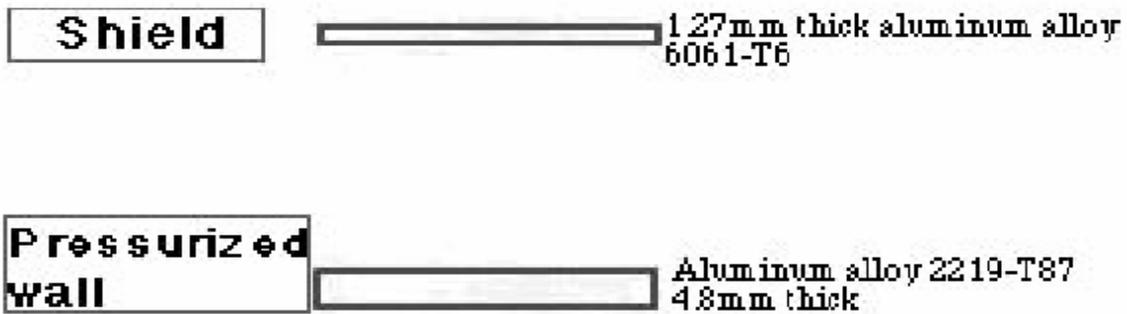


Fig.1-1 Whipple shield.

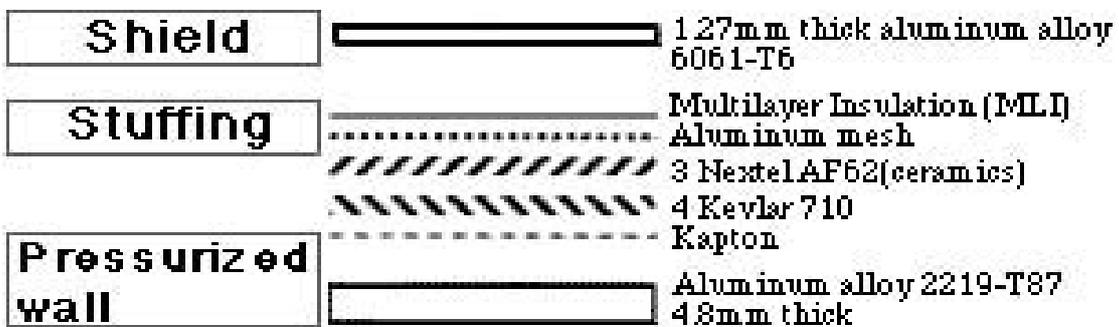
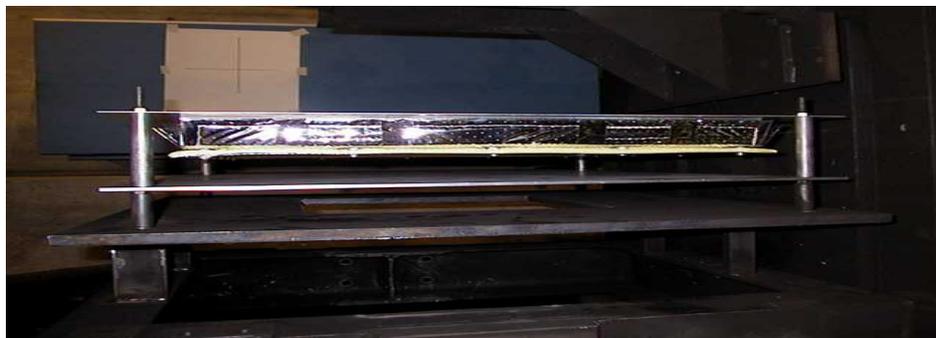


Fig.1-2 Stuffing whipple shield.

1.2.5 スペースデブリシールドの破壊原因

スペースデブリの衝突によりシールドが破壊してしまう主な原因は、衝突時に発生した衝撃波などの影響から、シールド構成材料の内部に生じる衝撃圧ではないかと考えられる。他にもシールド前面に設置されているバンパによって粉砕され、細かな破片となったデブリクラウドも後方材料へ損傷を与えるのだが、衝撃圧による損傷と比較するとそれほど大きな被害は及ぼさない。

すなわち、材料内部に生じた衝撃圧を緩和させ、かつ後方材料への伝播を和らげることが求められる。

1.2.6 現在の防御対策における問題点

既存のスペースデブリシールドは、バンパを設置することでデブリを粉砕し、その細くなった破片を、バンパ後方に空けた間隔によって拡散、さらに直接的な衝撃の伝播を阻止することを図っている。しかし、与圧壁とバンパに間隔を空けることで、シールドのサイズが大型化し、宇宙構造物の運用面などで問題となることが考えられる。

宇宙構造物へ及ぼす損傷を軽減させるために、まずは衝突してきたスペースデブリを細かく粉砕することが必要となる。そのためにも、やはり金属板のバンパは設置しなければならない。そこで、改良が考えられるとすれば、このバンパ後方に空けた間隔である。与圧壁およびバンパ間の間隔を無くすことで小型化し、同様あるいはそれ以上の防御性能を持つような、新たなシールドの開発が必要である。加えて、今後の宇宙開発を効率よく進展していくには、ペイロードの軽減が求められるため、軽量でなければならない。よって、シールド自体の軽量化を図ることも重要視される。

1.3 研究目的

更なる宇宙開発を進めるために、すでに運用中の人工衛星などはより一層の遂行任務が課せられ、また、今後も多くの人工物体を打ち上げることが考えられる。しかし、スペースデブリが数多く存在するため、衝突してしまう可能性が非常に高い。よって、これら宇宙構造物をスペースデブリ衝突から守るために、より防御性能に優れたシールドの開発が求められる。

そこで本研究では、現在用いられているシールド(特にスタッフィングホイップルシールド)よりも高い防御性能を持ち、かつ軽量化・小型化されたシールドの開発を目的として研究を行った。これまでの研究では、シールド構成材料を間隔を空けずに設置した積層型にすることで小型化を図り、軽量化のために高分子材料の適用を考えて、新たなシールドを開発してきた⁵⁾。この概略図をFig.1-1に示す。各材料に間隔が空いているが、実際には密着した積層型となっている。

その際に選定した高分子材料は、汎用エンジニアリングプラスチックのポリカーボネート(PC)およびシリコーンゲルである。前者はエンジニアリングプラスチックの中でも極めて高い耐衝撃性を持ち、耐候性にも優れている。後者は粘弾性に富み、衝撃エネルギーを吸収するという性質を持っている。そこで、軽量化を図る以外にも、衝撃圧の緩和材料として有効ではないかと考えて選んだ。この他に、既存のシールドにも用いられているアルミニウム合金(A6061-T6)とアラミド繊維を用いてシールドを試作し、スペースデブリ衝突を模擬した高速衝突実験を行うことで、その防御性能の評価および検討を行った。その結果、試作デブリシールド自体で衝突速度4.0km/s以上を防御することができ、かつ既存シールドに比べて厚さが約1/2と大幅な小型化が図れた。また、シールドの質量に関しては、スタッフィングホイップルシールドは単位面積(m²)あたりの質量が17.68kgであるのに対して、試作デブリシールドは20.25kgと約15%重かった。

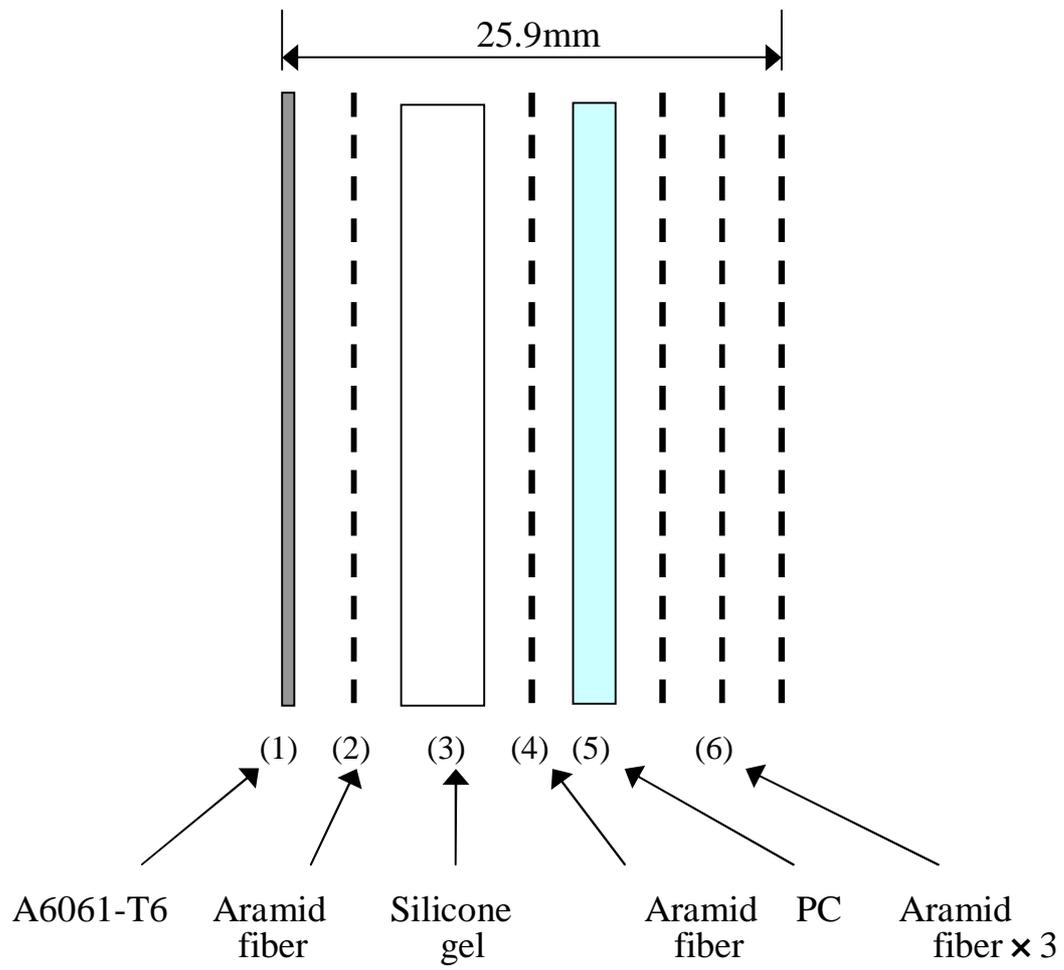


Fig.1-1 Composition of newly debris shield

1.4 今年度の取り組み

そこで今年度は、これまでに試作してきたデブリシールドの防御性能を低下させることなく軽量化を図ることを目的に、炭素繊維強化プラスチック(CFRP : Carbon Fiber Reinforced Plastics)を用いることを検討した。この CFRP は非常に高い強度および剛性を有し、かつ密度も低いため、高比強度・高比剛性に優れた材料である。また、耐候性や耐熱性にも優れるため、宇宙空間の苛酷な環境にも適応しており、近年の航空宇宙材料として注目を集めている材料である。そのため、シールドのバンパ材として有効ではないかと考えた。

CFRP をバンパ材として利用するにあたり、現在の主流のバンパ材である A6061-T6 と比較しながら、その性能評価を行った。

まず始めに、CFRP 単一時の衝突に対する特性を評価した。その後、既存のシールドの最も基本的な構造であるホイップルシールドのバンパを模擬した状態を再現し、このバンパ部に CFRP を用いた場合の性能評価を行った。

そして最終的に、これまでに本研究にて試作してきたデブリシールドについても CFRP の適用を検討した。この試作デブリシールドも、最前面にはバンパ材として A6061-T6 を用いている。そこでこの A6061-T6 を CFRP に変更した場合の防御性能の相違を評価した。

また、用いた CFRP は、積層構成の異なる 2 種類とし、CFRP の積層構成の違いによる衝突特性の相違も調べた。

これに加えて、本研究で試作してきたデブリシールドは宇宙空間の温度変化に対応するための断熱材を使用していなかったため、断熱材を用いた場合における性能評価を行った。また、スペースデブリはあらゆる方向から衝突してくる可能性があるが、試作デブリシールドにおいては垂直衝突のみしか行っていなかった。そのため、衝突角度を変化させた斜め衝突実験も行い、その際の防御性能の相違についても評価した。

1.5 炭素繊維強化プラスチック(CFRP)概要

炭素繊維強化プラスチック(CFRP)とは複合材料の一種である。この複合材料とは、2種類以上の材料を複合させたものであり、材料を強化するための強化材(reinforcements)と、それを入れるための母材(matrix)から構成される。強化材を繊維状にして母材に複合させることが多く、また、その際に繊維を様々に配列(配向)させることができ、使用する場所に応じて特性を発揮できる。しかしながら、強化材の繊維の配向により、大きく異方性を持つことがある。

この複合材料の中でも飛躍的に発展し、需要を増やしているのが CFRP である。CFRP は、強化材に炭素繊維が用いられ、母材には主にエポキシ樹脂が用いられている。また、一般の金属材料に比べて一桁以上大きい強度を有し、かつ軽量であるため、現在のスポーツ分野、建設分野、航空宇宙分野において非常に注目されている材料である。

第2章 衝突実験概要

～ 衝突実験装置および実験条件 ～

2.1 緒言

試作したデブリシールドの防御性能を評価するにあたり、まず始めに、シールドを構成する各種材料の単体時における衝突実験を行い、それぞれの材料について破壊形態を調べた。今回の実験では、バンパ材としての性能評価を行うために、A6061-T6 と CFRP2 種を主な評価対象とした。

続いて、既存のホイップルシールドを模擬した状態を再現し、その際のバンパ材に A6061-T6 および CFRP2 種それぞれを設置し、高速衝突実験を行うことで与圧壁に及ぼす損傷量の違いを比較した。

その後、これまでの試作デブリシールドに CFRP2 種を適用し、その防御性能を評価した。これは試作デブリシールドの最前面である A6061-T6 を CFRP に変更し、その際の防御性能の相違を調べるものである。そのため、A6061-T6 および CFRP2 種に加え、アラミド繊維と、PC およびシリコーンゲルの2種類の高分子材料もシールド構成材料として積層した。これら試作デブリシールドを用いて高速衝突実験を行い、スペースデブリ衝突から宇宙構造物を守る防御シールドとしての有用性を評価した。

2.2 衝突実験内容

これまでの研究で用いたシールド構成材料4種(A6061-T6、アラミド繊維、PC、シリコーンゲル)に加え、今回新たに用いたCFRP2種の単一材料の衝突特性を評価した。CFRP2種のそれぞれの構成は以下の通りである。

CFRP : [0/90/0/90]_s、8ply

CFRP : [0/45/90/-45]_s、8ply

炭素繊維:T700、樹脂:エポキシ樹脂(2500番系)、130度硬化(共に東レ株)

これらの材料をターゲットとして、それぞれ単体時における衝突実験を行った。特にここでは、A6061-T6とCFRP、CFRPについての破壊形態、貫通限界速度、与圧壁へ及ぼす損傷量等を測定し、それぞれの材料の衝突特性を比較した。その後、これまでの試作デブリシールドにCFRPを用いて、高速衝突実験を行うことで防御性能の評価を行った。試作デブリシールドの最前面がA6061-T6の場合とCFRPおよびCFRPの場合において、それぞれ損傷痕等がどの程度違うかを比較した。なお、それぞれの衝突実験に用いる装置として、単一材料の衝突実験では、本研究室で開発中の超臨界流体ガン⁷⁾を用い、既存のホイップルシールドを模擬した衝突実験および試作デブリシールドの衝突実験には、JAXA所有の二段式軽ガスガンを使用した。

2.3 衝突実験装置

衝突実験を行うにあたって、それぞれの実験に必要な条件に合わせて実験装置を適用した。単一材料の衝突実験には、低速度域(1km/s以下)での衝突実験を行うことができる本研究室所有の超臨界流体ガンを使用し、積層型の試作デブリシールドの衝突実験には、高速度域での実験が可能であるJAXA所有の二段式軽ガスガンを使用した。それぞれの実験装置の概要を次項に示す。

2.3.1 超臨界流体ガン

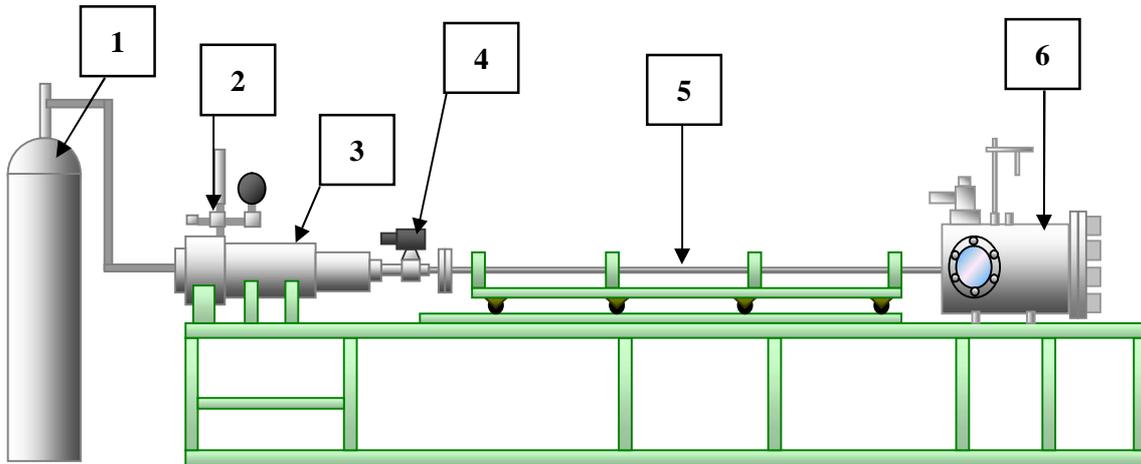
低速衝突実験には、本研究室で開発中の超臨界流体を用いた飛翔体発射装置を使用した。この概略図を Fig.2-1 に示す。この装置を用いて、デブリを模擬した飛翔体の低速度域における衝突実験を行った。本装置は、飛翔体の作動力には、圧縮性に優れ、かつ多大な膨張力を有したヘリウムを用いた。このヘリウムを用いて飛翔体を加速するものであり、ポンペ、電磁バルブ、蓄圧器、エア駆動バルブ、発射管および試料室から構成される。また、飛翔体は発射管内の手前側（蓄圧器側）にセットし、ターゲットとなる材料は試料室内に設置する。

この装置の作動工程および実験工程の概要を Fig.2-2 に示す。まず、ポンペ内の作動流体であるヘリウム（1）を蓄圧器（3）内に送ることによって加圧する。ここで、ヘリウムを蓄圧器に送り込む過程の間には電磁バルブ（2）を介している。これは、送り込まれたヘリウムが逆流してしまうのを防ぐためである。このようにしてヘリウムの流入を制御し、加圧状態を実現させている。

続いて、蓄圧器の前方にはエア駆動バルブ（4）が設置してある。これは、蓄圧器内で加圧されたヘリウムを、その圧力に応じて開閉するものである。すなわち、加圧されたヘリウムがある圧力に達した時点でバルブが開き、前方へ放出させる役割を果たしている。

そして、放出されたヘリウムが発射管(5)内に流入し、管内にセットした飛翔体を加速させ、試料室(6)内に設置されたターゲットに衝突させるものである。また、蓄圧器には圧力計と温度計が取り付けられており、発射時における蓄圧器内の圧力と温度を計測することができる。

本装置は、多くの研究機関で用いられている二段式軽ガスガンに比べ、本体、ランニングコスト共に比較的低価格で、かつ小スペースである。また、1日に可能な実験回数は数十回であるため、実験における作業工程の面で非常に有利である。



- | | | |
|-----------------|--------------------------|--------------------|
| 1. Gas cylinder | 2. Electromagnetic valve | 3. Pressure vessel |
| 4. Air valve | 5. Launch tube | 6. Test chamber |

Fig.2-1 Supercritical fluid gun



Pressure vessel



Launch tube (Pressure vessel side)



Test chamber



Launch tube (Test chamber side)

Fig.2-2 View of Supercritical fluid gun

2.3.2 二段式軽ガスガン

二段式軽ガスガン⁷⁾の概略図を Fig.2-3 および Fig.2-4 に示す。スペースデブリ衝突を模擬した高速衝突実験で最も多く用いられている装置である。分子量が小さく音速の速い水素やヘリウムを作動流体に用いることで、火薬銃の速度領域を越えることが可能である。火薬の燃焼ガスで加速されたピストンが作動流体の水素やヘリウムの軽ガスを圧縮する。圧縮された軽ガスの圧力がダイアフラムの破断圧力まで達すると、発射管内へ軽ガスが流れ込み、飛翔体が加速される原理になっている。この銃は通常火薬銃とガス銃が合体したような形式になっており、火薬のエネルギーを軽ガスの高圧ガスエネルギーに変換し、そのガスエネルギーを飛翔体の運動エネルギーに変換する二段階の過程を辿ることから二段式と呼ばれる。二段式軽ガスガンには、その容量、火薬量により実現可能な速度域は異なるが、今回実験で使用した二段ガンは、 $\sim 4.5\text{km/s}$ 程度の速度が可能となっている。

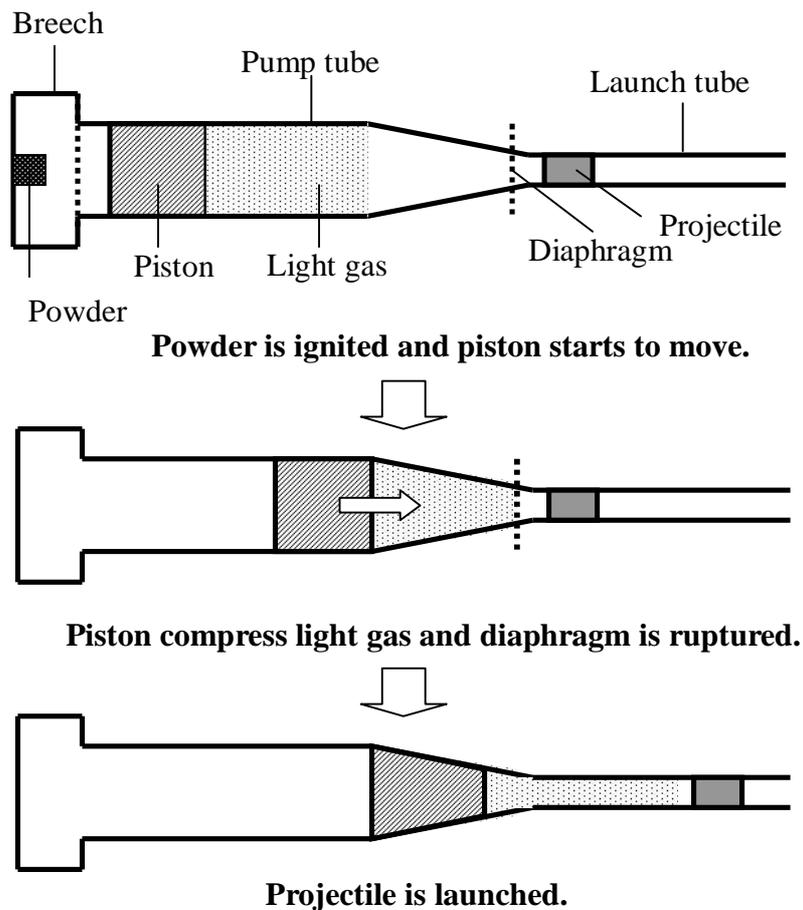
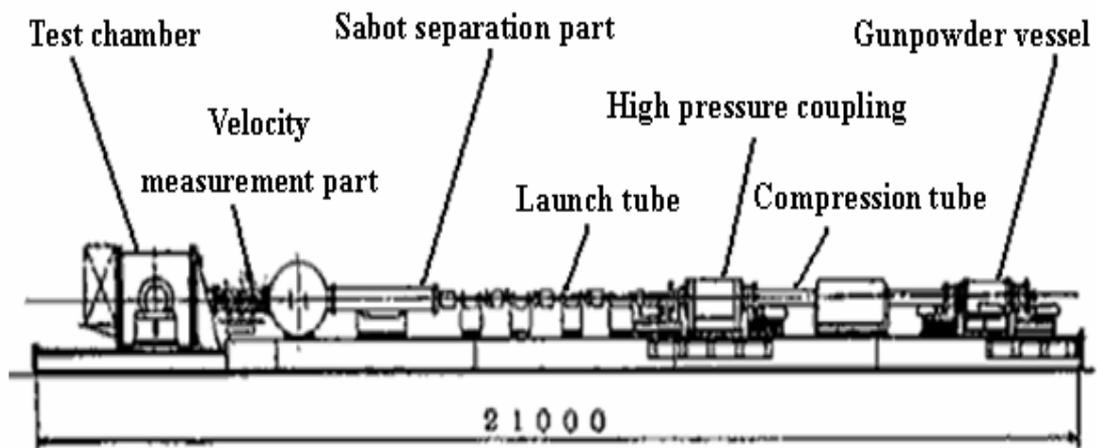


Fig.2-3 Two stage light gas gun



http://iss.sfo.jaxa.jp/iss/kibo/develop_status_09.html

Fig.2-4 Two stage light gas gun

2.4 ターゲット材料

本研究にて試作してきたデブリシールドの構成材料として、これまでに用いてきた4種の材料（A6061-T6、アラミド繊維、PCおよびシリコーンゲル）と、今回新たに用いたCFRP2種をターゲット材料として衝突実験を行った。今回は、デブリシールドのバンパ材の軽量化を目的にしているため、ここでは特に、A6061-T6とCFRP2種を比較するものとした。各材料の板厚および面密度をTable 2-1に示す。ここで、面密度とは、各ターゲット材料の密度(kg/m^3)に、それぞれの板厚(mm)を乗じたものである。ここに示した各材料は板厚が異なっているため、衝突特性を単純に比較することができない。そのために、この面密度を算出することで、板厚による影響を無くし、それぞれの材料を比較している。

各ターゲット材は、中央に直径100mmの穴のあいた2枚の鋼製ホルダーで挟み、ボルトで8箇所を固定することによって拘束した。このターゲット拘束方法および拘束写真をそれぞれFig.2-5、Fig.2-6に示す。

Table 2-1 Thickness and areal density of materials

Material	Thickness (mm)	Areal density (kg/m^2)	Size (mm × mm)
A6061-T6	1.0	2.7	160 × 160
Aramid fiber	0.38	0.55	170 × 170
PC	3.0	3.6	160 × 160
Silicone gel	20.0	11.2	125 × 125
CFRP [0/90/0/90] _s	1.0	1.64	160 × 160
CFRP [0/45/90/-45] _s	1.0	1.45	160 × 160

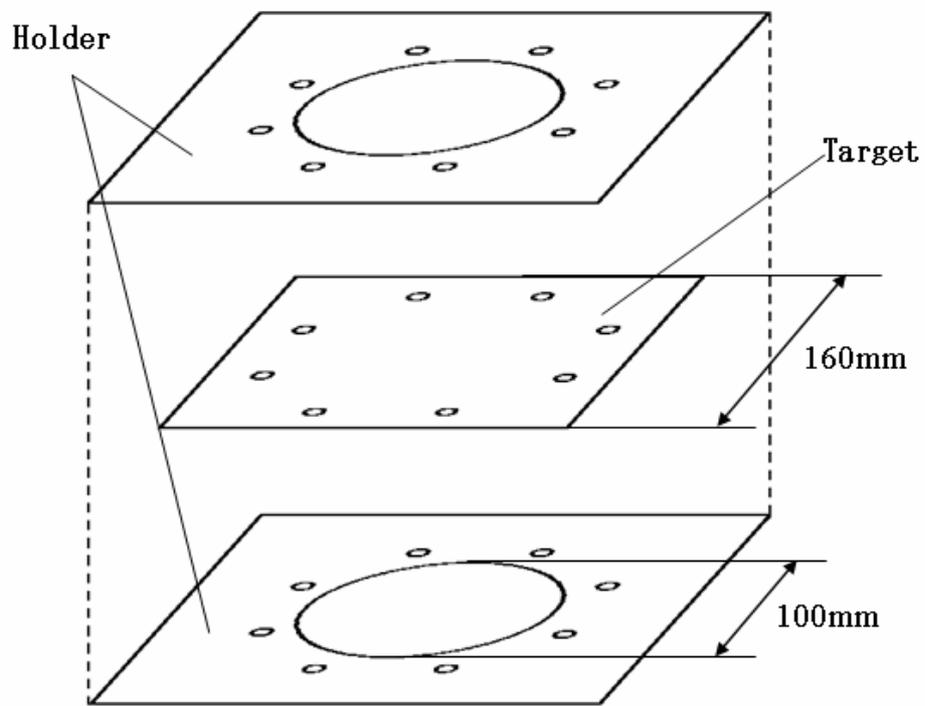


Fig.2-5 Target holder

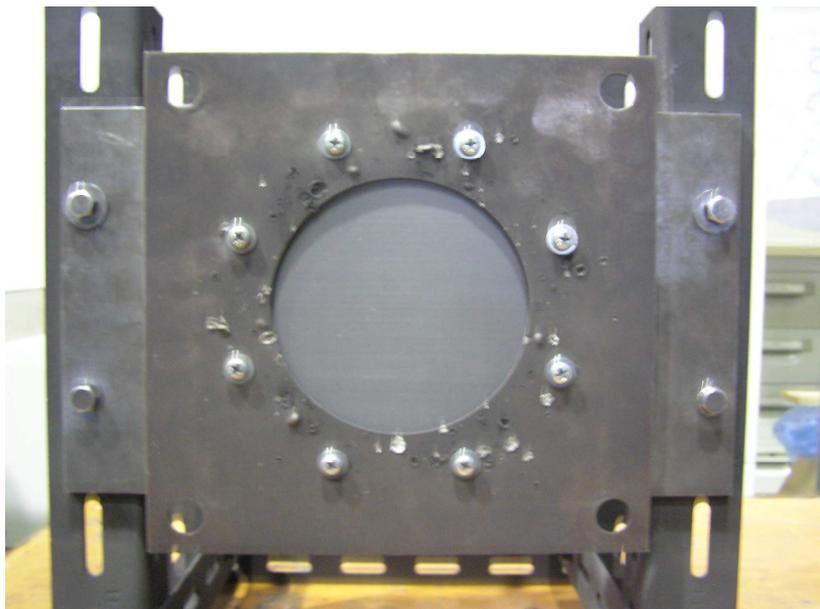


Fig.2-6 View of target

2.5 飛翔体

飛翔体は実験装置により異なるため、以下にそれぞれの実験装置で使った飛翔体を示す。二段式軽ガスガンに用いる飛翔体についてであるが、先端に Al 板を接着してあるのは、飛翔体直径が小さく、質量も軽いため、少しでも飛翔体の破壊能力を増すためである。

超臨界流体ガン

材質：ポリカーボネート

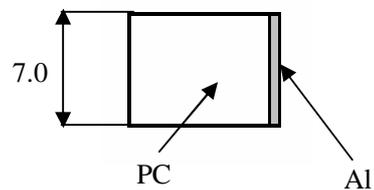
質量：1.0g 直径：9.5mm 形状：円柱型



二段式軽ガスガン

材質：ポリカーボネート、アルミニウム（PCの前面にAlを接着）

質量：約 0.3g 直径：7.0mm 形状：円柱型



2.6 速度測定方法

超臨界流体ガンによる低速度域での衝突実験においては、高速度ビデオカメラ(株)フォトロン、FASTCAM-APX RS)にて速度測定を行い、シャッタースピードは $1/100000\text{sec}$ とし、フレームレートを 50000fps とした。また、二段式軽ガスガンによる高速度域での衝突実験においては、2本の X 線レーザーを使用し、レーザー間を飛翔体が通過する際に変化する電圧の時間差から速度を計測した。

ここで、高速度ビデオカメラにより撮影した飛翔体の射出後 3 コマの画像を Fig.2-7 に示す。また、X 線レーザーの計測例を Fig.2-8 に示す。

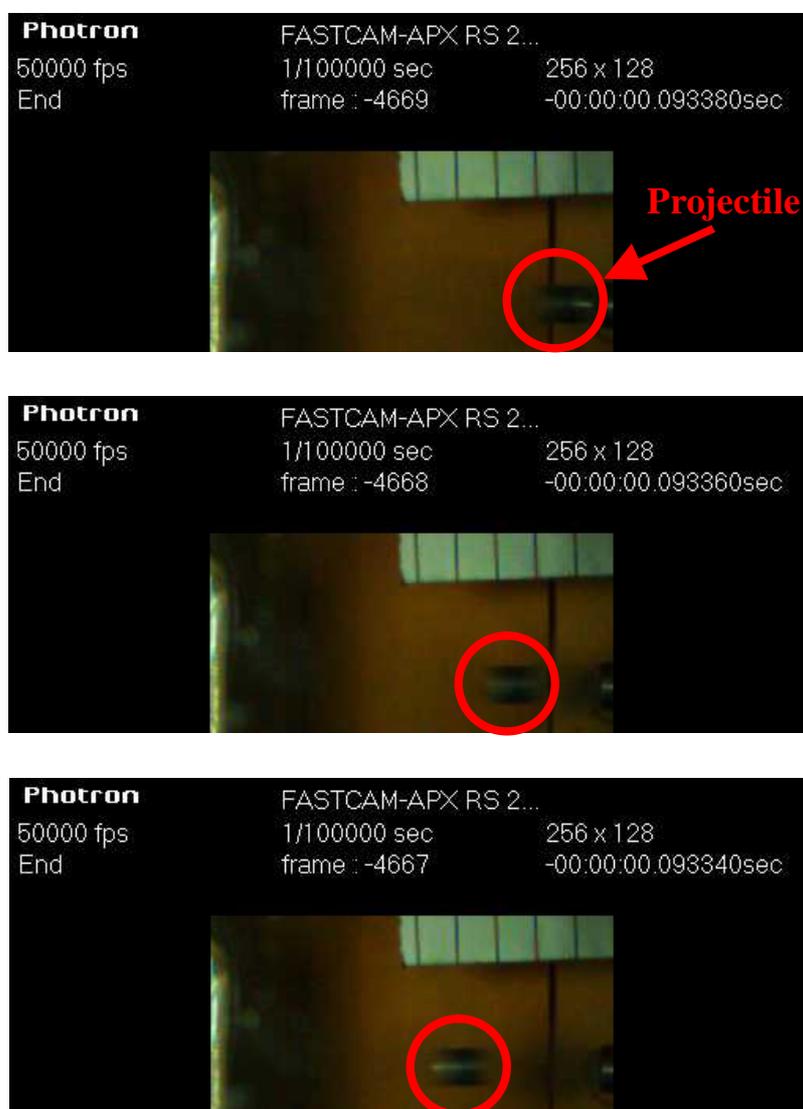


Fig.2-7 Projectile photograph

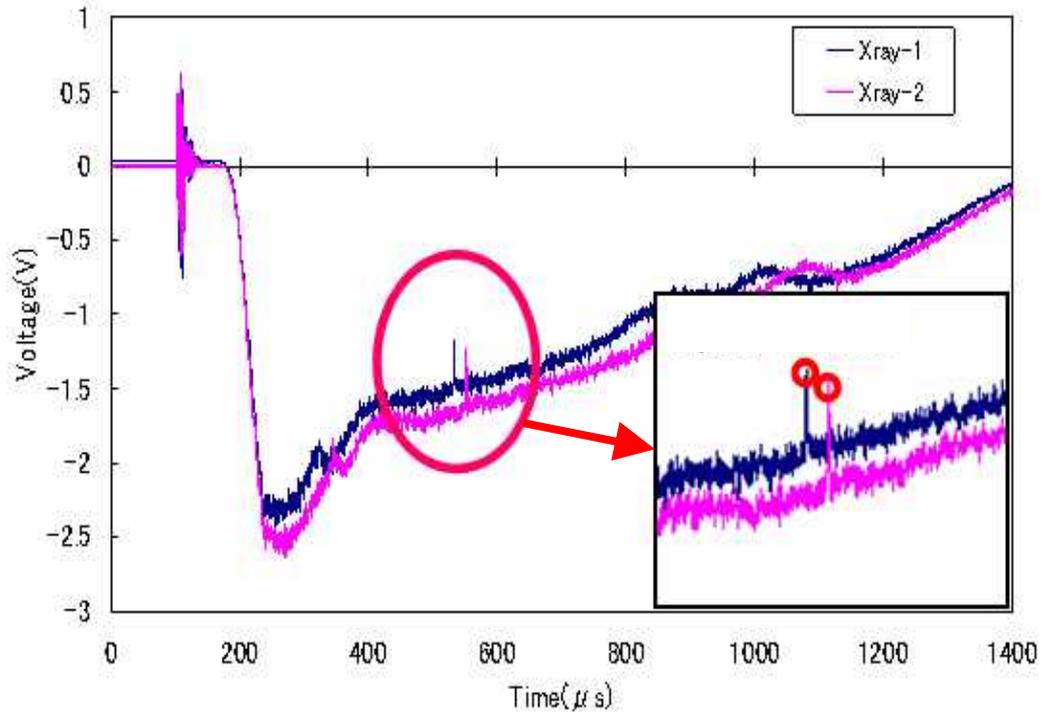


Fig.2-8 Measurement with X-ray

第3章 バンパ材料単一時の衝突特性

3.1 緒言

本研究では、現在用いられている一般的なスペースデブリ衝突防御シールドよりも高い防御能力を持ち、かつ軽量・小型化を図ったシールドの開発を目的としている。先述したように、既存のシールドには、ホイップルシールドおよびスタッフィングホイップルシールドがあり、これらはバンパと与圧壁を間隔を空けて設置することで、スペースデブリ衝突時の衝撃を緩和する構造となっている。本研究で開発を目指すシールドは、シールド構成材料を間隔を空けずに密着させた積層型にして小型化を図った構造にすることである。そこで、最も大きな課題となるのは、間隔を空けないことによって衝撃が直接的に伝播してしまうことである。これをどのように緩和させ、衝撃による材料破壊を防ぐかが重要となる。昨年度までには、衝突時に発生する衝撃波の伝播および衝撃圧による破壊を緩和するために、耐衝撃性に優れた高分子材料としてPCとシリコーンゲルを用い、この他に既存のシールドにも用いられているA6061-T6およびアラミド繊維を用いて新たなシールドの試作を試みてきた。その際に、まず重要となるのは、これら構成材料の単一材料時の衝突特性を求めることである。これまでの研究に加えて、今回は新たにCFRPを用いることにするため、CFRPについても単一時の衝突特性を評価する必要がある。そこで、CFRPおよびCFRPについて、それぞれ単一時の衝突特性を調べるための衝突実験を行った。バンパ材として用いることを検討しているため、スペースデブリと衝突する最初の材料となる。そのため、固体状の物体の衝突に対する特性を調べることに加え、スペースデブリ衝突のような高速衝突現象では衝撃波や、それに伴う衝撃圧が生じるため、衝撃に対しての特性を調べることも必要となる。

そこで、CFRPおよびCFRPそれぞれの耐貫通性能(貫通限界速度や曲げ弾性率)、破壊形態を調査した。また、バンパ材はスペースデブリが衝突した際、デブリクラウドとなって与圧壁に損傷を及ぼす。そのため、CFRPをバンパ材に用いた場合の後方へ及ぼす損傷についても調べるために、飛翔体を高速衝突させ、後方に生じた損傷量を測定した。さらに、CFRP内を伝播する衝撃波の測定や、衝撃圧の緩和性能の検討を行うことで、スペースデブリ衝突現象における衝突特性を調べた。これらの結果を、既存のバンパ材であるA6061-T6と比較しながら評価し、これまでに試作してきたデブリシールドに適用することができるかを検討した。

3.2 貫通限界速度および曲げ弾性率

バンパ材の性能を評価するには、物体の衝突に対して、バンパ材がどの程度で貫通するかを知ることが重要となる。そこで、A6061-T6(1.0mm)、CFRP (1.0mm)、およびCFRP (1.0mm)の3材料について、それぞれをターゲットとして衝突実験を行った。衝突実験装置は当研究室所有の超臨界流体ガンを用いた。

衝突前の飛翔体速度とターゲットと衝突後の飛翔体速度の関係をFig.3-1に示す。また、実験後の観察結果をFig.3-2に示す。防御性能評価の指標として、飛翔体の衝突速度に対してターゲット材料が貫通せずに耐え得る限界の速度を貫通限界速度とした。その結果、A6061-T6、CFRP およびCFRP の貫通限界速度はそれぞれ341m/s、404m/s、309m/sであった。この衝突速度は、実際のスペースデブリ衝突現象の数km/sに比べて非常に低速であるため、これら材料の単体時における貫通限界速度は決して良好とはいえないことが分かるが、この貫通限界速度が高い方が飛翔体を貫通しにくくさせると考えられる。この結果から、CFRP が最も貫通限界速度が高いものとなった。CFRP は、CFRP と同じ材質であるにもかかわらず積層構成が違うだけで貫通限界速度が約100m/s低下する結果となった。

また、飛翔体衝突時には、ターゲット材に曲げ作用が加わることが考えられる。この曲げ作用に対して抵抗が大きいものが貫通限界速度に影響を与えるのではないと思われる。そこで、A6061-T6、CFRP 、CFRP の3材料について、曲げ試験を行い、各材料の曲げ弾性率を測定した。

曲げ試験には精密万能試験機(株)島津製作所 AGS-5kNG型)を用い、A6061-T6 およびCFRP2種それぞれについて、JIS規格に準じて3点曲げ試験を行った。CFRP2種はJIS K7074に準じて行った。曲げ試験機の概要図をFig.3-1に示す。

A6061-T6、CFRP 、CFRP の曲げ弾性率を測定したところ、それぞれ69.7GPa、72.8GPa、45.4GPaとなり、CFRP が最も高く、次いでA6061-T6、CFRP の順となった。貫通限界速度においてもCFRP 、A6061-T6、CFRP の順となっている。曲げ弾性率と貫通限界速度の関係をFig.3-3に示す。ここから、曲げ弾性率の高いものが貫通限界速度も高くなる傾向にみられる。曲げ弾性率が高いと、飛翔体の衝突により生じる曲げ作用に対しての抵抗力が強くなり、これに伴って貫通しにくくなると考えられる。また、CFRP の曲げ弾性率は、同材質であるCFRP の曲げ弾性率に比べて37.6%低い値となっている。すなわち、CFRPは、その積層構成によって曲げ弾性率が大きく異なり、これが貫通限界速度に対しても影響を及ぼすものと考えられる。よって、CFRP が貫通限界速度および曲げ弾性率が最も高くなり、バンパ材として有効ではないかと考えられる。

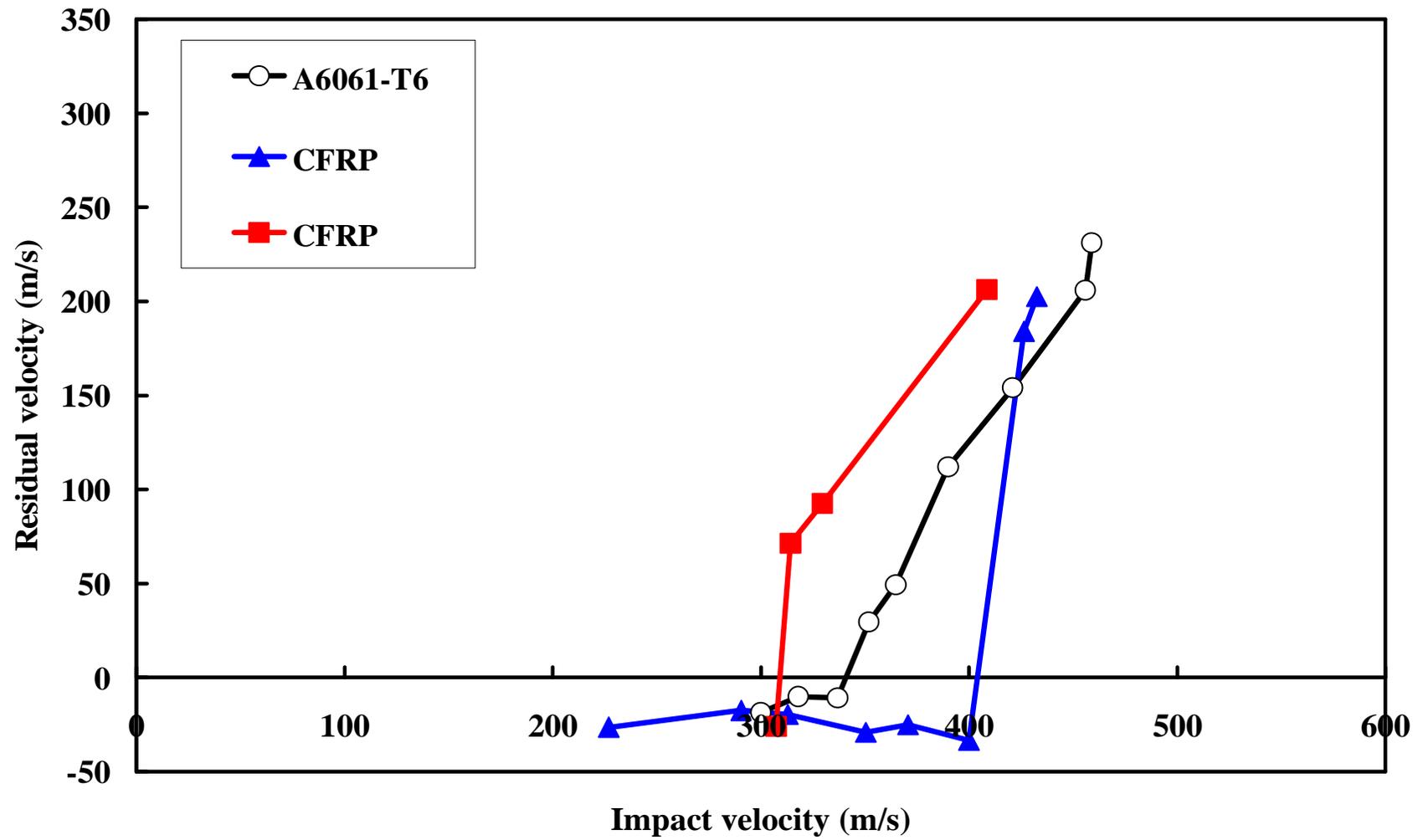


Fig.3-1 Ballistic limit velocity



Fig.3-2 Photograph of testing machine for flexural properties

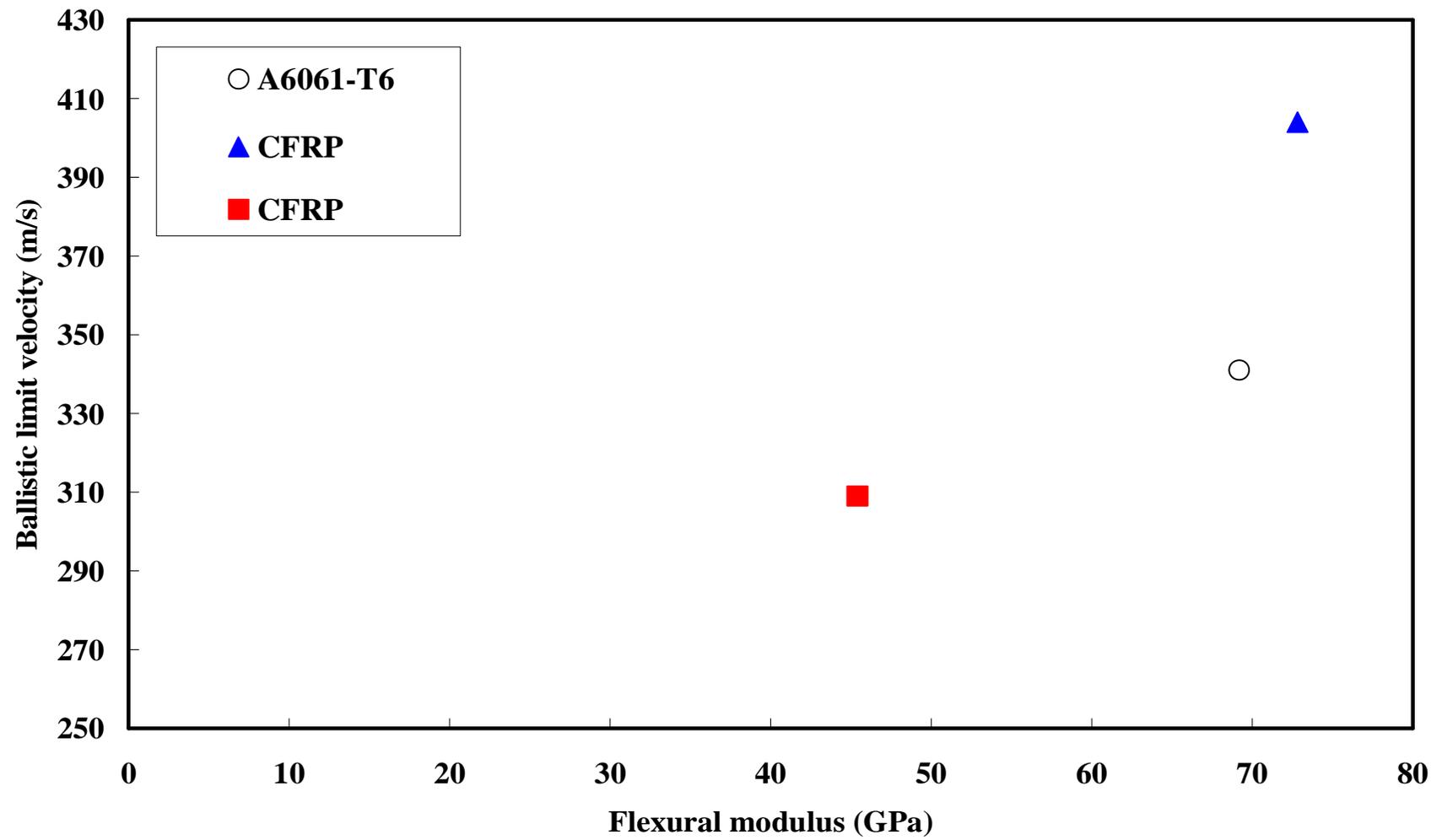


Fig.3-3 Effect of flexural modulus on ballistic limit velocity

3.3 破壊形態

また、バンパ材に対する衝突問題を考える際には、貫通限界速度に加えて、材料が貫通した場合に、どのような破壊形態となるかを調べることも重要である。そこで、A6061-T6、CFRP、CFRP それぞれの材料において、飛翔体を衝突させ、貫通した際の破壊形態について観察した。その結果をFig.3-4に示す。

A6061-T6の破壊形態は、飛翔体と同程度の破片を生成するプラグイング(plugging)であった。CFRPについては、飛翔体が貫通した箇所の周囲の炭素繊維が剥離するものであった。また、CFRPにおいても、飛翔体が貫通した箇所の周囲の炭素繊維が剥離するものとなった。よって、A6061-T6、CFRP、CFRPは、どれにおいても破片を生成しながら破壊する形態であった。しかしながら、A6061-T6は貫通した部分のみ破片となるものであったが、CFRPおよびCFRPについては、貫通孔周辺にある炭素繊維が剥離することから、破片が複数生成されるものであった。これは、CFRPは複合材料であることから、A6061-T6とは違い、炭素繊維が入った層をいくつか重ねて、熱圧着した構造となっているため、この各層間で剥離を起こしてしまい、破片が複数生じたものと思われる。また、CFRPとCFRPそれぞれにおいて、剥離して破片となった炭素繊維の数はCFRPの方が多い傾向がみられた。よって、A6061-T6、CFRP、CFRPはすべて破片を生成してしまうが、その破片数についてはA6061-T6が少ない結果となった。

しかし、前項より、CFRPについては、貫通限界速度および飛翔体衝突時の曲げ作用(曲げ弾性率)が最も高かった。そのため、物体の衝突に対する耐貫通性能は優れていると考えられる。



A6061-T6
Ballistic limit velocity : 341m/s



CFRP
Ballistic limit velocity : 404m/s



CFRP
Ballistic limit velocity : 309m/s

Fig.3-4 Perforate form of targets

3.4 後方へ及ぼす損傷量の比較

続いて、A6061-T6 および CFRP、CFRP を実際のスペースデブリシールドを模擬した状態で高速衝突実験を行うことにより、バンパ材としての性能評価を行った。現在用いられているホイップルシールドやスタッフィングホイップルシールドの防御構造は、最前面に設置されたアルミニウム合金 A6061-T6 のバンパ材でスペースデブリを細かく粉砕させ、それら一つ一つの持つ運動エネルギーを小さくすることである。バンパ材自体もデブリ衝突時に破壊して破片を生成してしまうが、デブリと同様に細かい破片となる。

その後、与圧壁に到達するまでの空間によって、これら破片が拡散していき、損傷範囲を与圧壁全体に与えることで、与圧壁に及ぼす損傷を軽減させるものである。バンパ材によって、与圧壁に及ぼす損傷形態や、その損傷量の深刻度が変化してくる。

そこで、CFRP および CFRP をバンパ材とした場合を再現し、既存のバンパ材料である A6061-T6 と比較しながら、その性能評価を行った。そのため、現在用いられているデブリシールドの中でも、最も基本的な構造で、与圧壁に及んだ損傷を観測しやすくするために、ホイップルシールドを模擬した状態で高速衝突実験を行った。

バンパは A6061-T6、CFRP、CFRP の 3 種類とし、与圧壁には既存のものと同じ材質の A2219-T87 を用いた。また、バンパと与圧壁の間は 115mm の間隔を空けてある。加えて、与圧壁に及んだ損傷を観察しやすくするため、与圧壁の大きさを 180mm × 180mm、板厚を 18.0mm とした。この概略図を Fig.3-5 に示す。高速衝突実験は、二段式軽ガスガンを用いて行い、衝突速度は約 3.8km/s とした。模擬ホイップルシールドの構成および衝突実験条件を Table 3-1 に示す。加えて、この模擬ホイップルシールドの実際の様子を Fig.3-6 に示す。衝突実験後の与圧壁に及んだ損傷の観察は、JAXA 所有の走査型レーザ式三次元形状測定器(株)KEYENCE、KS-1100)を用い、損傷体積(mm³)および最大深さ(mm)を測定した。また、測定範囲は、最も損傷の深刻だった箇所を中心に 50mm × 50mm とした。

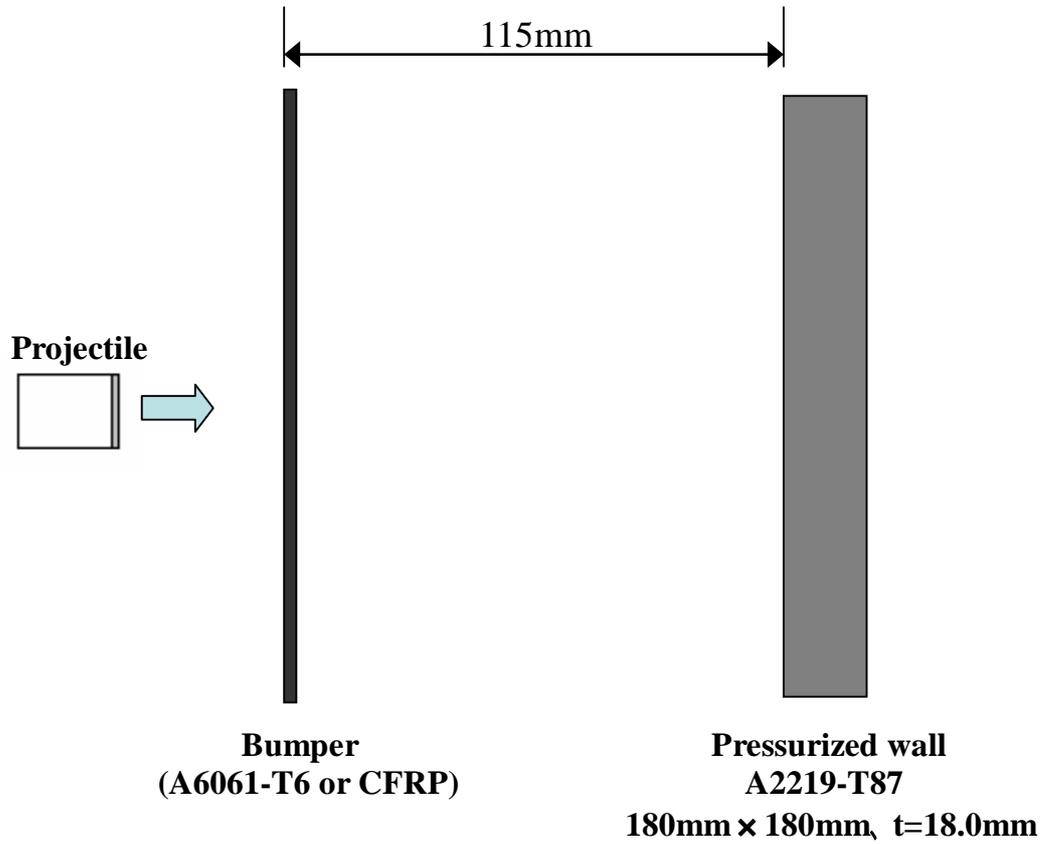


Fig.3-5 Impact test image

Table 3-1 Condition of impact test at hypervelocity

Bumper	Thickness (mm)	Areal density (kg/m²)	Impact velocity (km/s)	Kinetic energy of projectile (kJ)
A6061-T6	1.0	2.7	3.72	2.08
CFRP	1.0	1.64	3.86	2.23
CFRP	1.0	1.45	3.79	2.15

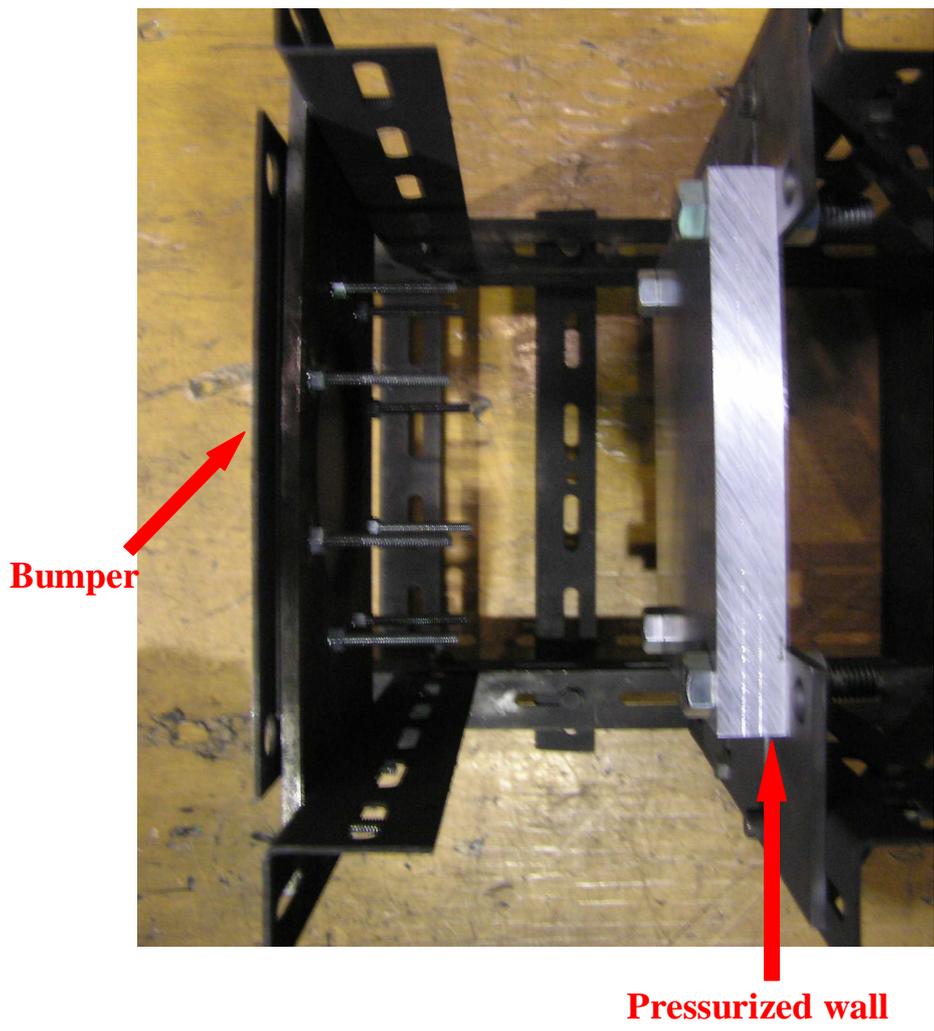


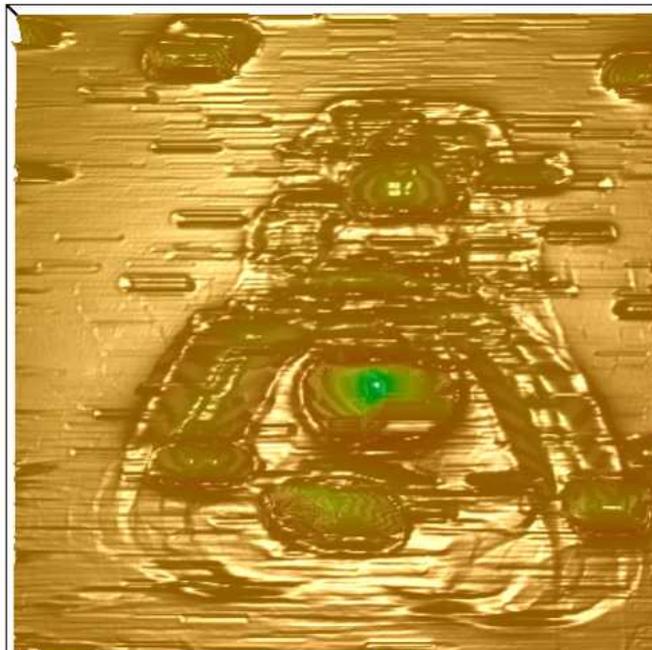
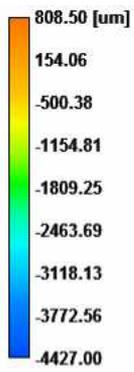
Fig.3-6 Photograph of target

衝突実験後の与圧壁に及んだ損傷と走査型レーザ式三次元形状測定器により、その損傷を測定した際の画像を、バンパが A6061-T6 の場合を Fig.3-7 に、CFRP の場合を Fig.3-8 に、CFRP の場合を Fig.3-9 に示す。また、走査型レーザ式三次元形状測定器により測定した与圧壁の損傷体積および最大深さをまとめたものを Table.3-2 に示す。なお、Fig.3-9 の CFRP がバンパの時の与圧壁に及んだ損傷についてだが、同図の右側に一点のみ損傷がある。これは、飛翔体によるものではなく、飛翔体発射時に生じた蓄圧用ラプチャー材の破片による影響と思われる。二段式軽ガスガンには膨大な圧力を蓄圧する箇所があり、この蓄圧工程を行う際にラプチャー材と呼ばれるものを用いている。蓄圧部がある圧力に到達すると、このラプチャー材が破断して蓄圧した圧力が一気に開放され飛翔体を発射する構造となっている。その際に、飛翔体と一緒にこのラプチャー材が飛んでくることがある。これが衝突してしまうことにより生じた損傷と思われる。現に、バンパ材にも飛翔体が衝突して生じた貫通孔以外に、別の物体が衝突した痕跡が残っていた。そこで今回は、このラプチャー材による損傷は考慮せずに測定した。

与圧壁に及んだ損傷体積は、バンパが CFRP の時は 113.20mm^3 、CFRP の時は 106.37mm^3 であったのに対し、A6061-T6 では 53.19mm^3 と約 1/2 であった。これは、CFRP および CFRP では与圧壁の損傷が、測定範囲である $50\text{mm} \times 50\text{mm}$ 内に集中していたが、A6061-T6 では測定範囲外にも損傷が及んでおり、その部分を測定していないことが含まれている。そのため、損傷体積については一概には比較できないが、与圧壁全体に損傷を拡散させて、深刻なダメージを防ぐという点において A6061-T6 の方が有効と思われる。

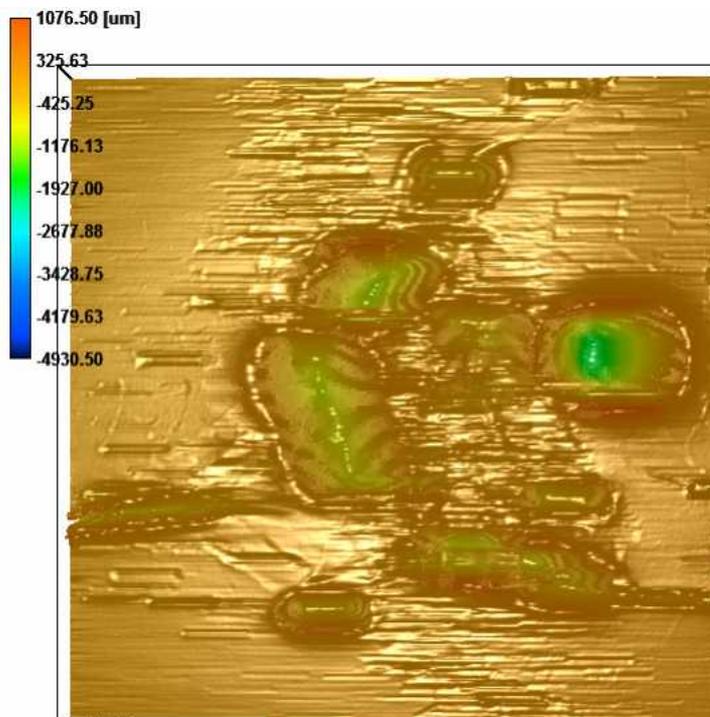
しかし、与圧壁に及んだ損傷の最大深さで比較した場合、バンパが A6061-T6 の時は 1.81mm であったのに対し、バンパが CFRP および CFRP の時では、それぞれ 1.93mm 、 2.13mm であり、その差は最大でも 0.32mm と大きな差は認められなかった。特に、A6061-T6 と CFRP のバンパを比較した場合、CFRP の方が 0.12mm 深かったが、これは、衝突速度が 0.14km/s 速かったことが影響して深くなったと考えられ、防御性能としてはほぼ同一ではないかと思われる。そのため、損傷を与圧壁全体に広げてダメージを軽減させる A6061-T6 のバンパに対し、CFRP および CFRP は、与圧壁の一定範囲内に損傷が集中してしまうものの、最大深さが A6061-T6 バンパの場合とほぼ同一に抑えることができたため、バンパ材として用いるのに有効ではないかと思われる。

また、CFRP と CFRP を比較した場合、CFRP の方が衝突速度が遅かったにもかかわらず、最大深さが大きい結果となった。これを調べるために、衝突実験後の CFRP と CFRP について、積層構成の違いによる内部損傷面積 (mm^2)および飛翔体の高速衝突時に生じた破片の生成量(g)を調査した。内部損傷面積については超音波探傷試験装置(日本クラウトクレーマー(株)、SDS-3300)を用い、また、破片生成量については、衝突実験後の破片を回収し、その質量を測定した。この結果を Table 3-3 に示す。CFRP については、内部損傷面積が 279.7mm^2 、破片生成量が 0.0191g であり、また、CFRP は損傷面積が 515.5mm^2 、破片生成量が 0.0335g であった。CFRP は CFRP に比べて損傷面積および破片生成量がおよそ 2 倍近いものとなったことがわかる。以上のことより、CFRP は CFRP に比べて衝突時の内部損傷が大きく、これに伴って生成破片が多くなり、後方の与圧壁に及ぼす損傷量が大きくなったものと思われる。



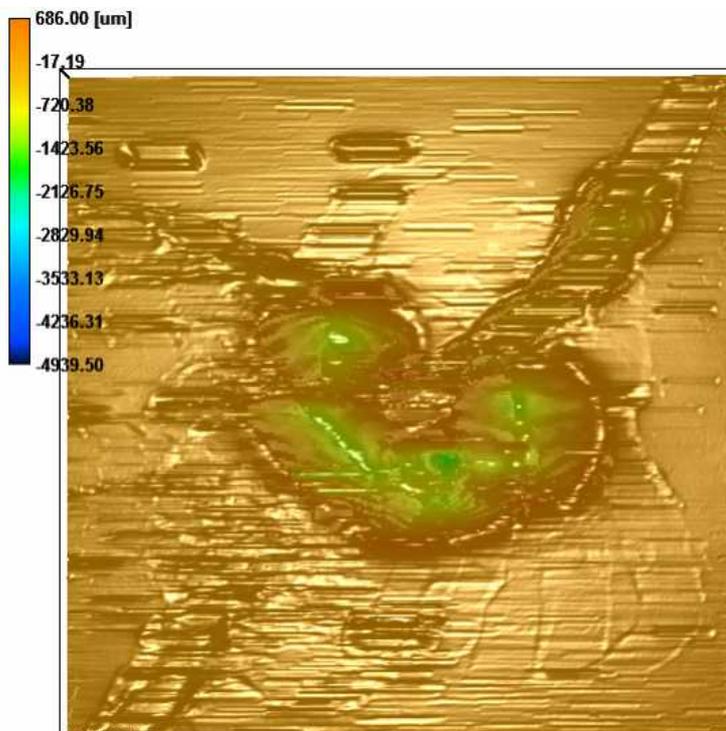
Bumper : A6061-T6
Damaged volume : 53.19mm³
Maximum depth : 1.81mm

Fig.3-7 Damage of pressurized wall (Bumper : A6061-T6)



Bumper : CFRP
Damaged volume : 113.20mm³
Maximum depth : 1.93mm

Fig.3-8 Damage of pressurized wall (Bumper : CFRP)



Bumper : CFRP
Damaged volume : 106.37mm³
Maximum depth : 2.13mm

Fig.3-9 Damage of pressurized wall (Bumper : CFRP)

Table 3-2 Damage of pressurized wall

Bumper	Impact velocity (km/s)	Damaged volume (mm³)	Maximum depth (mm)
A6061-T6	3.72	53.19	1.81
CFRP	3.86	113.20	1.93
CFRP	3.79	106.37	2.13

Table 3-3 Damaged area and fragment mass of CFRP

Material	Impact velocity (km/s)	Damaged area (mm²)	Fragment mass (g)
CFRP	3.86	279.7	0.0191
CFRP	3.79	515.5	0.0335

3.5 衝撃減衰性能

3.5.1 衝撃波速度の測定

スペースデブリ衝突などのような超高速衝突現象においては、これまでに述べてきたような、衝突物体が材料を貫通することによる破壊現象の他に、衝突面に衝撃波やそれに伴う衝撃圧が発生し、これが材料内を伝播することによって破壊してしまう問題点がある。その一例としてスポーリング破壊が挙げられる。これは衝撃波の伝播過程で発生する引張応力パルスに起因する高速破壊現象であり、構造物や、兵器、航空機、そして宇宙船などの宇宙構造部材への高速飛翔体の衝突時の安全性の検討の際に問題となってくる⁸⁾。実際にスペースデブリ衝突においても、このスポーリング破壊が原因と考えられる被害が報告されている。さらに、スポーリング破壊によって生成された破片が二次的な被害を引き起こしてしまうことがある。その一つに挙げられるのが二次デブリ(デブリクラウド)と呼ばれるものである。この二次デブリとは、衝突物体自身の侵入は防いでも、防御シールドの背面がスポーリング破壊により剥離し、その破片が二次的被害を引き起こすという現象である。このため、スペースデブリ衝突問題に関しても、宇宙構造物をデブリ衝突の脅威から防御するためには、衝撃波の伝播をいかに軽減させるかが重要となってくる。

本研究において、これまでに試作してきたデブリシールドに用いてきた材料で、この衝撃波や衝撃圧を軽減させるために、シリコーンゲルおよびPCを用いてきた。これらを用いることでどの程度の衝撃を緩和できるか確認するために、シリコーンゲルとPCの内部を伝播する衝撃波の測定を行った。その結果、これら2つの材料は衝撃波の伝播を緩和するのに優れていることがわかり、シールドの性能向上に大きく関与していた。

このため、シールドのバンパ材として新たにCFRPを用いる際には、衝撃波や衝撃圧に対してどのような特性を持っているかを調べるのが重要となる。また、バンパ材としての比較対象であるA6061-T6と衝撃波の緩和性能を比べ、評価することも必要である。そこで、A6061-T6およびCFRPにおける衝撃波の緩和性能を調べるために、各材料内部を伝播する衝撃波の測定を行い、バンパ材としての衝撃波緩和性能を評価した。そして、A6061-T6とCFRPについて衝撃の緩和性能を比較し、バンパ材としての有用性を検討した。

衝撃波速度の測定に際して、比較的低速度域での測定には超臨界流体ガンを用い、高速度域での測定は JAXA 所有の二段式軽ガスガンを用いた。また、衝撃波速度測定には、PVDF センサ(株東京センサ、DT1-028K/L)を用いた。CFRP の前後に PVDF センサを貼り、CFRP の板厚 1.0mm と PVDF センサの反応時間差から衝撃波伝播速度を算出した。ここで、実際に衝撃波を発生させるために CFRP の前面に Al 板を設置した。また、これと同時に粒子速度の算出も行った。粒子速度とは、衝突時に生じた衝撃などに伴って、ターゲット材内の粒子がどれほどの速度で転位およびそれに伴った移動が起こるかを示すものであり、次の式で表される。

$$u = \frac{V \cdot Z_1}{Z_1 + Z_2}$$

ここで、 V は衝突速度、 Z_1 は飛翔体の衝撃インピーダンス、 Z_2 はターゲット材衝撃インピーダンスを表している。衝撃問題を扱う際には、この粒子速度が一般的に用いられている。

さらに飛翔体先端にも Al 板を接着させることで、Al 同士の対向衝突を行った。これにより、衝撃波を求める際の粒子速度は、飛翔体衝突速度の 1/2 となる⁹⁾。これらの条件において PVDF センサから得られた測定データより衝撃波速度を算出した。PVDF センサによる測定データの一例として、二段式軽ガスガンにて測定した出力波形を整理したものを Fig.3-9 に示す。また、PVDF センサの測定結果より算出した CFRP 内部における衝撃波速度を、A6061-T6 と併せて Fig.3-10 に示す。なお、同図には、これまで本研究にて用いてきた材料である PC とシリコーンゲルの衝撃波速度も示した。ここで、A6061-T6 と PC の衝撃波速度は既存のデータ¹⁰⁾を引用したもので、また、シリコーンゲルについては過去に本研究にて測定した結果を用いた。衝撃波速度を U_s 、粒子速度を u_p とすると、これらの関係は以下に示す式で表される直線関係が成立することが経験的に知られている。

$$U_s = su_p + c_0 \quad (1)$$

ここで c_0 はバルク音速、 s は Fig.3-10 に示したグラフ（衝撃波速度）の勾配を表している。バルク音速とは、音波が材料内を伝播する時の速度であり、材料の違いによって、音波の伝わる速さも異なってくる。

CFRP および CFRP それぞれの内部を伝播する衝撃波速度を測定した結果、どちらもほぼ同等であり、加えて A6061-T6 よりも低いものとなった。測定した結果をプロットすると、これらはほぼ同一直線上にあるため、(1)式のように比例関係となり、信頼性のある結果と言える。また、Fig.3-10 に示した衝撃波速度のグラフの縦軸の切片は、材料のバルク音速をあらわしている。これを見ると、A6061-T6 は 5.27km/s であるのに比べ、CFRP 、CFRP はそれぞれ 2.83km/s、2.81km/s と大きく低い値となっている。加えて、これまでの研究にて用いてきた PC とシリコーンゲルの音速もそれぞれ 1.93km/s、0.067km/s と、共に低い値であり、中でもシリコーンゲルは非常に低い。

しかし、この衝撃波速度の直線の勾配である s の値は、A6061-T6 は 1.3553 であるに対し、CFRP と CFRP はそれぞれ 1.9246、1.7914 とわずかに大きかった。これについては次の項目にて述べる。

また、衝撃波速度測定に際して使用した PVDF ゲージおよびオシロスコープの簡単な仕様を以下に示す。

PVDF センサ (株東京センサ、DT1-028K/L)
電極部寸法：12mm × 30mm 厚さ：28 μ m
オシロスコープ (レクロイ・ジャパン株式会社 Type: WaveRunner6050A)
アナログ帯域：500MHz チャンネル数：4ch
最高サンプリング速度：5GS/s 最大メモリ：8M ワード

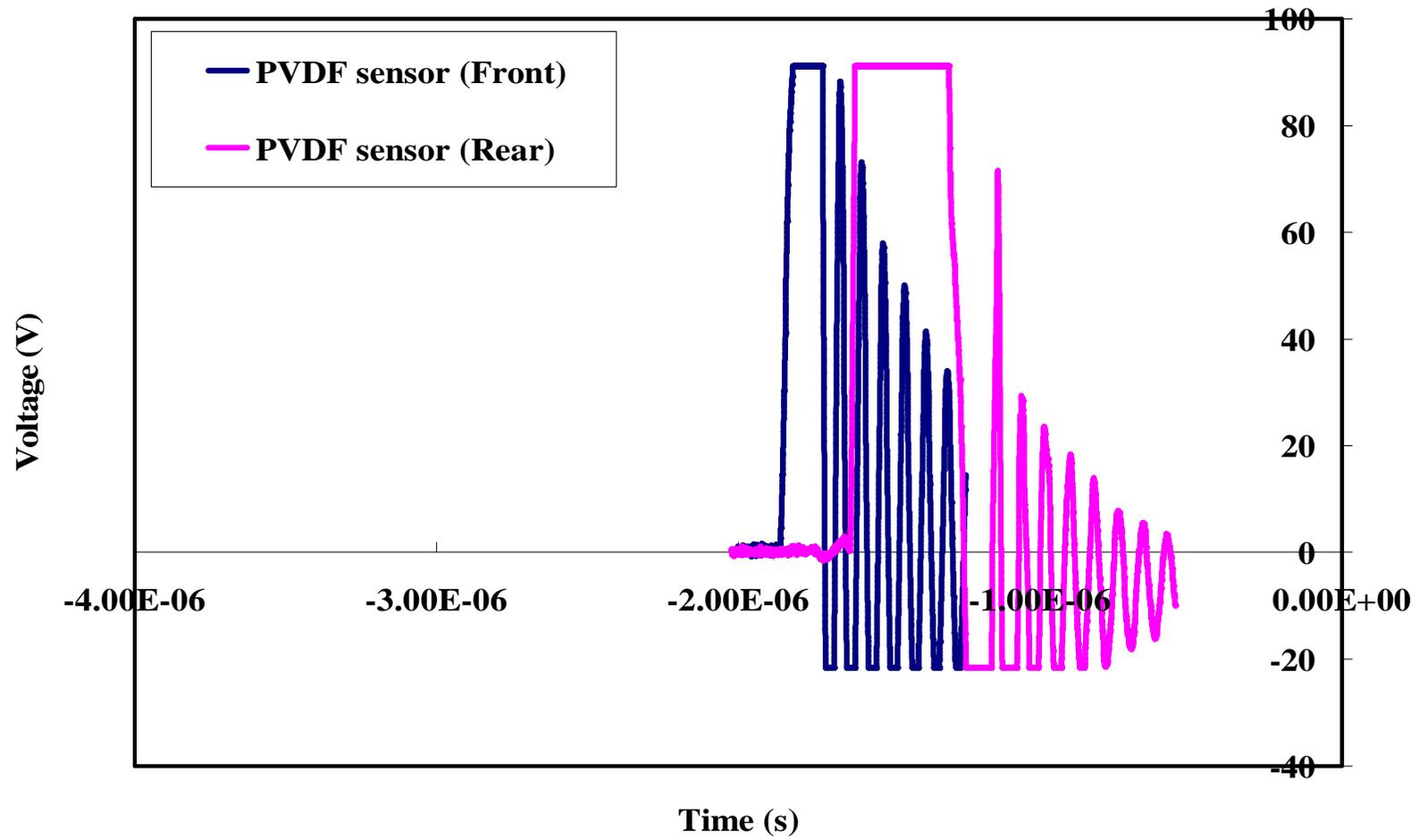


Fig.3-9 PVDF sensor data

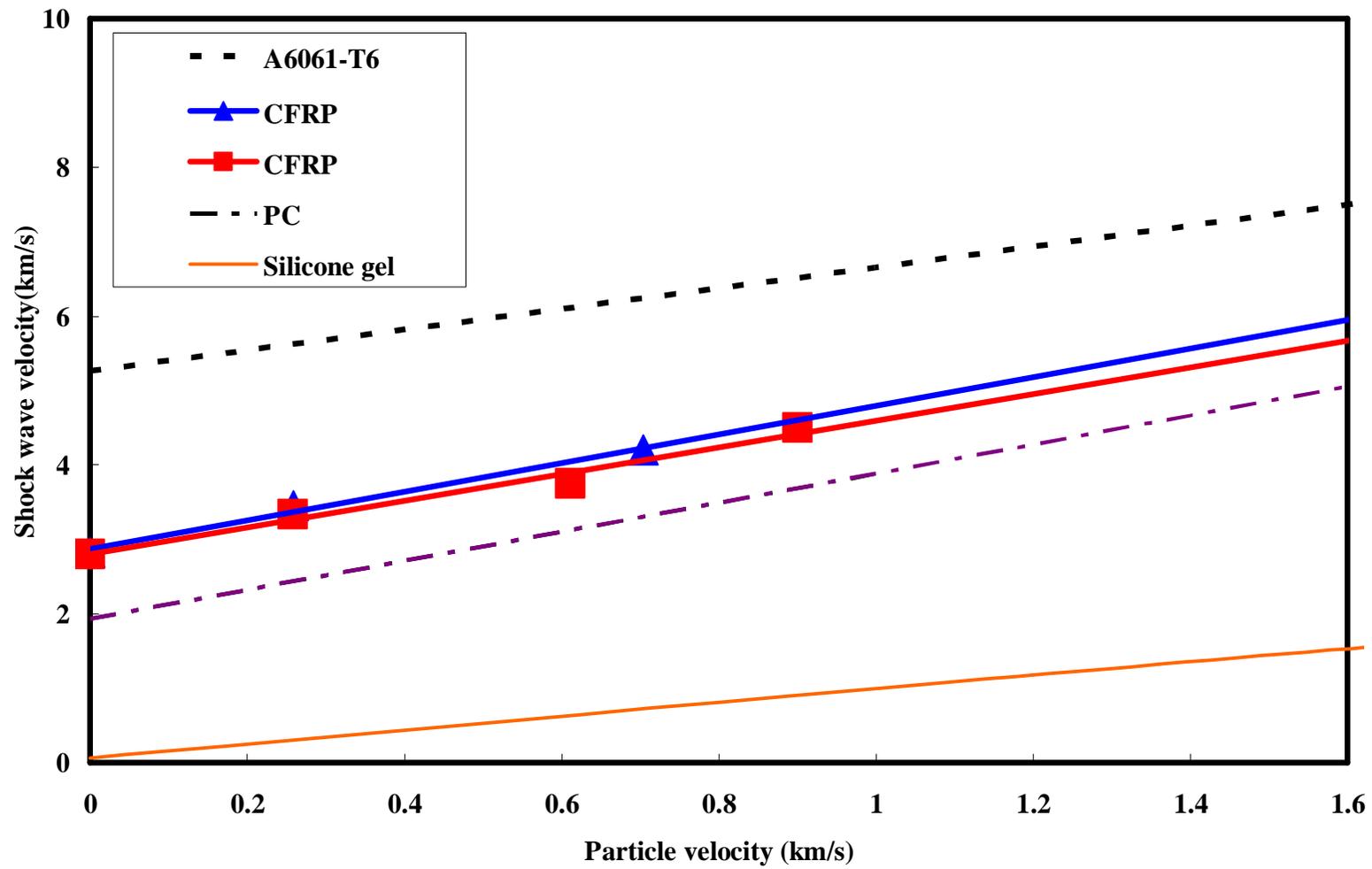


Fig.3-10 Shock wave velocity.

3.5.2 衝撃特性曲線

高速衝突現象においては、衝突時の衝撃により材料内部を伝播する衝撃波が発生すると共に、衝撃圧縮による高圧状態となる。そのため、同じ材料で比較した場合には、衝撃波の伝播速度が速くなるにつれて材料内部の衝撃圧も大きなものとなり、先程も述べたようなスポーリング破壊などを引き起こすことになる。このような衝撃圧縮による高圧状態を推定するためには、圧力 - 粒子速度面上の衝撃特性曲線を知っておくことが必要である。そのため、これまでに数百種類に及ぶ多数の物質について衝撃圧縮曲線の測定が行われ、データが集積されている¹¹⁾。

そこで、A6061-T6、CFRP および CFRP においても、各材料内部に生じる衝撃圧縮に伴う圧力を算出することによって、衝撃圧による影響を検討する必要がある。そのため、以下の式を用いて、A6061-T6、CFRP、CFRP に対する衝撃特性を求めた。

$$P = \rho u_p U_s = \rho u_p (s u_p + c_0) \quad (2)$$

ここで P は衝撃圧縮により生じた圧力、 ρ はターゲットの物質密度、 c_0 はバルク音速、 s は Fig.3-10 に示した直線(衝撃波速度)の勾配、 u_p は粒子速度である。

その結果を Fig.3-11 に示す。ここにも、これまでに本研究で試作してきたデブリシールドに用いた材料である PC とシリコンゲルも併せて示した。この結果から、各材料内部に生じた衝撃圧は、A6061-T6 に比べて CFRP は約 42%、CFRP

は約 39% と低くなっており、衝撃圧が減衰されていることがわかる。すなわち、CFRP および CFRP は、A6061-T6 に比べて衝撃特性が優れると思われる。前の項目で述べた Fig.3-10 の直線の勾配 s について考えると、A6061-T6 は 1.3553 であり、これに対して CFRP と CFRP はそれぞれ 1.9246、1.7914 とわずかに大きかった。しかしながら、衝撃特性曲線においては A6061-T6 と比較して、低い結果となった。これは、(2) 式より、物質の密度が低く、かつバルク音速が低いことにより、大きく衝撃圧を抑えることができるためだと思われる。ここから、CFRP

および CFRP は A6061-T6 に比べた場合、 s の値が大きいのが、その差は約 0.6 とわずかであり、逆に密度は約 40% 軽く、かつバルク音速が約 1/2 であるため、材料内部に生じる衝撃圧を減衰させられたのではないかと考えられる。

加えて、バルク音速が低いことの他に、CFRPはA6061-T6とは違い、層と層が重なり合った状態であるため、この界面が衝撃の伝播を妨げているのではないかと考えられる。また、同じCFRPについても、CFRPの方がCFRPよりも衝撃圧が若干低い結果となった。これは、「3.3 後方へ及ぼす損傷量の比較」で述べたように、CFRPの方が内部損傷を起こしやすい傾向にあったため、ここに衝撃エネルギーが費やされたのではないかと考えられる。

この結果に対して、A6061-T6のような金属材料では、密度が比較的大きく、圧縮率も小さいため、衝撃インピーダンスが高くなって衝撃特性曲線の勾配が大きくなってしまふと考えられる。そのため、粒子速度の増加に伴い、容易に超高圧状態が実現される結果となった。一方、密度が低く、圧縮率も大きなPCやシリコーンゲルのような高分子材料や、今回新たに用いたCFRPは、衝撃特性曲線の勾配が小さいため、衝撃圧も低い値となっている。

加えて、前述した与圧壁へ及ぼす損傷についてだが、バンパがA6061-T6の時に比べて、CFRPがバンパの時は、与圧壁に及ぼす損傷が一定範囲内に集中してしまっていたが、損傷の最大深さについては大差がみられなかった。これにはCFRPが衝撃減衰性能に優れていたことが影響したのではないかと考えられる。

このことから、スペースデブリシールドのバンパ材料にCFRPを用いた場合、A6061-T6と比較して、後方へ及ぼすダメージに大差を出さないと思われる。よって、CFRPはシールドのバンパ材として有効ではないかと考えた。

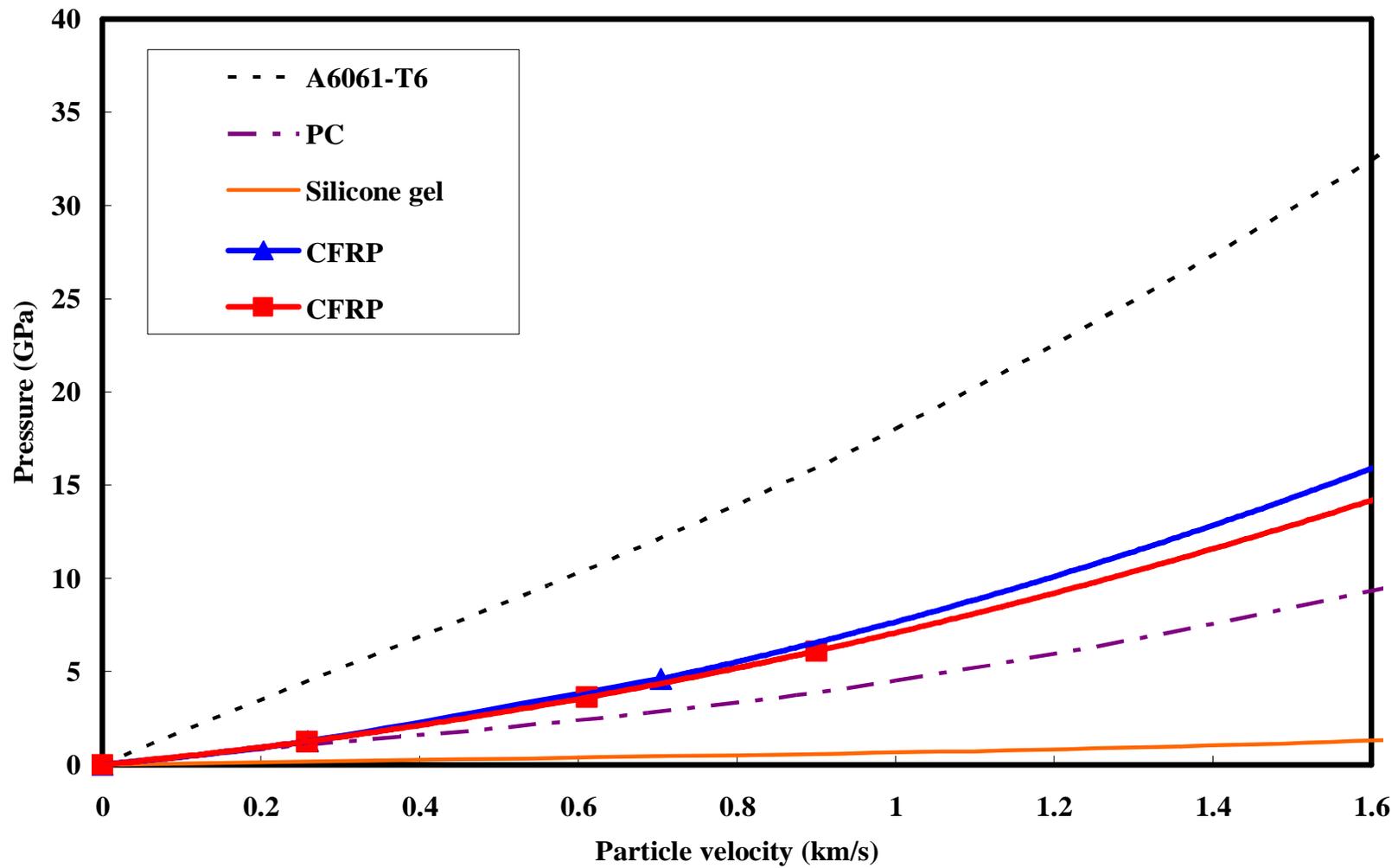


Fig.3-11 Impact characteristic curve

3.6 試作デブリシールドへの適用

ここまでに示してきた CFRP および CFRP の衝突特性の結果を基に、本研究でこれまでに開発してきた積層型試作デブリシールドに、CFRP および CFRP の適用を検討した。

シールドのバンパ材には、スペースデブリ衝突である固体状物体の衝突と、高速衝突により材料内部に生じる衝撃が問題となる。固体状物体の衝突においては、CFRP が貫通限界速度が最も高く、また、曲げ弾性率も高かったために、衝突時に加わる曲げ作用に対しても抵抗力があるため、耐貫通性能に優れていると思われる。また、飛翔体の高速衝突時に与圧壁へ及ぼす損傷量については、A6061-T6 がバンパ材の場合と CFRP がバンパ材の場合とでは大きな差はなかった。さらに、衝撃に対する特性については、衝撃波速度および衝撃特性曲線の結果から、A6061-T6 に比べて CFRP の方が優れているのではないかと考えられる。

これらの結果から、過去に開発してきた試作デブリシールドに、CFRP を用いることができるのではないかと考えた。CFRP を用いても試作デブリシールドの防御性能を低下させることがなければ、更なる軽量化を図れることとなる。

第4章 試作デブリシールドの防御性能

～ CFRP を用いた場合の防御性能 ～

4.1 緒言

前章で述べた A6061-T6 および CFRP 、CFRP 単体時の衝突特性結果を基に、これらを試作デブリシールドの最前面バンパとして積層したシールドをそれぞれ作製した(A6061-T6 が最前面のものはこれまでに試作してきたデブリシールドと全く同様の構成である)。これら試作デブリシールドをターゲットにして二段式軽ガスガンによる高速衝突実験を行い、その際の防御性能の相違を調べた。

これまでに試作してきたデブリシールドは、シールド全体の厚さが 25.9mm、面密度が 20.25kg/m^2 であった。既存のデブリシールドとして主に利用されているスタッフィングホイップルシールドの厚さは約 57mm、面密度は約 17.68kg/m^2 である。そのため、試作デブリシールドはスタッフィングホイップルシールドに比べて、厚さが約 1/2 と大幅な小型化が図れているが、面密度は約 15% 大きい。

よって、試作デブリシールドの更なる軽量化を図れば、小型化で、かつ軽量であるため、軌道修正が容易になる他、ペイロードが低減するため、経済面などでも効率が良くなると思われる。そこで、試作デブリシールドに CFRP を用いて二段式軽ガスガンによる衝突実験を行い、その防御性能を評価した。CFRP を用いた場合においても防御性能を低下させなければ、このシールドの面密度を軽減させることができ、軽量化を図ることができる。

また、試作デブリシールドの防御性能について述べる。これまでの研究において、二段式軽ガスガンによる衝突実験で、衝突速度 4.0km/s 以上を貫通せずに防御することができている。これに対し、スタッフィングホイップルシールドの防御性能を Fig.4-1 に示す。これはスタッフィングホイップルシールドに加えてホイップルシールドの防御性能も示したもので、貫通限界曲線とも呼ばれる。これを参考にした¹²⁾。ホイップルシールドおよびスタッフィングホイップルシールドの貫通限界曲線は、飛翔体には Al 合金球を用いることで求められている。本実験で用いる飛翔体とは材質および形状が異なるが、この貫通限界曲線は、飛翔体衝突速度と飛翔体直径から防御性能を評価したものであるため、飛翔体の材質よりも大きさが重要になることがわかる。この貫通限界曲線から、飛翔体衝突速度が $2\sim 4\text{km/s}$ 付近がスタッフィングホイップルシールドの防御性能が最も劣る部分である。よって、これまでの研究においても試作シールドの性能評価として、衝突速度 $\sim 4\text{km/s}$ 付近を中心に衝突実験を行うこととした。

また、このスタッフィングホイップルシールドの貫通限界曲線は、与圧壁も含めて測定されたものである。そのため、シールドの貫通とは、与圧壁まで貫通したことをあらわしている。

本研究において開発してきた試作デブリシールドは、与圧壁を含めない状態で防御性能を評価してきた。二段式軽ガスガンによる衝突実験(飛翔体材質：PC + Al、直径 7.0mm、質量 0.3g)において、衝突速度 4.0km/s 以上を試作デブリシールド自体で防御することができている。そのため、一概には比較することはできないが、与圧壁も含めた場合では、より速い速度も防御できると考えられる。

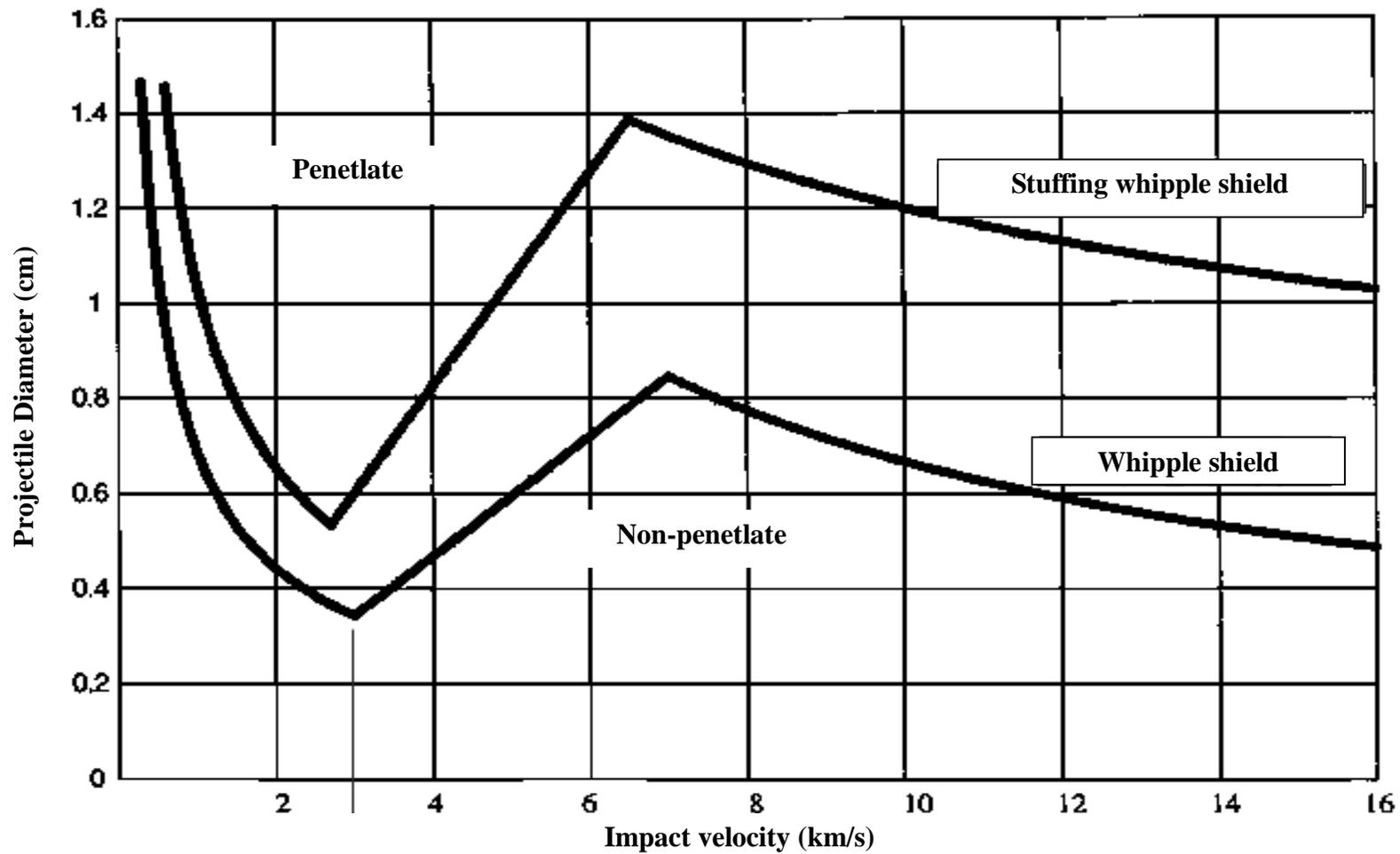


Fig.4-1 Ballistic limit curve

4.2 これまでの試作デブリシールドの構成

一般的なスペースデブリ防御シールドとして現在用いられているホイップルシールドは、一番外側に A60601-T6 のバンパが設置されている。これまでに試作してきたデブリシールドにおいても同様に A60601-T6 を最前面に配置し、衝突物体の粉砕を行うこととする。次に、A6061-T6 に衝突した際に発生する衝撃波の軽減、および衝撃圧の緩和を行うための衝撃緩衝材としてシリコーンゲルを配置してある。そして、シリコーンゲルで軽減された衝撃エネルギーを防ぐために、耐衝撃性に優れた PC を配置した。また、万が一 PC が破壊された場合を考えて、その破壊による影響を直接受けにくい繊維材質のアラミド繊維を 3 枚積層し、同時に破片の回収なども行うこととする。加えて、これまでの試作デブリシールドに関しては、熱の影響を考慮しての断熱材といったものを使用していないため、代わりに耐熱性に優れたアラミド繊維を各材料間に配置することで、熱の影響を抑えることとした。

実際に試作したデブリシールドの構成概略図を Fig.4-1 に、また、板厚および面密度を Table 4-1 に示す。なお、シールド構成材料間に余白があるが、実際はすべて密着した積層型となっている。これらシールド構成材料の板厚および面密度を足した合計から、試作デブリシールドの厚さおよび面密度を算出している。

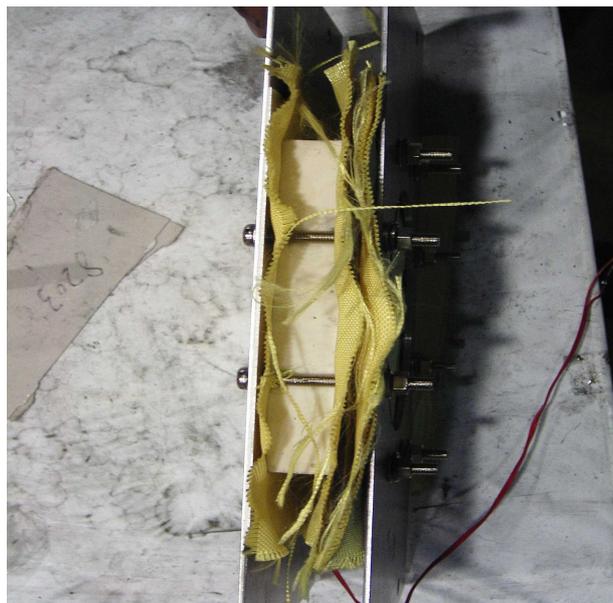
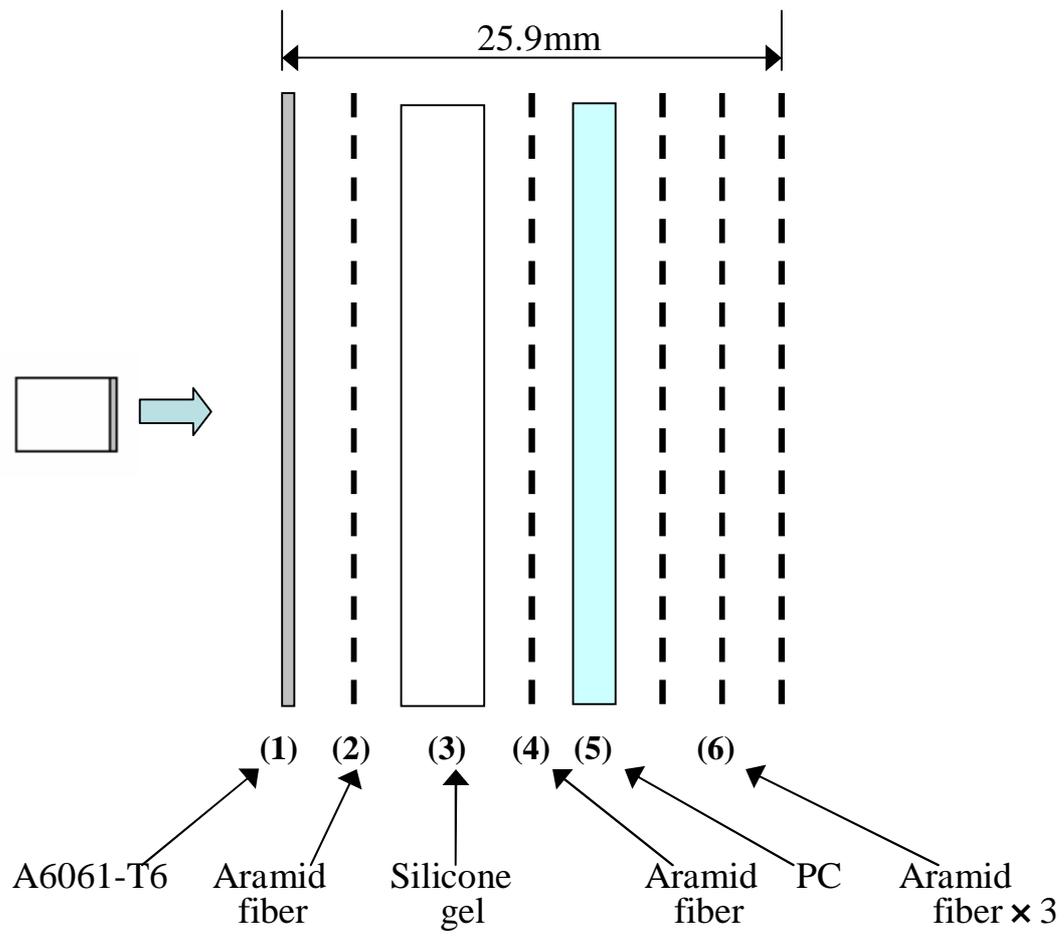


Fig.4-2 Composition of newly debris shield

Table 4-1 Thickness and areal density of newly debris shield

	Material	Thickness (mm)	Areal density (kg/m²)
(1)	A6061-T6	1.0	2.7
(2)	Aramid fiber	0.38	0.55
(3)	Silicone gel	20.0	11.2
(4)	Aramid fiber	0.38	0.55
(5)	PC	3.0	3.6
(6)	Aramid fiber × 3	1.14	1.65
	Total	25.9	20.25

4.3 CFRP を用いた試作デブリシールド

これまでに試作してきたデブリシールドを基準に、シールド最前面のバンパ材である A6061-T6 を、CFRP および CFRP に変更した場合のシールドを試作し、その防御性能を評価した。

まず、これまでに開発してきた試作デブリシールド(最前面が A6061-T6)を Type のシールドとする。この Type は Fig.4-2、Table 4-1 に示したものである。続いて、Type の最前面である A6061-T6 を CFRP に変更したものを Type とする。これを Fig.4-3 および Table 4-2 に示す。続いて、Type の最前面である A6061-T6 を CFRP に変更したものを Type とし、これを Fig.4-4 および Table 4-3 に示す。また、Table 4-2 と Table 4-3 の両表について、赤字で示してあるものが Type と比較した際の変更点および数値の変化である。各試作デブリシールドにおいて、厚さはすべて同一であるが、面密度は Type が最も小さく、次いで Type 、Type の順に小さくなっている。面密度の差については、Type に比べて Type は 1.06kg/m^2 、Type は 1.25 kg/m^2 小さくなっている。

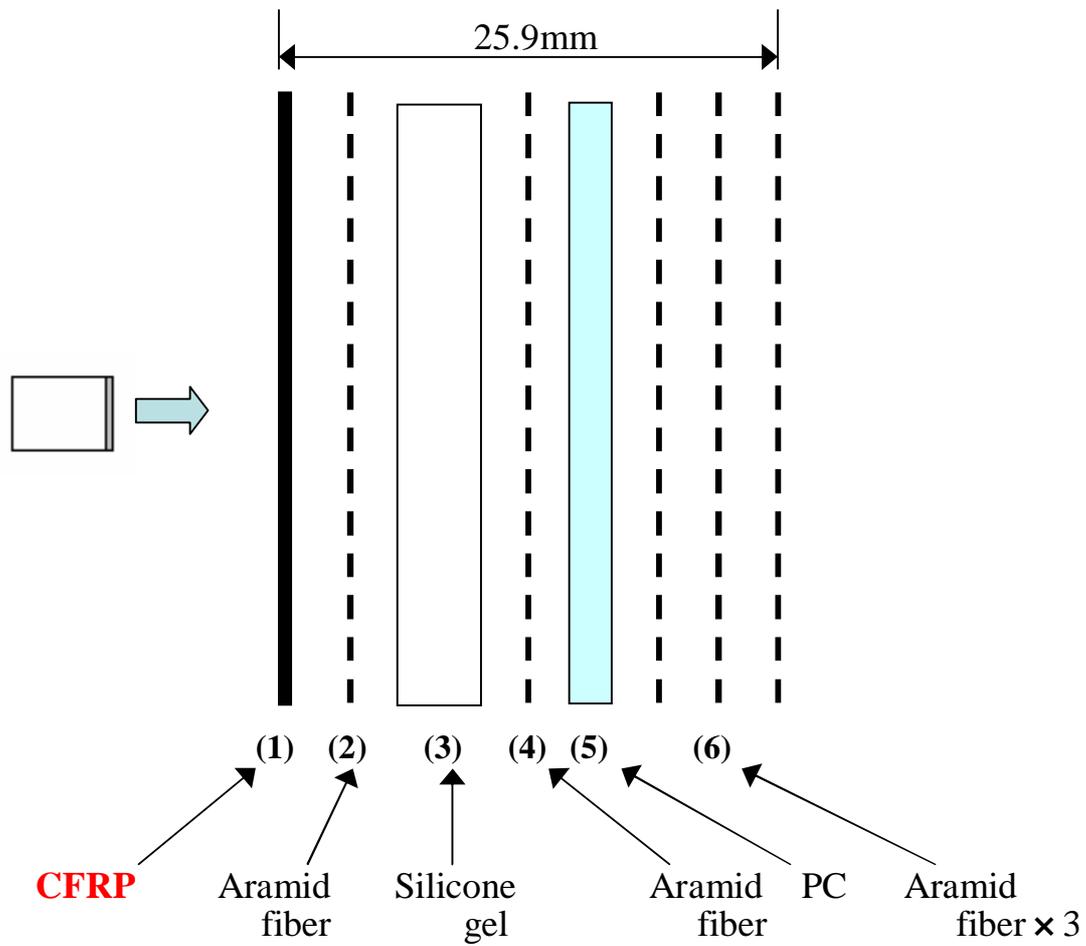


Fig.4-3 Composition of newly debris shield Type

Table 4-2 Thickness and areal density of newly debris shield Type

	Material	Thickness (mm)	Areal density (kg/m ²)
(1)	CFRP	1.0	1.64
(2)	Aramid fiber	0.38	0.55
(3)	Silicone gel	20.0	11.2
(4)	Aramid fiber	0.38	0.55
(5)	PC	3.0	3.6
(6)	Aramid fiber × 3	1.14	1.65
	Total	25.9	19.19

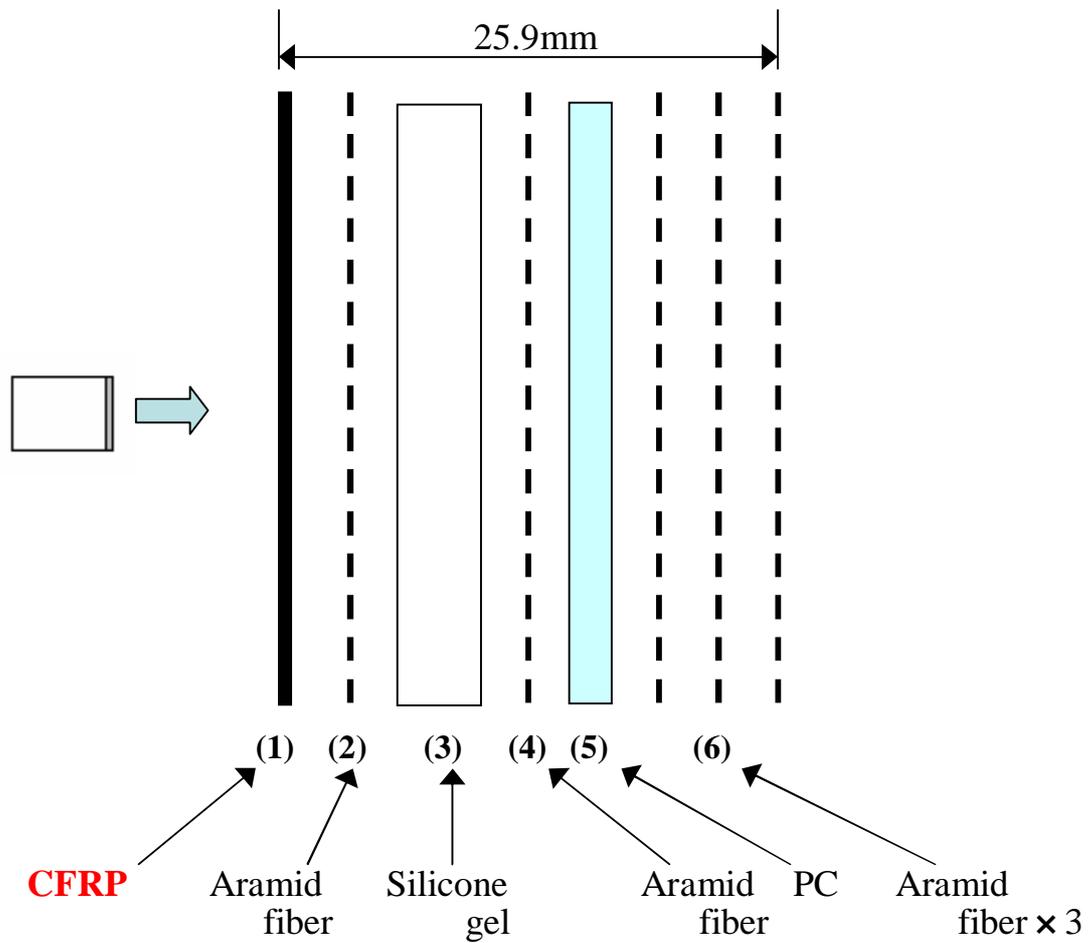


Fig.4-4 Composition of newly debris shield Type

Table 4-3 Thickness and areal density of newly debris shield Type

	Material	Thickness (mm)	Areal density (kg/m ²)
(1)	CFRP	1.0	1.45
(2)	Aramid fiber	0.38	0.55
(3)	Silicone gel	20.0	11.2
(4)	Aramid fiber	0.38	0.55
(5)	PC	3.0	3.6
(6)	Aramid fiber \times 3	1.14	1.65
	Total	25.9	19.00

4.4 二段式軽ガスガンによる高速衝突実験

Type ~Type の各試作デブリシールドについて、二段式軽ガスガンによる高速衝突実験を行い、それぞれの防御性能を評価した。衝突実験条件を Table 4-4 に示す。また、衝突実験後の各試作デブリシールドのシールド構成材料に生じた損傷痕を最前面から順に 2 つずつ観察した様子を Fig.4-5、Fig.4-6、Fig.4-7 に示す。加えて、その損傷痕を測定した結果を Table 4-5 に示す。

Type では、最前面(1)の A6061-T6 には、飛翔体の直径よりも若干大きな直径 13.2mm の円形の貫通孔が生じていた。さらに、衝撃波の反射により、飛翔体の衝突方向と反対方向にわずかに膨らんでいた。(2)のアラミド繊維には 14.5mm × 14.5mm の四角形の貫通孔が生じていた。これは今回使用したアラミド繊維が平織りであり、その繊維方向に沿って貫通孔が広がったためと考えられる。(3)のシリコーンゲルには表が直径 19.0mm、裏が直径 28.8mm の円形の貫通孔が生じ、アラミド繊維や A6061-T6 の破片が付着していた。また、この貫通孔の大きさから考えて、衝撃波による損傷が大きいと考えられる。さらに、シリコーンゲルの貫通孔内部は全体に渡って熱によって溶かされたと思われる形跡が見られた。(4)のアラミド繊維には大きな損傷は見られなかったが、シリコーンゲルや A6061-T6 の小さな破片が付着していた。(5)の PC には深さ 1.5mm の凹みが見られたが、貫通はしていなかった。PC が変形することにより、ここに到達した衝撃のエネルギーをひずみエネルギーとして分散させることで、貫通を防いだと考えられる。(6)のアラミド繊維 3 枚には損傷は見られなかった。

Type は、最前面(1)の CFRP には直径 11.5mm の円形の貫通孔が生じ、その周辺の炭素繊維が剥離していたが、Type に比べて 1.7mm 小さいものとなった。(2)のアラミド繊維には 16.1mm × 14.8mm の四角形の貫通孔が生じ、Type よりも若干大きくなった。また、最前面である CFRP の小さな破片がわずかに付着していた。(3)のシリコーンゲルには表が直径 19.9mm、裏が直径 22.7mm の円形の貫通孔が生じていた。このシリコーンゲルに及ぶ損傷は衝撃によるものが大きいと考えられるが、Type と比べると、裏側の貫通孔が 6.1mm 小さかった。(4)のアラミド繊維にはシリコーンゲルの破片付着のみで損傷は見られず、(5)の PC および(6)のアラミド繊維 3 枚にも損傷は見られなかった。

Type は、最前面(1)の CFRP には直径 11.3mm の円形の貫通孔が生じ、こちらでもその周辺の炭素繊維が剥離していた。また、Type に比べて貫通孔が 1.9mm 小さいものとなった。(2)のアラミド繊維には 13.1mm × 13.3mm の四角形の貫通孔が生じており、Type よりも 1.4mm × 1.2mm 小さかった。(3)のシリコーンゲルには表が直径 16.9mm、裏が直径 23.9mm の円形の貫通孔が生じていた。これについても Type と比較すると、表側は 2.1mm、裏側は 5.9mm 小さいものとな

った。(4)のアラミド繊維にはシリコンゲルの破片付着のみで損傷は見られなかった。(5)のPCには深さ 3.8mm の凹みが見られたが、貫通はしていなかった。そのため、Type に比べて 2.3mm 深い結果となった。(6)のアラミド繊維には損傷は見られなかった。

ここから、Type の試作デブリシールドの最前面 A6061-T6 を CFRP に変更すると、損傷痕の大きさは全体的に小さくなり、貫通を防ぐこともできた。また、(5)の PC には凹みは見られなかった。これは Type に比べて、Type の方が飛翔体の衝突速度が 0.12km/s 遅かったことが影響したと思われるが、Type に劣らない性能を持っているのではないかと考えられる。損傷痕が小さくなったのには、CFRP の持つ衝撃減衰性能が影響したと推測できる。また、CFRP に変更した場合も損傷痕の大きさは小さくなり、貫通も防いだ。しかしながら、(5)の PC に及んだ凹みは 2.3mm 深くなってしまった。損傷痕が小さくなったのには、CFRP の衝撃減衰性能が有効であったと思われるが、CFRP と比べて内部損傷を起こしやすく、これに伴って多くの破片を生成してしまうため、これが後方の PC までダメージを及ぼしてしまっただのではないかと考えられる。

以上のことから、試作デブリシールドの最前面が A6061-T6、CFRP、CFRP のどの場合においても、二段式軽ガスガンによる衝突速度約 4.0km/s の衝突実験で飛翔体の貫通を防ぐことができた。中でも CFRP が最前面の Type は、最前面が A6061-T6 の Type と比較して、全体的に損傷痕を小さくし、後方へ及ぶ損傷もほぼ同等であると思われる。

Table 4-4 Experimental conditions

Shield type	Thickness (mm)	Areal density (kg/m²)	Impact velocity (km/s)
Type	25.9	20.25	4.27
Type	25.9	19.19	4.15
Type	25.9	19.00	3.97

Type



(1) A6061-T6



(2) Aramid fiber

Type

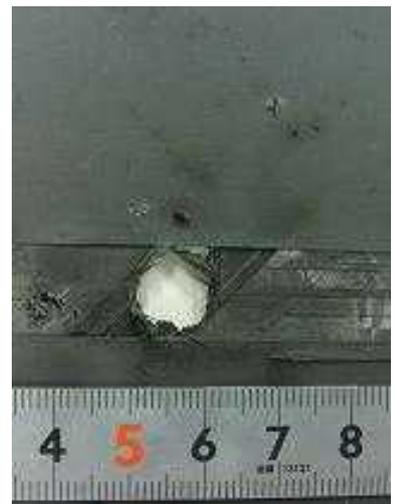


(1) CFRP

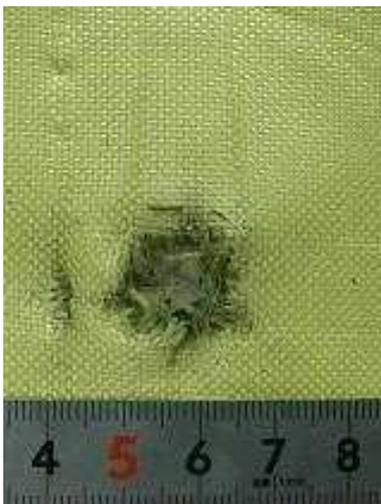


(2) Aramid fiber

Type



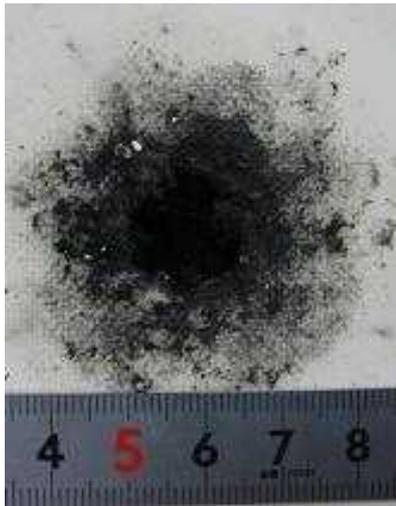
(1) CFRP



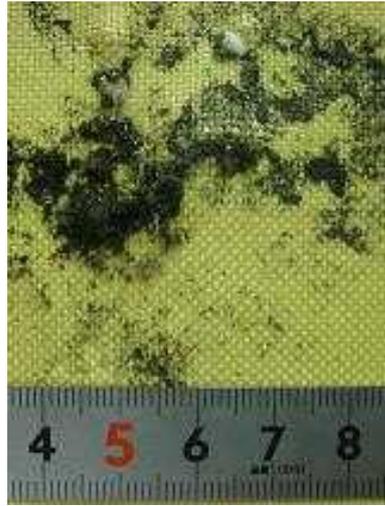
(2) Aramid fiber

Fig.4-5 Photograph of material (1) and (2)

Type

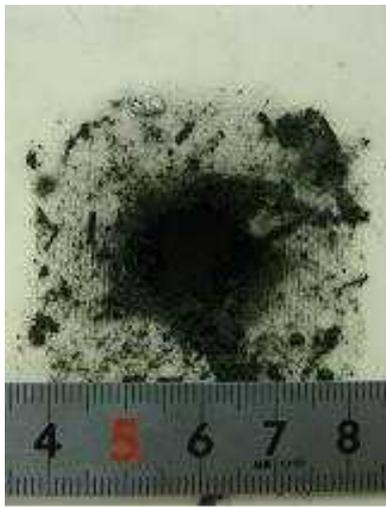


(3) Silicone gel

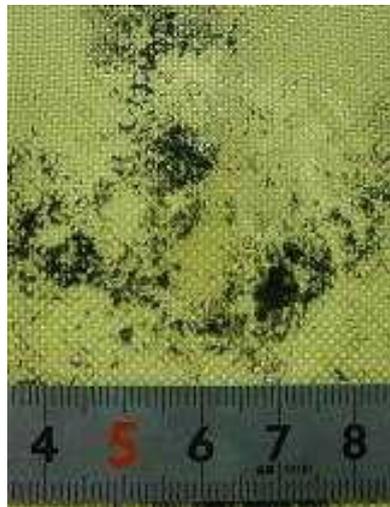


(4) Aramid fiber

Type



(3) Silicone gel



(4) Aramid fiber

Type



(3) Silicone gel



(4) Aramid fiber

Fig.4-6 Photograph of material (3) and (4)

Type

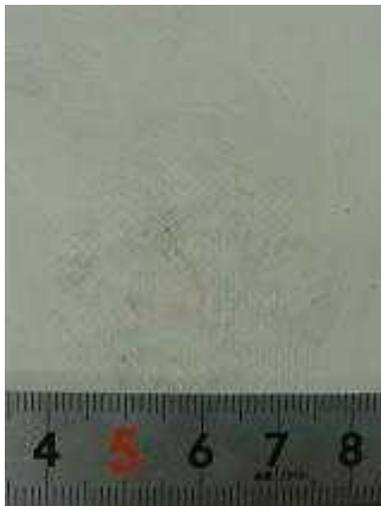


(5) PC



(6) Aramid fiber x 3

Type

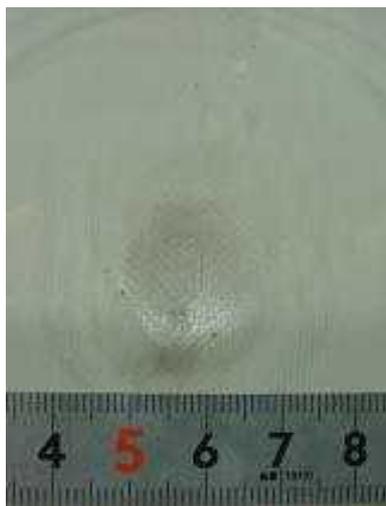


(5) PC



(6) Aramid fiber x 3

Type



(5) PC



(6) Aramid fiber x 3

Fig.4-7 Photograph of material (5) and (6)

Table 4-5 Impact test results at hypervelocity

Shield type	(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)
Type	Circle 13.2mm	Square 14.5mm × 14.5mm	Circle Front : 19.0mm Rear : 28.8mm	-	Crater 1.5 mm	-
Type	Circle 11.5mm	Square 16.1mm × 14.8mm	Circle Front : 19.9mm Rear : 22.7mm	-	-	-
Type	Circle 11.3mm	Square 13.1mm × 13.3mm	Circle Front : 16.9mm Rear : 23.9mm	-	Crater 3.8 mm	-

4.5 試作デブリシールドの宇宙環境適応性の検討

これらの結果から、過去に試作してきた積層型デブリシールドを CFRP によって軽量化するには、積層構成が[0/90/0/90]_{2s}の CFRP が良いことがわかった。A6061-T6 と比較して、耐貫通性能や衝撃減衰性能に優れており、バンパ材として用いるのに有効ではないかと思われる。

そこで、ここからは試作デブリシールドの最前面が A6061-T6 である Type と、CFRP である Type に着目した。まず、これまでに試作してきたデブリシールドである Type が最も基本的な構造であるが、これには断熱材を使用していなかった。そのため、このシールドに断熱材を用いることで、宇宙空間への適応性を向上させることを検討した。

続いて、実際のスペースデブリの衝突においては、シールドに垂直に衝突してくるばかりではなく、あらゆる方向からの衝突が考えられる。特に、他の研究機関にて実施された実験では、既存のホイップルシールドやスタッフィングホイップルに対して斜め衝突実験を行ったところ、垂直衝突時と比べて与圧壁に及んだダメージが大きくなることが報告されている¹³⁾。すなわち、スペースデブリの衝突する角度が変化することで、デブリシールドの防御性能に大きな相違が生じてしまう可能性がある。そこで、当研究室で開発してきた試作デブリシールドにおいても、衝突角度 45°での斜め衝突実験を行い、防御性能の相違を評価することとした。この際用いた試作デブリシールドは、最前面が A6061-T6 である Type と、CFRP である Type とした。

第5章 断熱材の使用および斜め衝突実験

5.1 緒言

スペースデブリの衝突から安全に宇宙構造物を保護するには、防御用シールドを構成する材料に劣化などが起きてはならない。しかしながら、宇宙空間は-120 ~ 150 まで温度変化が起こる過酷な環境である。この温度変化によっては、シールド構成材料に劣化が生じ、その場合、シールドとしての防御性能を低下させてしまう危険性がある。そのため、宇宙空間で構造物を運用させるには断熱材を取り付けて、温度変化による材料の劣化などを防いでいる。

前章までの試作デブリシールドには断熱材は使用していなかった。そのため、宇宙空間の苛酷な温度変化の環境下に曝された場合、高分子材料である PC およびシリコーンゲルは性質変化などを起こして劣化してしまうことが懸念される。材質が劣化してしまうと、これらが本来持つ衝撃減衰性能を発揮できず、シールドの性能が低下してしまう恐れがある。よって、断熱材を試作デブリシールドに積層させ、温度変化に対応できるようにする必要がある。そこで、試作デブリシールドに断熱材を用いて高速衝突実験を行い、その際の防御性能の相違を調べた。

また、スペースデブリはあらゆる方向から衝突してくる可能性がある。これまでの試作デブリシールドの衝突実験は、飛翔体をシールドの正面に垂直(90°)に衝突させるものしか行っていなかった。そこで、スペースデブリが斜めから衝突してきた場合を想定し、今回は衝突角度を 45° に設定して実験を行うことで、その防御性能に相違を調べた。

5.2 断熱材

断熱材の概要について述べる。現在、断熱材として用いられているのは、ポリイミドと呼ばれる材料であり、これをフィルム状にして使用することが一般的である。また、ポリイミドは耐熱性、耐寒性に優れ、また、機械的性質や、物理的・化学的性質のバランスにも優れた材料である。

また、断熱材の基本的な構成は、このポリイミドフィルムを複数枚重ねたものとなっている。スタッフィングホイップルシールドのスタッフィング材の中にも断熱材が用いられており、MLI(Multi Layered Insulation)という呼び名で組み込まれている。このMLIは、約10枚のポリイミドフィルムを重ねた構造となっている。この中で、最外層のポリイミドフィルムの厚さは約50 μ m、最下層のポリイミドフィルムの厚さは約30 μ mである。残りの層は厚さ約9 μ mのポリイミドフィルムが重ねられている。さらに、このポリイミドフィルムにはアルミ蒸着が施され、各層の間には、高機能化学繊維であるDacronTM繊維や、beta-clothと呼ばれるガラス繊維(テフロン蒸着が施されている)が織りこまれている¹⁴⁾。

5.3 断熱材を用いた試作デブリシールド

本研究では、断熱材の主な材料であるポリイミドフィルムを試作デブリシールドに用い、二段式軽ガスガンによる高速衝突実験を行うことでその防御性能を評価した。今回用いたポリイミドフィルムは、1枚の板厚が0.125mm、面密度が0.18kg/m²(東レ・デュポン株、Kapton®、500H)のものである。そのため、MLIの構成を完全に再現できず、一概には比較できない。しかし、ここで断熱材の主な構成材であるポリイミドフィルムを用いても、その防御性能に大きな相違が見られなかった場合、試作デブリシールドは、宇宙環境への適応性を向上させることができると考えられる。

ポリイミドフィルムは試作デブリシールド Type 1 の(2)のアラミド繊維の代わりに積層した。これは、最前面の A6061-T6 は宇宙の環境に適應できるが、それ以降のシリコーンゲルなどは、宇宙環境に曝すわけにはいかないため、(2)のアラミド繊維をポリイミドフィルムに変更することが妥当と考えたからである。

また、ポリイミドフィルムを用いるにあたって、試作デブリシールドの厚さおよび面密度を超えないように留意した。ここでは、変更箇所である(2)のアラミド繊維とほぼ同じ程度にすることとした。そのため、アラミド繊維は板厚および面密度がそれぞれ0.38mm、0.55であることから、ポリイミドフィルムは3枚用いた。ポリイミドフィルムを積層した試作デブリシールドを Type 2 とし、この概略図を Fig.5-1 に示す。また、その構成を Table 5-1 に示す。赤字については、Type 1 の試作デブリシールドから Type 2 の試作デブリシールドに変更した際の変更点および数値の変化をあらわしている。

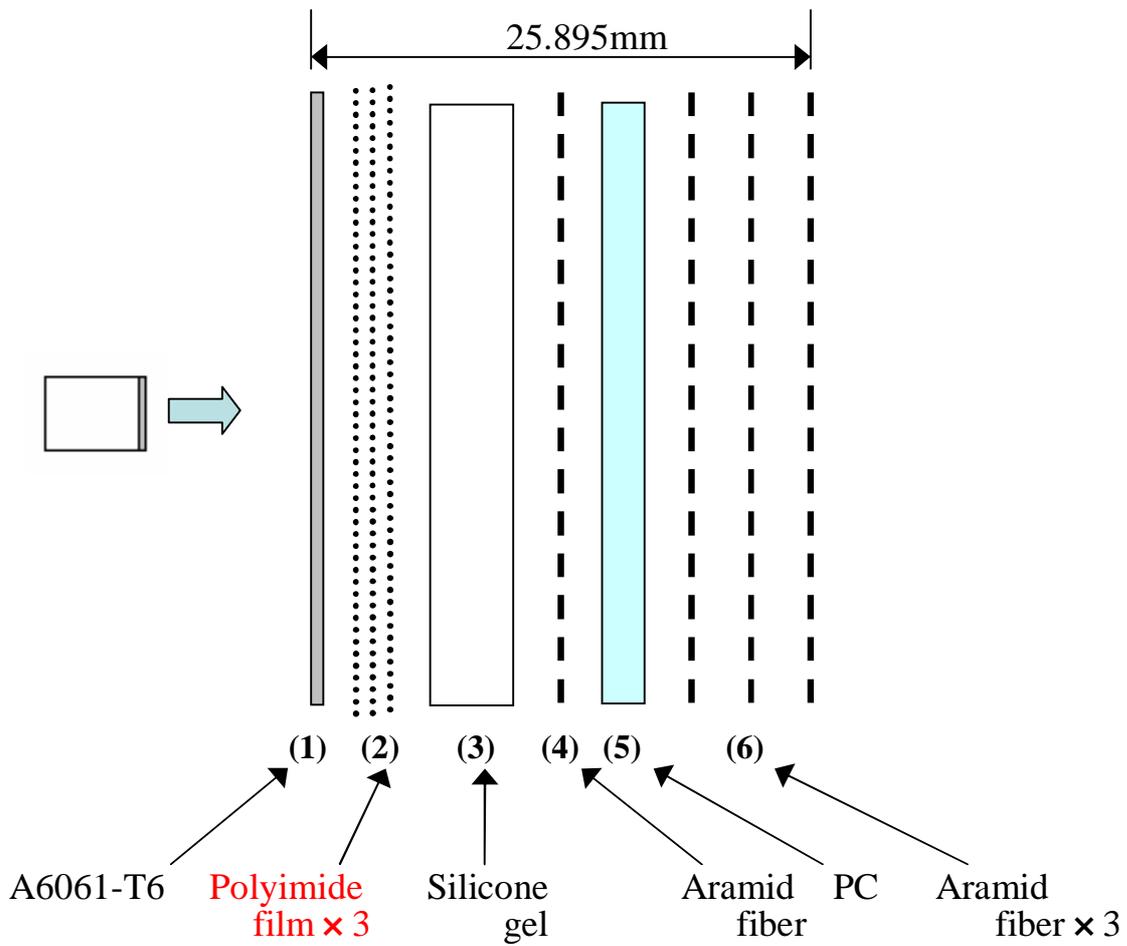


Fig.5-1 Composition of newly debris shield Type

Table 5-1 Thickness and areal density of newly debris shield Type

	Material	Thickness (mm)	Areal density (kg/m ²)
(1)	A6061-T6	1.0	2.7
(2)	Polyimide film × 3	0.375	0.54
(3)	Silicone gel	20.0	11.2
(4)	Aramid fiber	0.38	0.55
(5)	PC	3.0	3.6
(6)	Aramid fiber × 3	1.14	1.65
	Total	25.895	20.24

5.4 二段式軽ガスガンによる高速衝突実験

Type および Type の試作デブリシールドについて、二段式軽ガスガンによる高速衝突実験を行い、防御性能の相違を評価した。Type は前章に示した結果と同じである。また、Type の試作デブリシールドにおいては衝突速度 4.14km/s にて行った。

衝突実験後に、シールド構成材料に生じた損傷痕を測定した結果を、Type と比較しながら Table 5-2 に示す。また、その損傷痕の様子を Type と比較しながら、最前面から順に 2 つずつ、それぞれ Fig.5-2、Fig.5-3、Fig.5-4 に示す。

Type は、最前面(1)の A6061-T6 には、直径 13.8mm の円形の貫通孔が生じていた。(2)のポリイミドフィルムには直径 12.2mm の円形の貫通孔が生じており、その周りに長さ 30.3mm の亀裂が放射状に広がっていた。これは、フィルム状になっているために、裂けやすい性質があり、これが影響したものと思われる。また、3 枚とも同じ損傷痕であった。(3)のシリコーンゲルには、前面が直径 20.7mm、背面が直径 24.6mm の円形の貫通孔が生じていた。(4)のアラミド繊維にはシリコーンゲルの破片付着のみで損傷は見られなかった。(5)の PC には深さ 0.9mm の凹みが生じていた。(6)のアラミド繊維には損傷は見られなかった。

この結果から、試作デブリシールドの最も基本的な構成である Type に、断熱材であるポリイミドフィルムを用いた場合、シールド構成材(2)がアラミド繊維の場合は 14.5mm×14.5mm の四角形の貫通孔であったが、ポリイミドフィルムでは直径 12.2mm の貫通孔に加えて、長さ 30.3mm の亀裂が生じてしまっている。この点については、アラミド繊維の方が損傷痕が小さく、良いと思われるが、シールドの防御性能としてみると、(5)の PC に及んだ凹みの差は 0.6mm であったため、

その性能に大きな相違はみられなかった。

よって、Type1 に積層されている(2)のアラミド繊維を断熱材に変更できることが期待でき、ここから、宇宙環境への適応性を向上させることができるとと思われる。

Table 5-2 Impact test results

Shield type	(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)
Type	Circle 13.2mm	Square 14.5mm × 14.5mm	Circle Front :19.0mm Rear :28.8mm	-	Crater 1.5 mm	-
Type	Circle 13.8mm	Circle 12.2mm Crack (Radiating) 30.3mm	Circle Front :20.7mm Rear :24.6mm	-	Crater 0.9 mm	-

Type



(1) A6061-T6



(2) Aramid fiber

Type



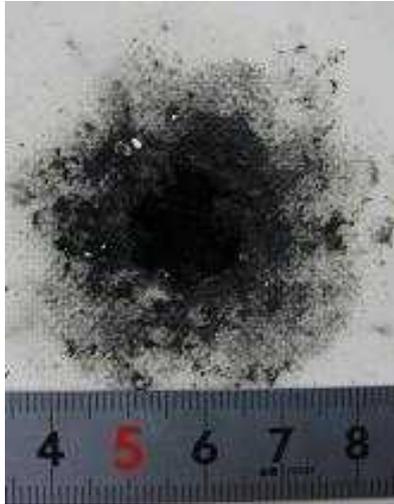
(1) A6061-T6



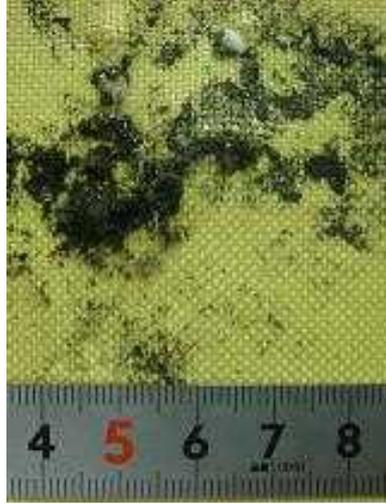
(2) Polyimide film x 3

Fig.5-2 Photograph of material (1) and (2)

Type

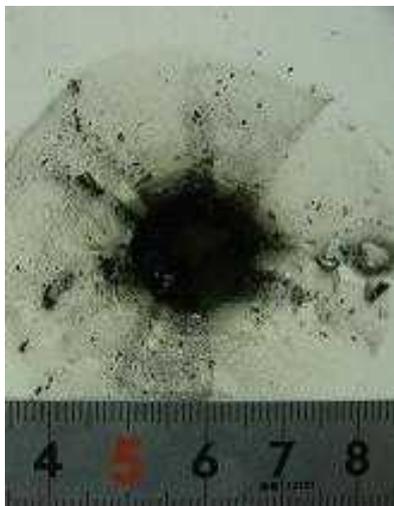


(3) Silicone gel



(4) Aramid fiber

Type



(3) Silicone gel



(4) Aramid fiber

Fig.5-3 Photograph of material (3) and (4)

Type

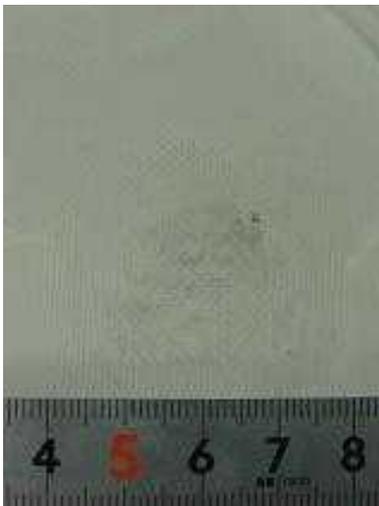


(5) PC



(6) Aramid fiber x 3

Type



(5) PC



(6) Aramid fiber x 3

Fig.5-4 Photograph of material (5) and (6)

5.5 斜め衝突実験

スペースデブリが実際に宇宙構造物と衝突する際に、垂直に衝突することは稀であり、大部分は斜め衝突である。本研究で開発してきた試作デブリシールドにおいては、基本データの採取を念頭に置いているため、垂直衝突実験を行ってきたが、実際の宇宙空間への実用化を目指すには、試作デブリシールドに対して、斜め衝突実験を行う必要がある。

現在の主流なデブリシールドであるホイップルシールドやスタッフィングホイップルシールドにおいて、斜め衝突によって防御性能に相違がみられることが報告されている¹³⁾。防御性能に相違が生じるのは、スペースデブリが斜めに衝突した場合、衝突後に生成された破片の拡散形状(デブリクラウド)に偏りが生じてしまうため、与圧壁のある範囲にはデブリクラウドが集中し、それ以外の部分はデブリクラウドによる影響が比較的少ない、などのようになることが原因とされている。すなわち、スペースデブリからの防御に関しては、斜め衝突に関する実験も重要となってくる。

試作デブリシールドは衝撃緩和材を組み込んだ積層型となっており、飛翔体衝突時の衝撃を緩和して防御する構造となっている。そのため、既存シールドのように、バンパと与圧壁の間隔によって衝突してきたスペースデブリを拡散させ、デブリクラウド化させるものとは構造が異なっている。しかしながら、試作デブリシールドの構造でも斜め衝突により損傷形態が変化すること可能性がある。

そこで、本研究にて試作してきたデブリシールドにおいても、斜め衝突実験を行い、防御性能の相違を調べた。今回の斜め衝突実験は、衝突角度 45° とし、また、Type および Type の2種類の試作デブリシールドを用いて実験した。斜め衝突実験の概略図を Fig.5-5 に示す。また、衝突実験装置は二段式軽ガスガンとした。衝突速度は、Type は 3.54km/s 、Type は 3.23km/s で行った。

衝突実験を行った結果を、Type については Table 5-3 に、Type については Table 5-4 に示す。また、実験後の Type および Type の損傷痕の様子をそれぞれ Fig.5-6 および Fig.5-7 に示す。なお、Table 5-3 と Fig.5-6、Fig.5-7 に示したものは、Type および Type の垂直衝突時の結果と併せて示してある。

Type は、最前面(1)の A6061-T6 には短軸 15.4mm、長軸 17.5mm の楕円形の貫通孔が生じ、(2)のアラミド繊維には 16.1mm×17.9mm の四角形の貫通孔が生じていた。(3)のシリコーンゲルには、表が短軸 21.0mm、長軸 23.9mm の楕円形貫通孔が生じ、裏が直径 9.1mm の円形貫通孔が生じていた。ここまでの損傷痕は、垂直衝突時と比較して、横長の形状になるものであった。また、シリコーンゲルの裏側の損傷痕が小さかったのは、衝突速度が遅かったためと思われる。(4)以降のアラミド繊維と PC には損傷は見られなかった。

Type は、最前面(1)の CFRP には短軸 11.9mm、長軸 14.5mm の楕円形の貫通孔が生じ、(2)のアラミド繊維には 13.8mm×17.5mm の四角形の貫通孔が生じていた。(3)のシリコーンゲルには、前面が短軸 18.4mm、長軸 24.0mm の楕円形の貫通孔が生じ、背面には損傷は見られなかった。こちらの損傷痕についても、垂直衝突時と比較した場合、横長の形状になっていた。また、シリコーンゲルの裏側には損傷痕がみられなかったが、これも衝突速度が遅かったためと思われる。(4)以降のアラミド繊維と PC にも損傷は見られなかった。また、Type には飛翔体による損傷の他に、ラプチャー材による損傷もみられたが、これは損傷痕の大きさに含めていない。

このことから、Type および Type の試作デブリシールドを用いた 45° 衝突実験においても、共に飛翔体の貫通を防ぐことができた。また、衝突速度が多少異なるが、その損傷形態は、衝突角度の影響によって貫通孔が楕円形になっただけであり、防御性能の相違はほぼないものと思われる。

このような結果となったとして以下のことが考えられる。既存のシールドのようにスペースデブリを細かい破片に粉碎し、拡散させて防御する構造に対して、試作デブリシールドのような積層型では、シールド構成材料が全て密着していることから、飛翔体衝突時の破片よりも衝撃圧によるものが主な損傷となる。そのため、斜めに衝突してきても、生じた衝撃圧が材料内部を伝播する際には全体的に拡がっていったために偏りなどがなく、垂直衝突時に比べて大きな相違がない損傷痕になったのではないかと思われる。これに対して、既存シールドのように、スペースデブリを粉碎して破片を拡散させる防御構造の場合は、前述したように衝突角度が破片の拡散工程に大きく関わっていることが考えられる。

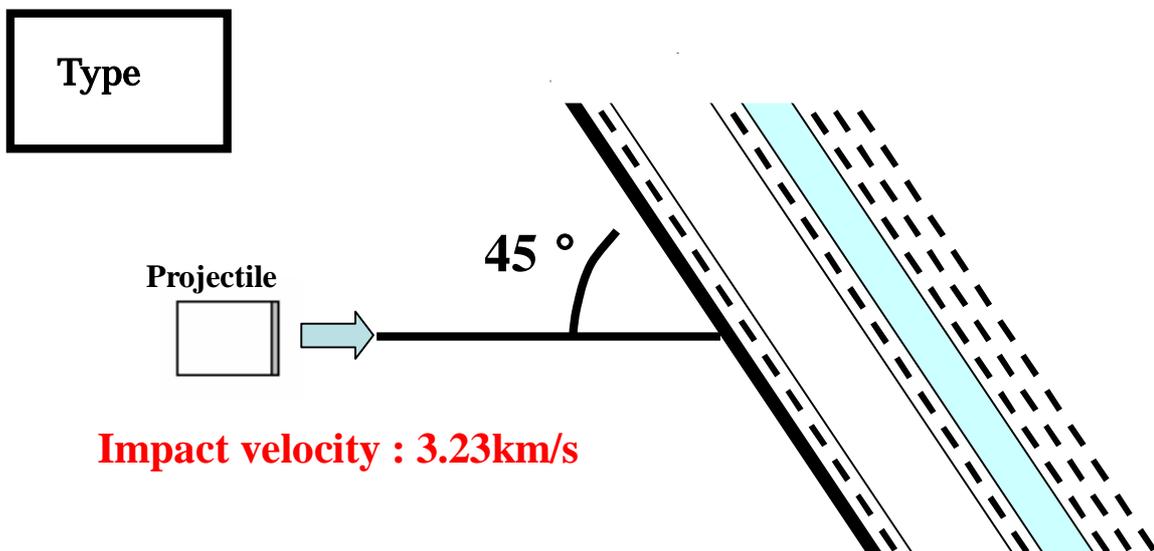
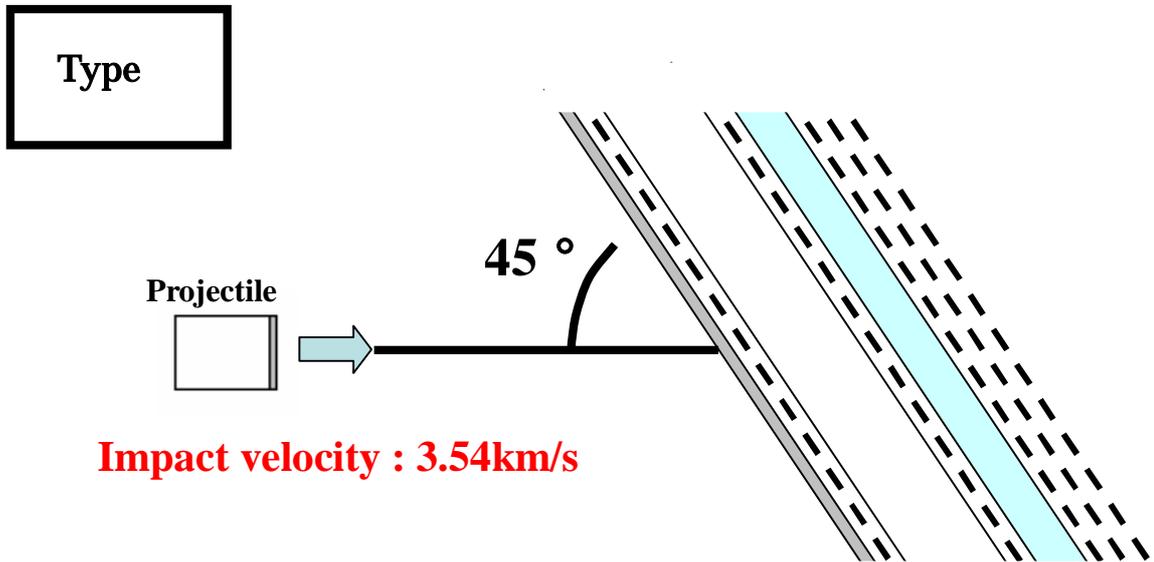


Fig.5-5 Impact test image at impact angle 45 degree

Table 5-3 Impact test results at impact angle of 45 ° (Type)

Shield type	(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)
Type (90 °)	Circle 13.2mm	Square 14.5mm × 14.5mm	Circle Front : 19.0mm Rear : 28.8mm	-	Crater 1.5 mm	-
Type (45 °)	Oval 15.4mm 17.5mm	Square 16.1mm × 17.9mm	Front Oval: 21.0mm 23.9mm Rear Circle : 9.1mm	-	-	-

Table 5-4 Impact test results at impact angle of 45 ° (Type)

Shield type	(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)
Type (90 °)	Circle 11.5mm	Square 16.1mm × 14.8mm	Circle Front : 19.9mm Rear : 22.7mm	-	-	-
Type (45 °)	Oval 11.9mm 14.5mm	Square 13.8mm × 17.5mm	Front Oval : 18.4mm 24.0mm Rear : -	-	-	-

Type (90 °)

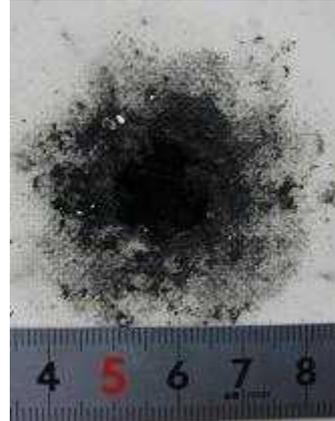
(1)



(2)



(3)



Type (45 °)

(1)



(2)



(3)



Fig.5-6 Photograph of material (1) , (2) and (3) at impact angle 45 degree

Type (90 °)

(1)



(2)



(3)



Type (45 °)

(1)



(2)



(3)



Fig.5-7 Photograph of material (1) , (2) and (3) at impact angle 45 degree

第6章 結論

6.1 緒言

スペースデブリシールドの軽量・小型化を図ることを目的に、これまでに試作してきた積層型デブリシールドのバンパ材として CFRP を用いることを検討し、その防御性能を評価した。また、積層型デブリシールドにおける宇宙空間への適応性と、スペースデブリのあらゆる方向からの衝突に対する防御性能の相違を検討した結果、以下のことがわかった。

6.2 結論

- 1) ホイップルシールドを模擬した状態を再現し、そのバンパ材にCFRPを用いた場合、A6061-T6の場合と比較して、与圧壁に与える損傷が一定範囲に集中してしまうが、損傷痕の最大深さはほぼ同等であった。これは、CFRPの衝撃減衰性能がA6061-T6よりも優れていたためと思われる。
- 2) 積層型試作デブリシールドに CFRP を用いた場合、二段式軽ガスガンによる衝突実験において、衝突速度 4.0km/s 以上でも貫通を防ぐことができた。また、これまでの積層型試作デブリシールドはスタッフィングホイップルシールドに比べて面密度が約 15%大きかったが、CFRP を用いることで、この差を約 8%まで抑えることができ、軽量化を図ることができた。また、これまでと同様に、厚さは約 1/2 と小型化を維持することもできた。
- 3) 積層型試作デブリシールドには断熱材を使用していなかったが、今回断熱材を使用した結果、防御性能に大きな低下はみられなかった。そのため、宇宙空間への適応性を向上できると思われる。
- 4) 積層型試作デブリシールドにおいて、衝突角度 45° の斜め方向からの衝突実験を行った結果、シールド構成材料に及んだ損傷はやや楕円型になるのみであり、飛翔体の貫通を防いだ。よって、防御性能に大きな低下はみられないことがわかった。

参考文献

- 1) <http://www.nishinippon.co.jp/media/A-3000/0110/hosi/kiji/kiji08.html> .
- 2) 八坂哲雄, 宇宙のゴミ問題—スペース・デブリ—, 裳華房, (1997), pp.8-11 .
- 3) 日本材料科学会編, 宇宙と材料, 裳華房, (1991), pp.28-29 .
- 4) 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構(JAXA), 第2回スペースデブリワークショップ講演資料集, (2006), pp.2-3 .
- 5) 加納学, 高分子系材料を利用したスペースデブリシールドの性能評価, 2005年度法政大学大学院工学研究科機械工学専攻修士論文, (2005) .
- 6) 特許公開 2003-014398 .
- 7) D.J.Grosch, J.P.Riegel, Development and Optimization of a Micro Two Stage light Gas Gun, International Journal of Impact Engineering, 14, (1993), pp.315-324 .
- 8) 林卓夫・田中吉之助, 衝撃工学, (1988), p.289, 日刊工業新聞社 .
- 9) 保前友高, 衝撃圧縮後の固体を伝播する希薄波の速度計測, 防衛技術ジャーナル, vol.4, (2004), pp.46-52 .
- 10) S.P.Marsh(Ed.), LASL Shock Hugoniot Data, (1980), p.182,212,432, University of California, Berkeley .
- 11) M.van Thiel, A.S.Kusubov and A.C.Mitchell; Compendium of Shock Wave Data, UCRL-50108, Livermore, Vol.1 and 2, Suppl.1 and 2, (1967) .
- 12) http://iss.sfo.jaxa.jp/iss/kibo/develop_status_09.html .
- 13) Andrew J. Piekutowski, Debris clouds produced by the hypervelocity impact of nonspherical projectiles, International Journal of Impact Engineering 26, (2001), pp.613-624 .
- 14) Giles A. Graham, Anton T. Kearsley, Ian P. Wright, Mark J. Burchell, Emma A. Taylor, Observations on hypervelocity impact damage sustained by multi-layered insulation foils exposed in low earth orbit and simulated in the laboratory, International Journal of Impact Engineering 29, (2003), pp.307-316 .

謝辞

本研究を行うに際して、終始懇切なるご指導、ご教授を賜りました、法政大学工学部機械工学科 新井 和吉 教授に厚く御礼申し上げます。

また、本研究を遂行するにあたり、御協力戴いた宇宙航空研究開発機構 長谷川 直氏、高圧システム株式会社 小島 保俊氏、株式会社フォトロン 矢島 正氏に深く感謝の意を表します。

さらに、試料作製および有力な討論をして頂いた、本学中央工作室 小山米太郎氏に深く感謝の意を表します。

そして、本研究を進めるにあたり、共に研究を行い、有益な討論をして頂いた本学修士1年生 長谷川 誠夫氏、本学部4年生 伊藤 隆寛氏、牧野 雄作氏に心より感謝致します。

また、本研究を進めるにあたり、多大なご協力を頂きました、本学修士2年生 美濃輪 秀明氏、野中 雅浩氏、本学修士1年生 富岡 良平氏、2005年度修了生 加納 学氏に心より感謝致します。

最後になりましたが、共に新井研究室で研究を行って来ました、本学修士2年生 伴 康隆氏、本学修士1年生 河村 拓馬氏、佐山 耕平氏、および本学部4年生の皆様心より感謝致します。