

スペースデブリシールド構成材料の積層構造 の検討

中神, 正智 / NAKAGAMI, Masatomo

(発行年 / Year)

2007-03-24

(学位授与年月日 / Date of Granted)

2007-03-24

(学位名 / Degree Name)

修士(工学)

(学位授与機関 / Degree Grantor)

法政大学 (Hosei University)

2006 年度 修士論文

論文題目 スペースデブリシールド
構成材料の積層構造の検討
指導教授 新井 和吉 教授

大学院工学研究科

機械工学専攻修士課程

学籍番号 05R1130

氏名 ナカガミ マサトモ
 中神 正智

EXAMINATION OF LAMINATED STRUCTURE OF COMPOSITION MATERIAL OF SPACE DEBRIS SHIELD

Masatomo NAKAGAMI

Abstract

In recent years, the space activities including operation of the International Space Station has been activated. However the remains thing on the orbit that is called the space debris exists on space. Since the space debris are going the earth around at high velocity, the impact to the space structure of the debris is a serious problem. Therefore, it is necessary to set up the shield to defend the space debris impact for the space structure.

The purpose of this study is to develop a lightweight small compound shield for the space structure, which defends the space debris impact. Aluminum alloy, polycarbonate, aramid and poly-phenylene-benzobisoxazole fibers as shield composition materials were used, and impact tests were conducted for single and laminated shields of these materials. The effects of the areal density and a lamination order on the ballistic limit velocity of the shield were investigated considering the plate bending deformation.

The ballistic limit velocity of the fiber material that the areal density is low and the bending deformation is large is high. The purpose of this is to be able to absorb the kinetic energy of the projectile by the bending deformation. The defensive performance as the shield changes depending on the lamination order. Especially, the lamination of mutual fiber material is the highest the ballistic limit velocity.

目次

	頁
1 . 緒論	1
1 . 1 研究背景	1
1 . 1 . 1 宇宙の環境	1
1 . 1 . 2 スペースデブリ	1
1 . 1 . 3 スペースデブリの生成	2
1 . 1 . 4 地球周回軌道とスペースデブリ	2
1 . 1 . 5 スペースデブリ衝突問題	3
1 . 2 既存の研究	4
1 . 2 . 1 スペースデブリからの防護策	4
1 . 2 . 2 高速衝突試験	6
1 . 2 . 3 高速衝突現象の数値解析	6
1 . 2 . 3 . 1 衝撃解析コード	6
1 . 2 . 3 . 2 定式化法	7
1 . 3 研究目的	8
2 . 高速衝突試験法	9
2 . 1 試験装置概要	9
2 . 2 飛翔体	10
2 . 3 ターゲット	10
2 . 4 試験方法および評価方法	10
3 . 数値解析法	17
3 . 1 衝撃解析コード	17
3 . 1 . 1 陰解法と陽解法	17
3 . 1 . 2 差分法	19
3 . 2 基礎方程式の立て方	29
3 . 3 基礎方程式	21
3 . 4 材料モデル	22
3 . 5 状態方程式および構成則	23
3 . 6 材料破壊モデル	24

3.7	解析条件	25
3.8	材料物性値	25
4	単体材料の高速衝突実験	31
4.1	緒言	31
4.2	高速衝突実験	31
4.3	数値シミュレーション評価	31
4.3.1	解析条件	31
4.3.2	数値シミュレーション結果の妥当性	32
4.4	結言	32
5	ターゲット材料のたわみの検討	38
5.1	緒言	38
5.2	理論式の算出	38
5.3	結言	39
6	積層ターゲットの積層順序の検討	42
6.1	緒言	42
6.2	飛翔体およびターゲット	42
6.3	数値シミュレーション評価	42
6.3.1	解析条件	42
6.3.2	数値シミュレーション結果の妥当性	43
6.4	結言	43
6.4.1	A6061-T6 または PC の後方に繊維材料を積層	43
6.4.2	繊維材料の後方に A6061 - T6 または PC を積層	44
6.4.3	繊維材料同士を積層	44
7	結論	52
	参考文献	53
	謝辞	54

1 . 緒論

1 . 1 研究背景

1 . 1 . 1 宇宙の環境

現在、国際宇宙ステーション運用を始め、人類の新たな資源・エネルギー確保にともなう宇宙活動の活発化が活発化している。しかしながら、宇宙にはさまざまな人工衛星やロケットが飛び交い、現状では宇宙での衝突事故も心配しなければならなくなっている。その例として、スペースシャトルは、衝突回避のため、打ち上げ時刻を 5 分刻みで変更することになっている。また、軌道上においても、衝突回避のためエンジン噴射を行うこともある。これらは、運用中の宇宙構造物同士の衝突に関してだが、その他にも、宇宙空間には人類が残したゴミが無数に散在しており、それらによる衝突も危惧しなければならない。

宇宙での衝突というものは、地上での自動車事故などに比べ、衝突スピードが桁違いに大きい。例えば、人工衛星やスペースシャトルが、人類の打ち上げた他の人工物体と遭遇するときの速度は平均 10 km/s である。それ以外にも、天然の宇宙物質であるメテオロイドと遭遇するときの速度は 20 ~ 100 km/s である^[1]。そのため、たとえ 10 mm 以下の小さな物体であっても、衝突したときの破壊力は想像以上に大きく、大惨事となることが予想されている。

そのため、いま宇宙空間での安全確保が、人類の宇宙活動における最優先の課題となっている。

1 . 1 . 2 スペースデブリ

1957 年に打ち上げられた最初の人工衛星スプートニク 1 号以来、約 40 年の間に、人類はこれまでに約 5000 個の人工衛星を打ち上げてきた。結果、現在地球周回軌道上には総計 2000 ton 以上の人工物体が蓄積している^[1]。その 95% 以上はすでにミッションを終了した、いわゆる『スペースデブリ』である。

デブリという言葉は、本来「破片」を意味するものである。デブリの定義については、主なものを挙げると、以下ようになる。

制御不能の人工物体

使われていない人工物体

現在ならびに将来にわたり有用な役割を果たさない人工物体

一般的に がデブリの定義として最も一般的に採用されているものである。

1.1.3 スペースデブリの生成

スペースデブリは、宇宙構造物の正常運用上においても生じる。例えば、打ち上げ時に生成した破片等が、本体に付着したままで、軌道上での衛星分離時やパドル展開時に放出されることもある。また、2段目ロケットについては、H-Iロケットのように低軌道にとどまるスペースデブリになる可能性がある。上段ロケットであるアポジキックモーターは、トランスファー軌道から静止軌道へ移る際に使用され、通常は分離しないが、気象衛星の場合、衛星機構との干渉を防ぐために分離されることがあり、この場合スペースデブリとなる。これはかなりのサイズ、重量であり静止軌道上においてかなりの脅威になり得る。

さらに、スペースデブリ問題を大きくした要因として、宇宙構造物のブレイクアップ（破砕）がある。そのブレイクアップの原因は、推進系の爆発、衛星破壊兵器によるブレイクアップ、測地を目的としたバルーンのブレイクアップ、衛星搭載電池の劣化・破裂・爆発などがある。

これら、宇宙構造物のブレイクアップは、非常に多くの破片を放出することがわかっている。ブレイクアップが生じても軌道上の質量は変化しないが、破片が他の宇宙構造物に衝突し、再びブレイクアップを起こすといった連鎖反応が生じる。このように、衝突連鎖反応によってスペースデブリが自己増殖することをケスラー・シンдрロームという。

1.1.4 地球周回軌道とスペースデブリ

宇宙空間では、数多くの運用中の人工衛星が地球を周回しているが、その軌道はミッションの特性などから、比較的似通った軌道となっているものが多い。例えば、気象衛星や放送衛星に代表される静止衛星は赤道上空約36,000kmの静止軌道（GEO）に数多く配置されており、また、各国の地球観測衛星は高度約1,000kmで地球を縦に回る低軌道（LEO）を運行しているものが多い。当然、運用を停止した人工衛星などもその近傍を漂っていることとなり、その衝突が問題視されている。Table 1 に代表的な地球周回軌道の概要を示す。

これらすべての地球周回軌道にスペースデブリは存在する。軌道別に確認されているスペースデブリの量は、低軌道におけるものが大半と言われているが、これは、低軌道における宇宙活動が活発なことの他に、センサー能力限界による中周回軌道以上でのスペースデブリ確認の困難さを示すものでもある。

Table 1 Earth orbit.

Orbit	Orbital height
Low Earth Orbit(LEO)	96~480 km
Medium Earth Orbit(MEO)	480~36,000 km
Geosynchronous Earth Orbit(GEO)	36,000 km
High Earth Orbit(HEO)	36,000~96,600 km

1.1.5 スペースデブリ衝突問題

スペースデブリは、人工衛星の残骸のような大きさのもので数 m から数十 m、小さいものは塵のようなサイズにまで至っている。その数はカタログ化されている数十 cm から 1 m 以上の大きさのもので 8000 個以上となっている^[2]。前述のように、これらスペースデブリが宇宙構造物に衝突する際は非常に高速であり、衝突時の被害は甚大である。このデブリ衝突による被害の実例は、長い間特定できなかったが、1996年7月26日に、フランスの小型衛星セリースが、1986年に大爆発を起こしたアリアン・ロケットの破片の衝突により、ブームをもぎ取られる現象が確認され、スペースデブリ衝突問題の重要性を知らしめるものとなった。

デブリが集中している低軌道では、デブリが衝突するときの衝突速度は最大 16km/s、平均で 10km/s と超高速であるため、塗料片のような質量の小さいデブリであってもその運動エネルギーは非常に大きく、衝突したときの破壊力も大きい^[3]。例えば塗料片が人工衛星に衝突した場合には衛星の外壁にクレータが発生するが、ボルトなど質量が大きいデブリになると衛星本体が破壊されることもある。

将来のエネルギー供給の一翼を担うべく、宇宙太陽発電システム(SSPS: Space Solar Power System)の検討が宇宙航空研究開発機構(JAXA)を中心に行われている。静止軌道上で運用中のSSPSへのデブリの衝突解析^[4]によると、10cm級デブリのニアミスは年間1回、1cm級デブリの衝突は年間15回、1mm級デブリの衝突は年間10万回となった。10cm級デブリは人工デブリが殆どであり、衝突速度は1.5km/sを超えるものは少ない。1cm級デブリは約8割をmeteoroidが占める。2割の人工デブリの衝突速度は1.5km/s以下であるが、meteoroidの衝突速度は5~30km/sと非常に高速である。1mm級デブリは99%がmeteoroidであった。

1.2 既往の研究

1.2.1 スペースデブリからの防護策

スペースデブリ衝突の防止策として、ロケット噴射による回避行動がある。しかし、これは予め衝突が予想されるスペースデブリの大きさ・速度の把握が必要となる。現状では、スペースデブリの分布状況の把握が可能であるのは、デブリのサイズが 10 cm 以上となっている。そのため、10 cm 以下のスペースデブリからの宇宙構造物防護策についての研究が盛んに行われている。

スペースデブリからの宇宙構造物防護策として、Whipple Shield^{[1][5]}(Fig.1-1)がある。また、現在もっとも一般的に使用されているデブリ防護シールドとして、スタッフィング材を入れより防護能力を向上させた Stuffing Whipple Shield (Fig.1-2)が挙げられる。これは、与圧壁の外側に設けられている金属板として、アルミニウム合金板が用いられており、さらにその間にもう一層、断熱材やアルミメッシュ、Nextel(セラミック材)、Kevlar(アラミド繊維)などを重ね合わせたスタッフィング材を中間材に用いたもので、ホイップルシールドをより一層強化したものである。

宇宙構造物居住空間である気密室外壁(与圧壁)の外側に薄い金属板を設けるもので、これによってデブリ衝突時の運動エネルギーを熱に変換し与圧壁への衝撃を和らげるものである。数 km/s の超高速衝突における衝突界面では、運動エネルギーが瞬時に熱エネルギーに変わる。衝突初期の衝撃過程は等エントロピー過程ではないのに対し、衝撃の開放過程は等エントロピー過程であるため、材料のエントロピーが増加し、熱せられるのである。これは、衝突初期に生じる圧力による衝撃波に起因し、強い衝撃波が生じると、生じる熱量も増加し、材料には液化や気化が生じる^[6]。このため、スペースデブリおよびバンパシールドは、衝突と同時に液化や気化、少なくとも細かな破片に変わり、与圧壁に衝突するのは超高压・超高温の液体とも気体とも判別のつかない細かな粒子群(デブリ雲)となる。デブリ雲は、固体のスペースデブリほどの強度は持っていない、与圧壁への衝撃を和らげることができるとされている。

しかしながら、これでも防護できるのはデブリのサイズおよび衝突速度に大きく依存するものである。



Shield  1.27mm thick aluminum alloy 6061-T6

Pressurized wall  Aluminum alloy 2219-T87 4.8mm thick

Fig.1-1 Whipple Shield design.^[7]



Shield  1.27mm thick aluminum alloy 6061-T6

Stuffing  Multilayer Insulation (MLI)
 Aluminum mesh
 3 Nextel AF62 (ceramics)
 4 Kevlar 710
 Kapton

Pressurized wall  Aluminum alloy 2219-T87 4.8mm thick

Fig.1-2 Stuffing Whipple Shield design.^[7]

1.2.2 高速衝突試験

バンパシールドが有効であることは、1980年2月に打ち上げられ、スペースシャトル・チャレンジャーにより宇宙空間で修理・回収作業が行われた、ソーラマクスимум (Solar Max) 衛星の回収壁からも実証されている。問題は、スペースデブリのサイズと衝突速度について、どこまで有効であるかを確かめることである。

現在、地上で行える高速衝突試験には、火薬銃 (Powder Gun)、1段式または2段式のガス銃 (Gas Gun)、電磁加速器 (Rail Gun) などを用いたものがあり、衝突速度 10 km/s の壁を破りつつある。しかしながら、衝突速度には限界があり、これ以上の衝突速度に対しては解析に頼ることになる。

1.2.3 高速衝突現象の数値解析

1.2.3.1 衝撃解析コード

衝撃シミュレーションのための計算機プログラムを最初に開発したのは、現在の Lawrence Livermore 国立研究所の M. L. Wilkins であり、1950年代に初期バージョンを、さらに 1960年代に入って本格的なバージョンを完成させている。この HEMP^[8]と名付けられた計算機コードは、固体と流体を統一的に記述することの出来る連続体力学に基づいた有限差分法によるプログラムである。その後、様々な種類の解析コードが開発されたが、HEMP コードに始まる一連の衝撃解析用コードを米国では、hydrodynamic code、通常、略して hydrocode と総称されている。

この hydrocode は、CFD (数値流体力学) コードとは、固体の弾塑性、破壊挙動を考慮することができる点において一線を画している。代表的な衝撃問題である高速衝突問題では、固体の液化や気化が生じると共にそれらの相互作用が問題になるため、物質の3相を同じ支配方程式によって記述できることが物理的に重要な条件となる。また、これらの高速変形現象においては、圧力波や衝撃波の伝播過程が主たる要因となることから、通常、数学的には陽解法が数値解法として採用される。

1 . 2 . 3 . 2 定式化法

衝撃解析コードの定式化方法としては、HEMP コードが採用している有限差分法 (FDM) の他に、有限要素法 (FEM) や個別要素法 (DEM) 等がある。また、1960 年代には、Particle-In-Cell (PIC) 法と呼ばれる粒子法の一つも盛んに試みられた。近年では、1970 年代に天文学物理学分野で提唱された、粒子法の一つである Smoothed Particle Hydrodynamics (SPH) 法も注目されており、これを用いたデブリ雲の生成シミュレーション等が行われている。

1.3 研究目的

現在、スペースデブリについては、スペースデブリの生成メカニズムの研究、スペースデブリを発生させにくい衛星設計の研究、スペースデブリの衝突から人工衛星を守るための研究、スペースデブリの分布状況・分布モデルの研究などのさまざまな研究が行われている。

本研究は、スペースデブリ衝突を防護するため、従来の宇宙構造物用のシールドに対し、さらに軽量・小型化を考慮した耐衝撃性複合シールドの開発を目的としている。シールドの開発にはその構成材料、積層構造が重要となる。そこで、シールド構成材料として、現在宇宙構造物用防護壁として用いられているアルミニウム合金 A6061-T6、スタッフィング材の構成材料として用いられているパラ系アラミド繊維の他に、高分子材料の中でも特に耐衝撃性の優れているポリカーボネート(PC)、有機繊維の中でも最も優れた強度と難燃性を持つポリパラフェニレンベンゾビスオキサゾール(PBO)繊維を用いた。これらの各種材料について単体および積層させた高速衝突実験および数値シミュレーションを行い貫通限界速度や破壊メカニズムの検討を行った。そして、これらの材料の貫通限界速度に及ぼす面密度および積層順序の影響について材料の変形の点から検討を行った。

2 . 高速衝突試験法

2 . 1 試験装置概要

高速衝突実験には、本研究室で開発中の液体または超臨界流体を用いた飛翔体発射装置を使用した^[9]。Fig. 2-1 に飛翔体発射装置の概略図を示す。本装置は、飛翔体の作動力に加圧が容易な液体および超臨界流体状態の二酸化炭素を用いて飛翔体を加速するものであり、ポンペ、高圧ポンプ、予備加熱部、蓄圧器、高圧カップリング、発射管および試料室から構成される。

この装置の作動工程および試験工程の模式図を Fig. 2-2 に示す。まず、ポンペ内の作動流体を高圧ポンプ、予備加熱部を介し、蓄圧器内に加熱および加圧する。蓄圧器内にもヒーターが設置されており、加熱が可能となっている。その後、蓄圧器内の圧力が高圧カップリングに装着されたラプチャー板の破断圧力まで達するとラプチャー板が破断する。蓄圧器内の高圧流体が発射管に流入し、発射管内に装填した飛翔体を加速し、試料室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。なお、試料室には観察窓が取り付けられており、高速度ビデオカメラ（株）フォトン、FASTCAM-ultima および（株）ノビテック PhantomV7.1）にて衝突現象を記録、および速度測定を行うものである。高速度ビデオカメラにより撮影した衝突現象画像の一例を Fig. 2-3 に示す。

本装置で使用した作動流体は、加圧が容易であり、気体と液体の両方の特性を併せ持つ超臨界流体へも転じやすい二酸化炭素を用いた。

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銃に比べ、本体、ランニングコスト共に低価格で、かつ小スペースであり、1日の実験回数は、数十回である。また、作動流体においても、本装置は、液化二酸化炭素であり、二段式軽ガス銃における水素やヘリウムのような作動流体を圧縮する際の火薬を必要としないため、安全面および試験における作業工程の手間の面で非常に有利である。

飛翔体発射条件としては、蓄圧器の容積を約 $3 \times 10^{-3} \text{m}^3$ とし、発射時圧力を 0.1 ~ 10MPa (ゲージ圧) の間で変化させた。蓄圧器内のヒーター初期設定温度はそれぞれ室温、100 および 180 とした。発射管は内径 10mm とし、試料室内の圧力は大気圧と 133Pa (1Torr、絶対圧) の 2 種類とした。

2.2 飛翔体

現在、スペースデブリからの防護策として用いられている Whipple バンパには、アルミニウム合金 A6061-T6 が使われている。そこで、今後デブリ化が予想される A6061-T6 を、デブリを模擬した飛翔体に用い、形状を先端半球型円柱、質量を 3.0g、直径 9.5mm とした。衝突角度は 90° の垂直衝突とした。

2.3 ターゲット

ターゲット材料としては以下の 4 種類を用いた。

アルミニウム合金(A6061-T6)

ポリカーボネート(PC)

パラ系アラミド繊維平織りクロス材(アラミド繊維)

ポリパラフェニレン

ベンゾビスオキサゾール繊維平織りクロス材(PBO 繊維)

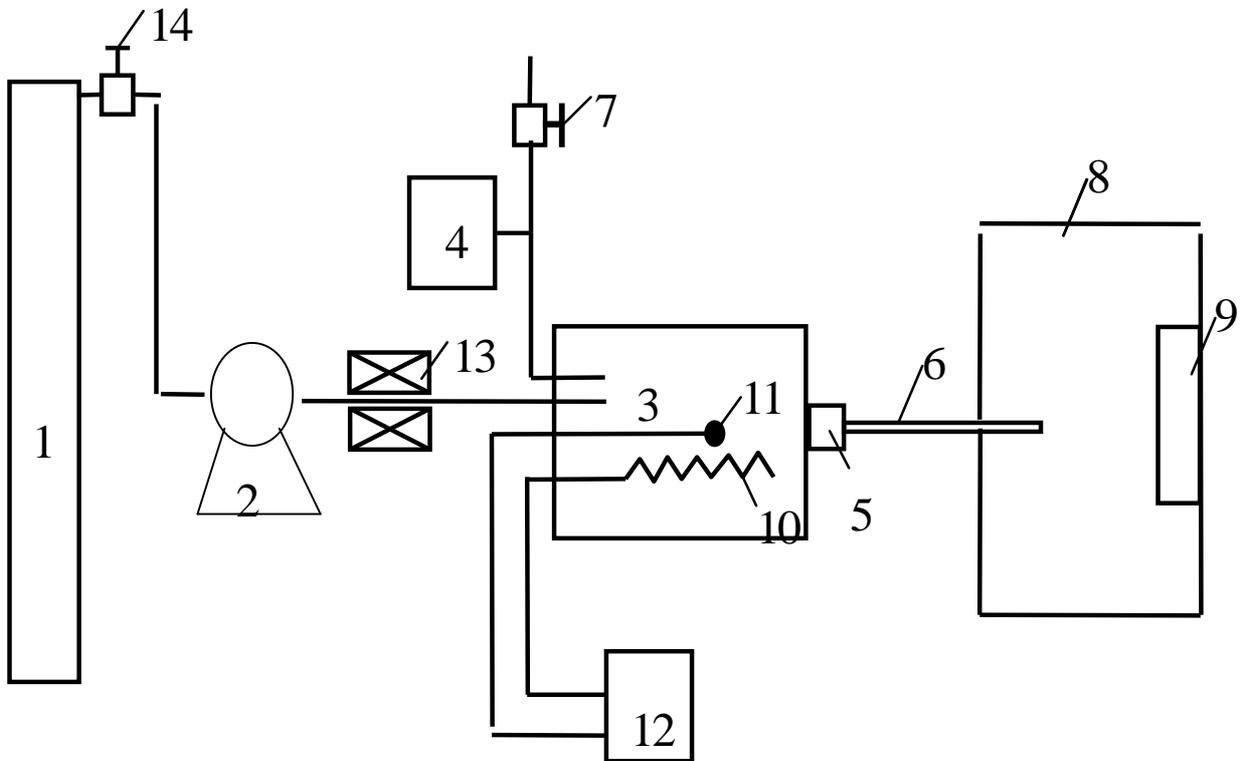
シールド構成材料を模擬したターゲットの材質と面密度の影響を検討するために、A6061-T6 の板厚を 0.5、1.0、1.5、2.0、3.0mm とし、PC の板厚を 1.0、2.0、3.0、5.0mm とすることで、アラミド繊維は積層枚数を 1、2、3、5 枚とし、PBO 繊維は 1、2、3、4 枚することで面密度を変化させた。

積層ターゲットには A6061-T6 板厚 1.0mm、PC は板厚 1.0mm、アラミド繊維 1 枚(板厚 0.38mm)、PBO 繊維 1 枚(板厚 0.2mm)のうち 2 枚を、前後の積層順序を変化させ使用した。

ターゲットは 160 mm 角の試験片を中央に直径 100 mm の穴のあいた 2 枚の鋼製ホルダーで挟み、ボルトで 8 箇所を固定した。(Fig. 2-4)

2.4 試験方法および評価方法

評価指標としては、衝突時における飛翔体の速度変化とターゲットの損傷挙動を用いた。Fig. 3-5 にターゲットの変形量(たわみ)の評価方法を示す。



1.Gas cylinder, 2.High pressure pump, 3.Pressure vessel, 4.Pressure gauge,
 5.High pressure coupling, 6.Launch tube, 7.Valve, 8.Test chamber,
 9.Cushioning material, 10.Heater, 11.Thermo couple, 12.Thermometer,
 13.Heating tank, 14.Electrovalve

Fig. 2-1 Schematic diagram of projectile accelerator.

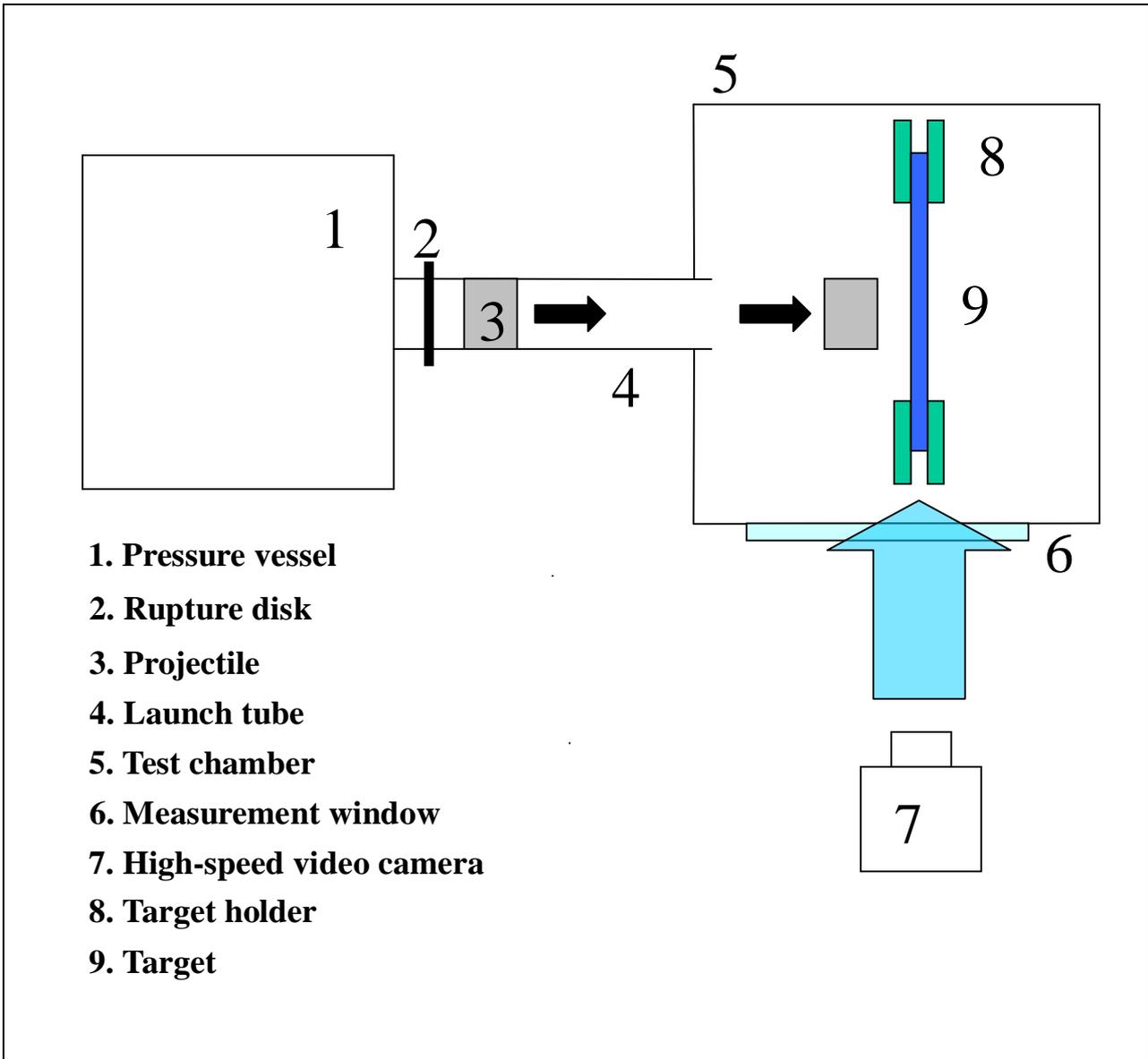
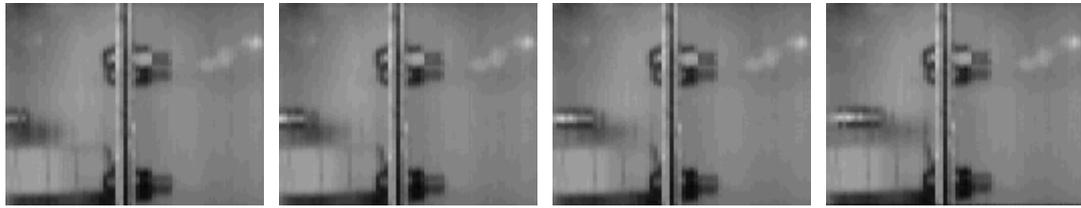


Fig. 2-2 Schematic diagram of impact test process.



0 sec

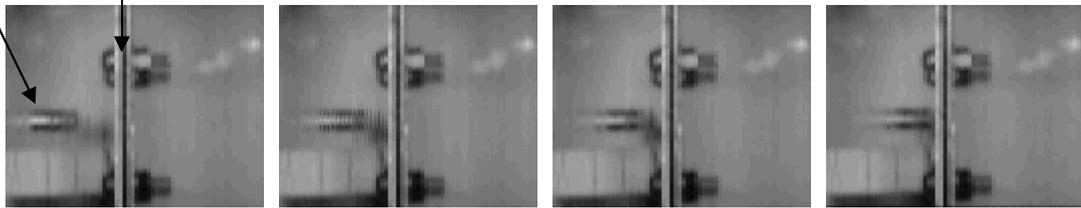
24.7 μ sec

49.4 μ sec

74.1 μ sec

Projectile

Target

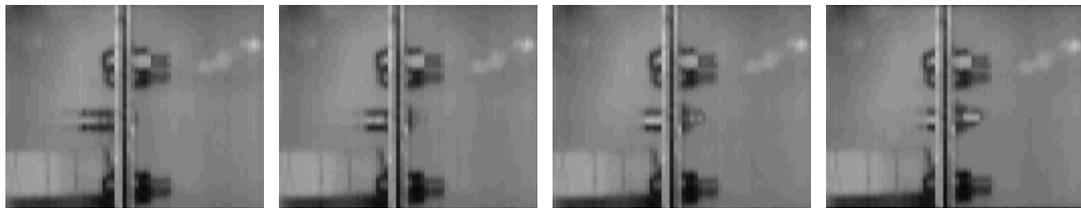


98.8 μ sec

123.5 μ sec

148.1 μ sec

172.8 μ sec

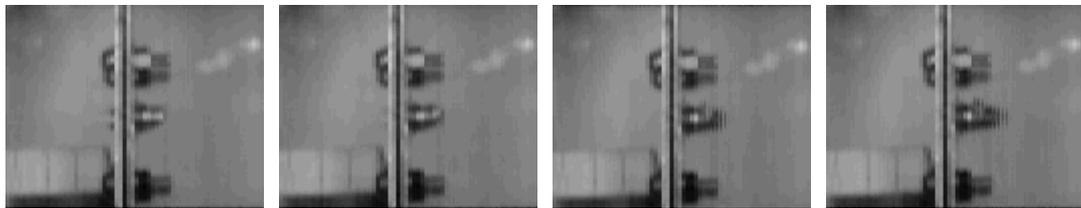


197.5 μ sec

222.2 μ sec

246.9 μ sec

271.6 μ sec

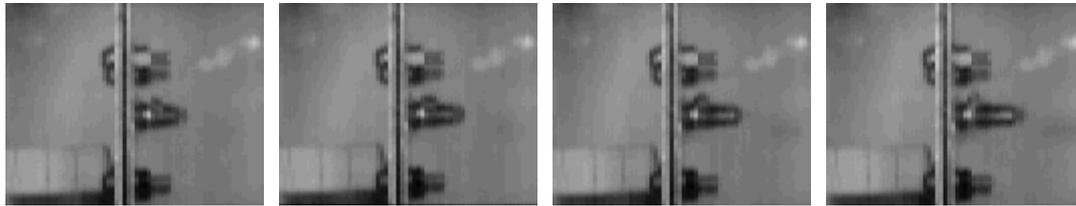


296.3 μ sec

321.0 μ sec

345.7 μ sec

370.4 μ sec

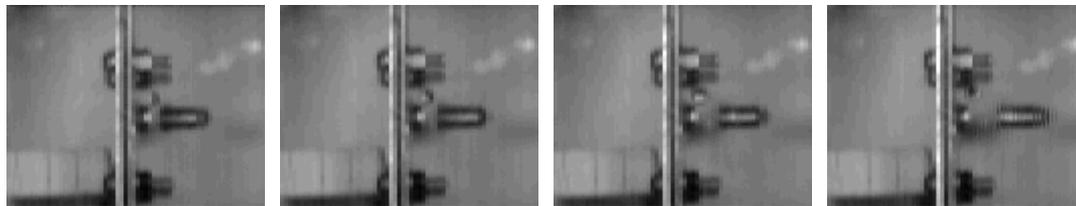


395.1 μ sec

419.8 μ sec

444.4 μ sec

469.1 μ sec

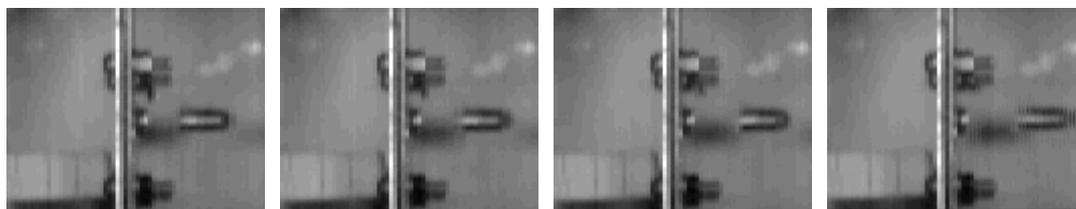


493.8 μ sec

518.5 μ sec

543.2 μ sec

567.9 μ sec



592.6 μ sec

617.3 μ sec

642.0 μ sec

666.7 μ sec

Projectile: A6061-T6 (Hemispherical, $d=9.5\text{mm}$, $m=3.0\text{g}$)

Target : A6061-T6 ($t=1.5\text{mm}$)

Impact velocity: 176.0 m/s

Residual velocity: 89.3 m/s

Impact angle: 90°

Fig. 2-3 High speed camera images showing perforation process of target.

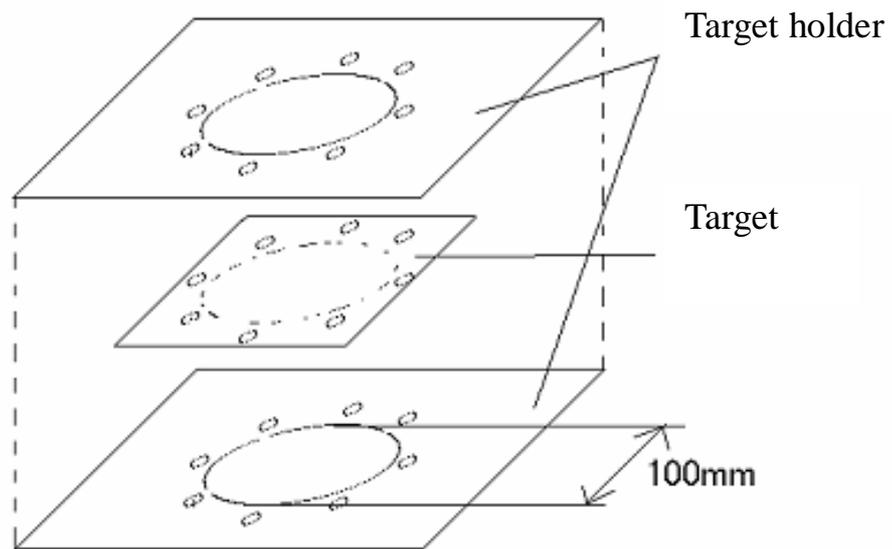


Fig. 2-4 Target set-up.

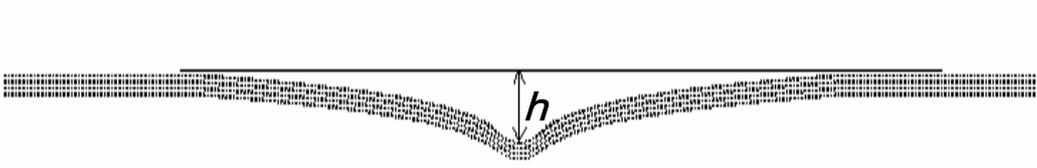


Fig. 2-5 Target deformation.

3 . 数値解析法

3 . 1 衝撃解析コード

本研究の衝突現象の数値シミュレーションには、陽的有限差分法に基づく、2次元動的連続体相互作用解析プログラム AUTODYN-2D/3D (伊藤忠テクノソリューションズ(株))を用いた。

3 . 1 . 1 陰解法と陽解法

陽解法と陰解法は、ある物体に荷重が負荷され、時々刻々と変化していくとき、物体の変化の様子(変位)を計算する手法の違いを表す言葉である。

物体に荷重が作用した瞬間を時刻 0 とすると、現実にはその後、時間が経過するにつれて物体は連続的に変形していくが、数値計算では、時刻 0 からスタートして、ある時間増分 Δt ごとに時間を区切って状態を計算していく。つまり時刻 t から Δt だけ未来の状態を求め、さらに $2\Delta t$ 、 $3\Delta t$... というように、順に先の状態を求めていくのである。

陰解法では、まず時刻 $t + \Delta t$ におけるつりあい方程式をたてる。そしてこのつりあい方程式を満足する変位を収束計算によって求める。以下に手順の概略を示す。

陰解法の手順

(1) 時刻 $t + \Delta t$ でのつりあい方程式を考える。ここで求めたい変位を仮に $U_{i,t+\Delta t}$ とする。

$$F_{t+\Delta t} - Q_{t+\Delta t} = 0 \quad , \quad \text{ただし } Q_{t+\Delta t} = K_n U_{i,t+\Delta t}$$

この式の意味は、「時刻 $t + \Delta t$ における外力 $F_{t+\Delta t}$ と、物体内に発生した内力 $Q_{t+\Delta t}$ がつりあっているということである。ここで K_n は、剛性マトリックス(バネ定数のようなもの)である。

(2) 上式において、変位 $U_{i,t+\Delta t}$ は仮のものであり、実際は上の式は完全につりあうことがなく、誤差 R_i が生じる。つまり上式の右辺は完全にはゼロとならず、

以下のようになる。

$$F_{t+\Delta t} - Q_{t+\Delta t} = R_i$$

(3) 誤差 R_i がゼロとなるよう仮の変位 $U_{it+\Delta t}$ を $U_{i+1t+\Delta t}$ と修正して再度つりあい方程式に代入する。

(4) 上記(2)、(3)の手順を繰り返し、誤差が充分小さくなった段階で得られた変位を真の値とする。陰解法の重要なポイントのひとつは、時間増分 Δt の大きさに制限がない（自由に設定できる）ということである。

一方、陽解法は、時刻 t の結果から時刻 $t+\Delta t$ の状態を予測する。

陽解法の手順

(1) 時刻 t において以下の運動方程式を考える。

$$M A_t = F_t - Q_t$$

ここで M は質量マトリックス、 A_t は加速度、 F_t は外力、 Q_t は内力である。

この式は

$$\text{質量} \times \text{加速度} = \text{力}$$

となっており、Newton の運動方程式そのものであることがわかる。

(2) 上式において、右辺の力の項を質量で割り算することにより、時刻 t での加速度 A_t が求められる。

(3) 次式により、現在の時刻 t での加速度と過去の時刻 $t-\Delta t/2$ での速度から $\Delta t/2$ だけ未来の速度 $V_{t+\Delta t/2}$ が、また現在の時刻 t での変位と、今求めた時刻 $t+\Delta t/2$ での速度から Δt だけ未来の変位 $U_{t+\Delta t}$ が求められる。

$$V_{t+\Delta t/2} = V_{t-\Delta t/2} + \Delta t A_t$$

$$U_{t+\Delta t} = U_t + \Delta t V_{t+\Delta t/2}$$

このように、陽解法では収束計算を行なうことなく、各時刻での変位を求めていく。ただし陰解法と異なり、陽解法では時間増分 Δt はある安定条件(Courant 条件)を満たすように決めなければならない、勝手に大きくすることができない。

陰解法と陽解法の特徴を以下に示す。

特徴	陰解法	陽解法
得意な領域	静的あるいは低速な問題	動的あるいは高速な問題
収束計算	あり	なし
時間（荷重）増分の大きさ	大きい	小さい
安定条件	無条件に安定	Courant 条件
主な適用分野	静的応力解析 クリープ解析 塑性加工解析 スプリングバック解析 自重変形解析	応力伝播解析 衝撃・落下解析 塑性加工解析 機構解析 地震応答解析

3.1.2 差分法

微分方程式を数値的に解く（近似解を求める）方法として差分法がある。
 $f(x)$ が微分可能のとき、

$$f(x+h) = f(x) + hf'(x) + o(h)$$

より、 h が小さいとき、

$$f'(x) \cong \frac{f(x+h) - f(x)}{h}$$

同様に $f(x)$ が二階微分可能のとき、

$$f(x-h) = f(x) - hf'(x) + h^2/2f''(x) + o(h^2)$$

$$f(x+h) = f(x) + hf'(x) + h^2/2f''(x) + o(h^2)$$

より

$$f(x+h) + f(x-h) = 2f(x) + h^2f''(x)$$

よって、 h が小さいとき、

$$f''(x) \cong \frac{f(x+h) - 2f(x) + f(x-h)}{h^2}$$

となる。

微分方程式中の未知関数の微分をこれらの差分で置き換えて得られる差分方程式（漸化式）を解くことで、もとの方程式の近似解を得る方法が差分法である。

3.2 基礎方程式の立て方

衝突現象の数値解析においては連続体力学に基づき、質量、運動量、エネルギーの3つの保存則を表す基礎方程式と物質の熱力学的特性を規定する状態方程式を連立させる。さらに、物質の強度を規定する構成則も連立させる。これらの方程式系は、双曲型の2階の偏微分方程式となるが、基礎式の立て方には、空間座標を時間の関数として記述し、あたかもその座標系に乗って移動するかのよう扱う Lagrange の方法と、物理量を空間座標として扱う Euler の方法が知られている。これらの方法について、模式図的に示したものが Fig. 3-1 および Fig. 3-2 にである。Lagrange の方法の場合には、物質の変形と共に座標系も変化するのに対し、Euler の方法の場合には座標系は空間に固定される。このため前者を物質表示、後者を空間表示と呼ぶこともある。両者法を較べてみると、Lagrange の方法では、変形が著しい場合、計算メッシュに潰れや重なりが生じてしまう危険が存在するのに対し、Euler の方法ではメッシュ自身が変形することはないため、どのような変形に対しても対応出来る。しかし逆に、Euler の方

法を詳しく検討してみると、Lagrange の方法と比較して、

- 1) 物質の境界が不明確である
- 2) 処理時間、記憶容量ともに多く必要とする
- 3) 移流計算による数値誤差が生じやすい
- 4) 物質の履歴が分からなくなってしまう

といった欠点が存在する。このように、両方法は利害得失の点で簡単には優劣が付け難く、問題に応じて、より適切な方法を選択することが重要である。一般的には、固体に対しては Lagrange の方法が、流体に対しては Euler の方法が適していると言われているが、超高速衝突のように Hugoniot 弾性限界(HEL)を超える現象の場合には固体も流体的な挙動を示すため、問題によっては逆の場合もしばしばで、適用に際しては、様々な要因を考慮した総合的な判断が必要となる。また衝突現象においては物質間の相互作用が問題となるため、Lagrange の方法の場合には計算メッシュ表面を介しての相互作用計算が、Euler の方法の場合には、一つの計算セルの中で複数の物質を考慮することのできる“multiple material”計算機能を備えていることが必須条件となる。この他、Lagrange と Euler の中間的方法として位置づけることのできる ALE(Arbitrary Lagrangian Eulerian)法も問題によっては非常に有効な方法である。

以上より、本研究では、衝突材および被衝突材が固体であるという理由から、Lagrange の方法を適応した。

3.3 基礎方程式

衝突現象の数値解析においては連続体力学に基づき、質量、運動量、エネルギーの3つの保存則を表す基礎方程式を使用した。

以下に、今回使用した Lagrange の方法の基礎方程式を式(1)~(3)に示す。

$$\frac{D\rho}{Dt} + \rho \frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (\text{mass}) \quad (1)$$

$$\frac{Du_i}{Dt} = f_i + \frac{1}{\rho} \frac{\partial \sigma_{ji}}{\partial x_j} \quad (\text{momentum}) \quad (2)$$

$$\frac{De}{Dt} = f_i u_i + \frac{1}{\rho} \frac{\partial}{\partial x_j} (\sigma_{ij} u_i) \quad (\text{energy}) \quad (3)$$

ここで ρ は密度、 u は速度成分、 x は X 座標、 f は力成分、 σ は全応力成分、 e は比内部エネルギーとする。

3.4 材料モデル

連続体力学は、気体、液体、固体の3相の状態に対して統一的な取り扱いを可能にしようという動機から出発したものである。これに対して、単位面積当たりに働く力を表す物理量として、流体の力学では圧力、固体の力学では応力が主に用いられる。これら2種類の物理量に関連を持たせることによって、両力学を統一的に記述することができる。

ここでは、

圧力： P

が、

主応力成分： σ_i の平均値： $\sigma_0 = (1/3)(\sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3)$

と

$P = -\sigma_0$

$$\sigma_{ij} = S_{ij} - P \delta_{ij}$$

なる関係が成立する（但し、 δ_{ij} は Kronecker のデルタ）。

このように表すことによって、流体は偏差応力成分が全て零の状態として固体と同様に取り扱うことができ、逆に、固体に対しても圧力を導入することができ熱統計力学とのリンクが可能になる。

3 基礎方程式に含まれる変数の数と方程式の数を比較すると、空間を表す次元を何次に選んでも変数の数が1つ多く、これだけは解くことができない。この問題を解決するために、3 基礎方程式に加えて、流体・固体の何れに対しても、圧力の評価式としての状態方程式が、固体に対しては、偏差応力成分の評価式としての構成則が連立して解かれる。熱力学的状態量の2つを独立変数にとり、もう1つの任意の状態量を従属変数にとることによって、状態方程式は表現できるが、通常、衝撃解析コードでは圧力を従属変数に、密度と比内部エネルギーを独立変数にとり、 $P = f(\rho, E)$ の形で表現される。

一方、固体に対しては一般に、 $\sigma_{ij} = g(\epsilon_{ij}, \dot{\epsilon}_{ij}, E, K)$ で表される構成則が適用される。右辺の独立変数のうち、 E は熱軟化を模擬するための比内部エネルギーであり、 K は破壊現象を模擬するための損傷関数である。

3.5 状態方程式および構成則

状態方程式には、高速衝突現象を想定しているため、Mie-Grüneisen 型 Shock Hugoniot モデル^[10]を用いた。Shock Hugoniot モデルは、衝突時に材料内部に発生する圧力 P を材料の密度 ρ と、内部エネルギー e の関数としたものであり、衝撃波を考慮した圧力である Hugoniot 圧力 P_h および Grüneisen 係数 Γ を用いて次式により表すことができる。これを式(4)に示す。

$$P = P_h \left(1 - \frac{\Gamma}{2} \mu \right) + \Gamma \rho e \quad (4)$$

ここで、 μ は圧縮率である。

スペースデブリを模擬した飛翔体および宇宙構造物バンパーシールドを模擬したターゲットは、アルミニウム合金(A6061-T6)とポリカーポネート(PC)を用いた。A6061-T6 の構成則には、Steinberg-Guinan モデル^[11]を用いた。このモデルは、材料の高歪み速度領域における横弾性係数 G および降伏応力 Y に、加工硬化、温度依存性を考慮したモデルである。これらをそれぞれ式(5)~(7)に示す。

$$G = G_0 \left\{ 1 + \left(\frac{G'_p}{G_0} \right) \frac{p}{\eta^{1/3}} + \left\{ \frac{G'_T}{G_0} \right\} (T - 300) \right\} \quad (5)$$

$$Y = Y_0 \left\{ 1 + \left(\frac{Y'_p}{Y_0} \right) \frac{p}{\eta^{1/3}} + \left\{ \frac{G'_T}{G_0} \right\} (T - 300) (1 + \varepsilon)^n \right\} \quad (6)$$

$$Y_0 [1 + \varepsilon]^n \leq Y_{MAX} \quad (7)$$

:hardening constant,

n : hardening exponent

: compression(volume)

T : temperature (degrees K),

[Suffix p and T : pressure and temperature at the reference state ($T = 300$ K, $p = 0$, $e = 0$)]

PCの構成則には、Piecewise-Linerモデルを用いた。このモデルは、Johnson-Cookのモデル^[12]のうち、加工硬化を模擬するための第1項に多直線近似を用いたモデルであり、速度と温度効果を考慮したものである。Johnson-Cookの式を式(8)、(9)に示す。

$$\sigma = \left(A + B \varepsilon^n \right) \left(1 + C \ln \dot{\varepsilon}^* \right) \left(1 - T^{*m} \right) \quad (8)$$

$$T^{*m} = \frac{T - T_{room}}{T_{melt} - T_{room}} \quad (9)$$

A : yield stress

B : strain hardening constant

ε : equivalent plastic strain

n : hardening exponent

C : strain rate constant

$\dot{\varepsilon}^*$: plastic strain rate

T^{*m} : temperature

3.6 材料破壊モデル

高速衝突現象での飛翔体貫通時における巨視的な破壊メカニズム（材料の微視的構造を直接破壊のためのパラメータに含めないモデル）として、衝突圧により生じる相当塑性ひずみが限界に達することによる破壊を規定した。規定した限界相当塑性ひずみ値は、A6061-T6では予備計算における飛翔体の形状が先端半球型円柱の場合において、実験値とよい一致を示している0.5と0.6を用いてそれぞれ検討を行った^[13]。PCにおいてはAUTODNのデフォルト値として設定されている値として2.0を用いた。

3.7 解析条件

高速衝突実験で用いた材料と同一の飛翔体およびターゲット（アルミニウム合金 A6061-T6 およびポリカーボネート(PC)）を使用し、数値シミュレーションを行った。境界条件としては、ターゲット周囲を完全拘束とし、2D 解析では 2 次元軸対称解析、3D では 1/2 対称解析により、飛翔体がターゲットに衝突する際の飛翔体の運動挙動およびターゲットの変形・破壊挙動の解析を行った。数値シミュレーションにおける解析条件設定を Fig. 3-3 に示す。

3.8 材料物性値

数値シミュレーションに使用した各材料の物性値、状態方程式および構成則を Table 3-1、Table3-2 に示す。

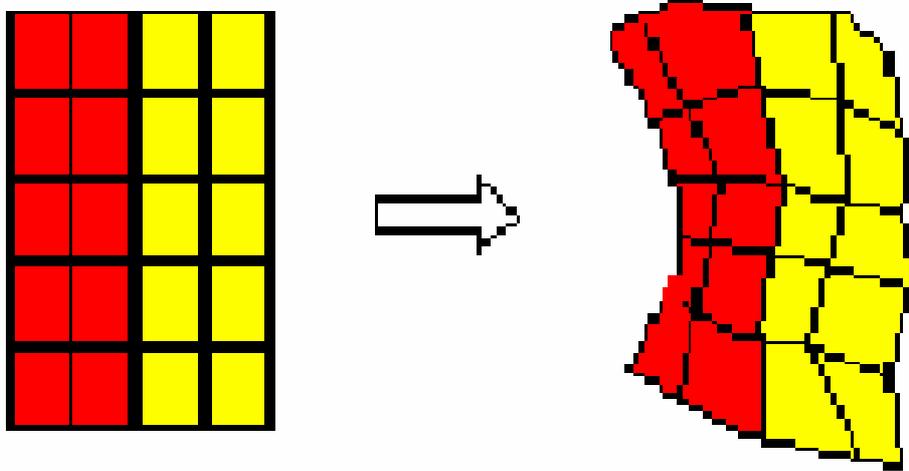


Fig. 3-1 Lagrangian method.

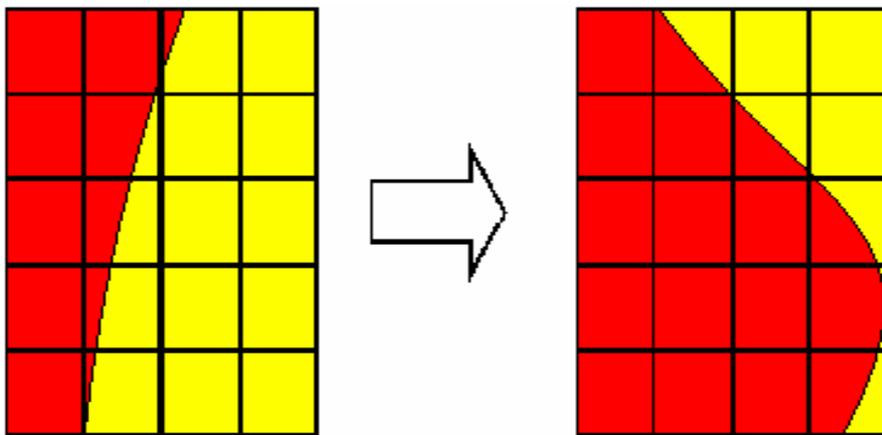


Fig. 3-2 Eulerian method.

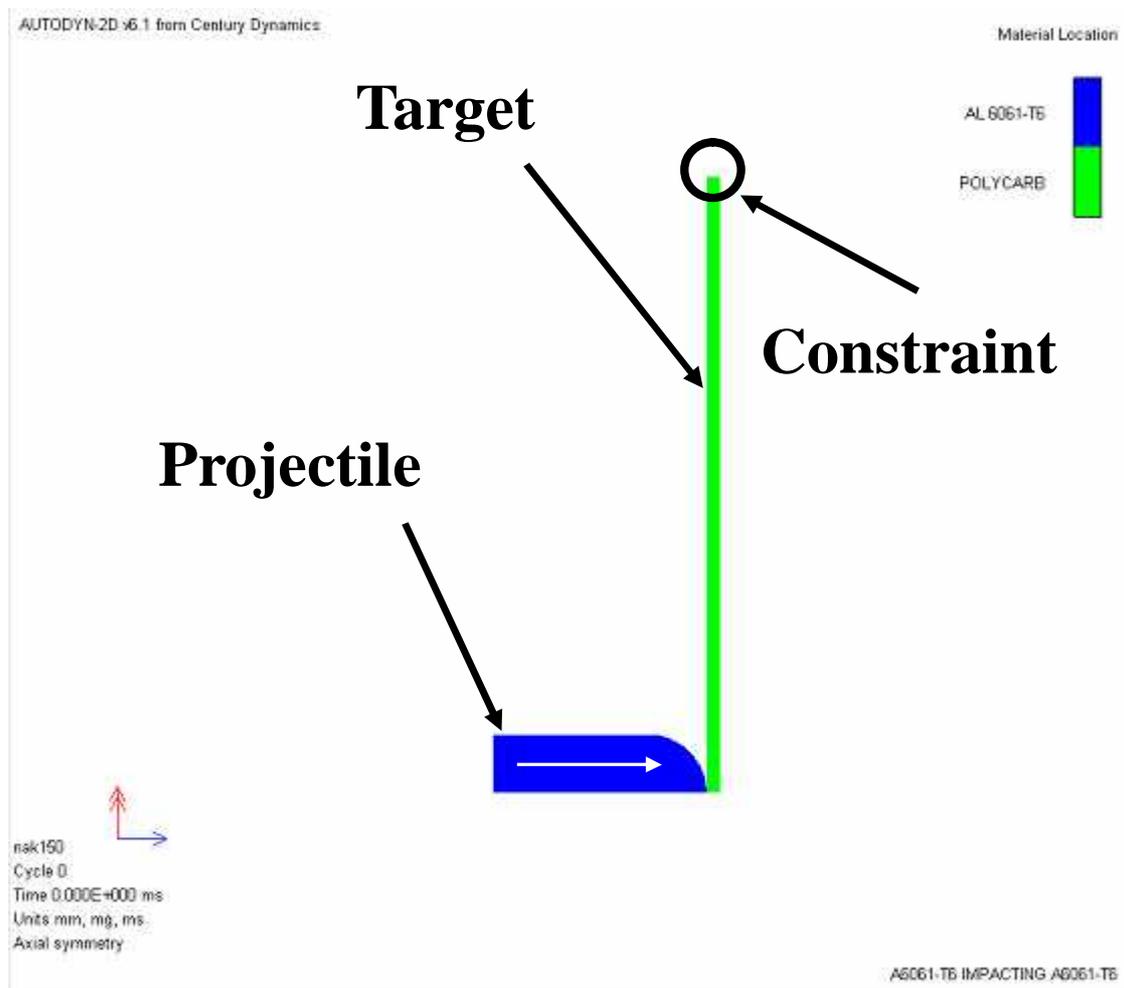


Fig. 3-3 Boundary condition of numerical simulations(2D).

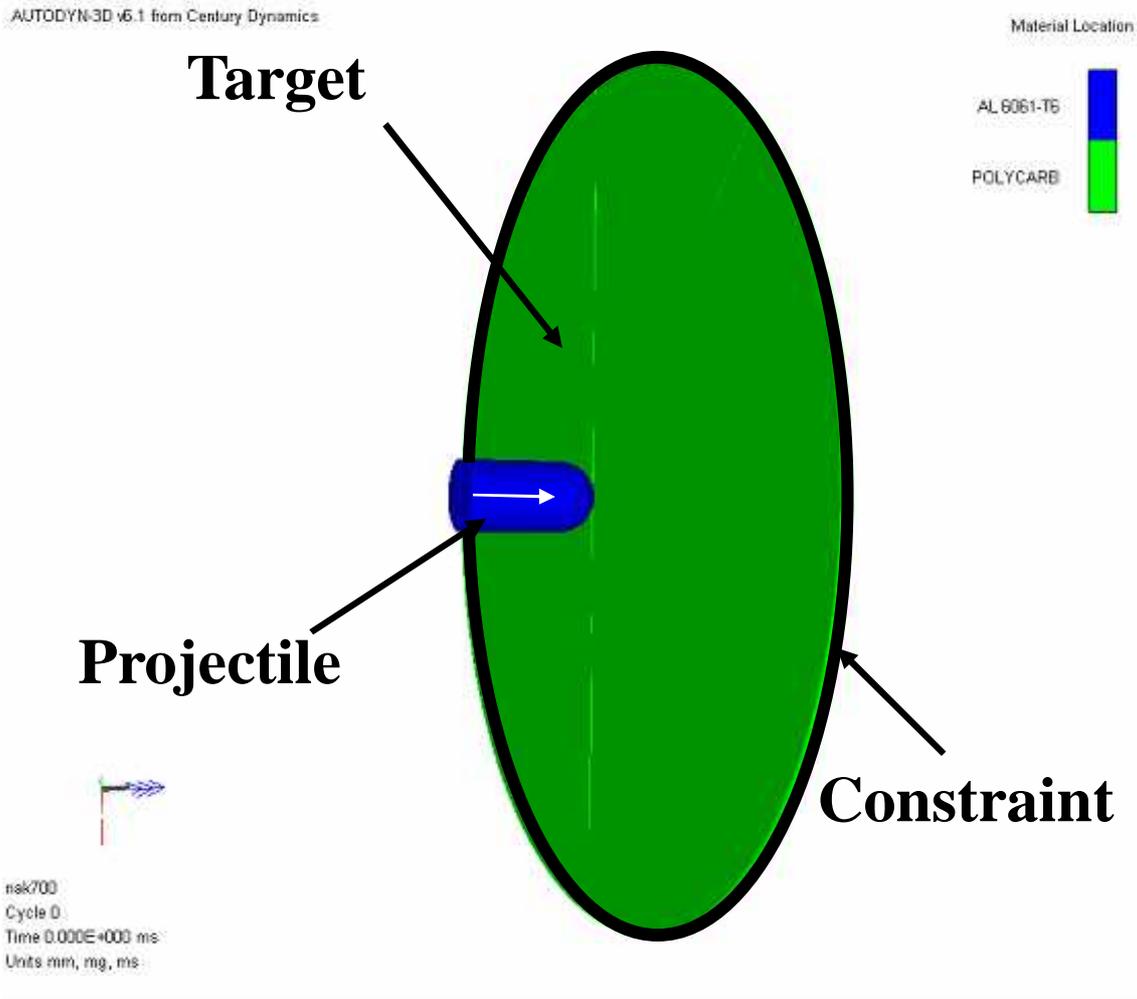


Fig. 3-4 Boundary condition of numerical simulations(3D).

Table 3-1 Parameter of aluminum alloy (A6061-T6).

	A6061-T6
Equation of State	Shock Hugoniot
Density (g/cm ³)	2.703
Parameter C_0	5.24×10^3
Parameter S	1.4
Grüneisen Coefficient	1.97
Specific Heat C (J/kg·K)	8.85×10^2
Reference Temperature T (K)	300
Material Strength Model	Steinberg-Guinan
Shear Modulus G_0 (kPa)	2.76×10^7
Yield Stress Y_0 (kPa)	2.9×10^5
Max Yield Stress Y_{MAX} (kPa)	6.8×10^5
Hardening Constant (-)	1.25×10^2
Hardening Exponent n (-)	1.0×10^{-1}
Derivative $G'P$ (-)	1.8
Derivative $G'T$ (kPa)	-1.7×10^4
Derivative $Y'P$ (-)	1.8908×10^{-2}
Melting Temperature T_M (K)	1.22×10^3

Table 3-2 Parameter of polycarbonate (PC).

	A6061-T6
Equation of State	Shock Hugoniot
Density (g/cm ³)	1.2
Parameter C_1	1.933×10^3
Parameter S_1	0.61
Specific Heat C (J/kg·K)	0
Reference Temperature T (K)	300
Relative Volume VE(none)	0.701
Relative Volume VE(none)	0.742
Parameter C_2	2.35×10^3
Parameter S_2	1.60
Material Strength Model	Piecewise-Liner
Shear Modulus G_0 (kPa)	1.0×10^6
Yield Stress Y_0 (kPa)	8.06×10^4
Eff. Plastic Strain#1(none)	0.1
Eff. Plastic Strain#2(none)	0.5
Eff. Plastic Strain#3(none)	0.6
Eff. Plastic Strain#4(none)	0.7
Yield Stress #1 (kPa)	8.8×10^4
Yield Stress #2 (kPa)	1.425×10^5
Yield Stress #3 (kPa)	1.68×10^5
Yield Stress #4(kPa)	1.87×10^5
Strain Rate Contact	0.04
Thermal Softening	
Ewponebt(none)	0
Melting Temperature T_M (K)	1.00×10^{20}

4 . 単体材料の高速衝突実験

4 . 1 緒言

既存の研究である A6061-T6、PC、アラミド繊維の面密度を変化させた衝突実験^[14]に加え、今回さらに PBO 繊維の面密度を変化させた実験を行い既存の研究結果との比較を行った。さらに、材料の破壊プロセスを詳細に解明するため、A6061-T6 と PC に対し、高速衝突現象の数値シミュレーションを行った。また、数値シミュレーションの妥当性も検討した。

4 . 2 飛翔体およびターゲット

既存の研究において A6061-T6 の板厚を 0.5、1.0、1.5、2.0、3.0mm と、PC の板厚を 1.0、2.0、3.0、5.0mm とすることで面密度を変化させ、アラミド繊維は積層枚数を 1、2、3、5 枚とすることで面密度を変化させた衝突実験を行った。さらに今回、PBO 繊維の積層枚数を 1、2、3、4 枚とすることで面密度を変化させた衝突実験を行った。飛翔体は A6061-T6 とし、形状は直径 9.5mm の先端半球型円柱、質量は 3.0g とした。衝突角度は 90° の垂直衝突とした。

4 . 3 数値シミュレーション評価

数値シミュレーション結果の妥当性を検討するために、A6061-T6(板厚 1.0mm) および PC(1.0mm)について高速衝突実験結果との比較検討を行った。

4 . 3 . 1 解析条件

ターゲット材料には A6061-T6 の板厚 1.0mm と PC の板厚 1.0mm を用いた。

数値シミュレーションにおけるターゲット貫通時の巨視的な破壊メカニズムとして、衝突圧により生じる相当塑性ひずみが限界に達することによる破壊を想定した。規定した限界相当塑性ひずみ値は、A6061-T6 には予備計算における飛翔体の形状が先端半球型円柱の場合において、実験値とよい一致を示している 0.5 と 0.6 を用いてそれぞれ検討を行った^[13]。PC においては AUTODN のデフォルト値として設定されている値として 2.0 を用いた。

4.3.2 数値シミュレーション結果の妥当性

高速衝突現象でのターゲットの破壊メカニズムには、材料破壊モデルにおける限界相当塑性ひずみの値が影響する。そこで、この値を変化させて解析結果と高速衝突試験結果の比較検討を行った。Fig.4-1 にターゲットに A6061-T6 を用い、限界相当塑性ひずみを 0.5、0.6 とした場合における衝突前後の飛翔体速度の解析結果と実験結果との比較を示す。限界相当塑性ひずみを 0.5 とした場合、衝突前後の速度の解析結果は実験結果と概ね良い一致を示していることが分かる。貫通限界速度の比較においても、相当塑性ひずみを 0.5 とした場合の解析値では 144.2m/s となり、実験値が 144.9m/s であることから、数値シミュレーションの妥当性を示すことができた。

ついで、ターゲットに PC を用い、限界相当塑性ひずみを 2.0 とした場合における衝突前後の飛翔体速度の実験結果と解析結果の比較を Fig.4-2 に示す。PC においても実験結果と解析結果は概ね一致しており、また、貫通限界速度も実験値が 130.2m/s、解析値が 127.0m/s となり、PC においても数値シミュレーションの妥当性が示すことができた。

4.4 結言

各種材料に対する面密度と貫通限界速度との関係を Fig.4-3 に示す。A6061-T6 や PC に比べアラミド繊維や PBO 繊維の繊維材料は面密度が低く、かつ貫通限界速度の高い材料であることがわかった。これは、飛翔体の衝突時のターゲット材料の様子から、繊維材料は衝突時のたわみが大きいことから、たわむことにより飛翔体の衝突エネルギーを吸収することで、貫通限界速度が高くなるものと考えられる。

さらに、飛翔体貫通時の A6061-T6 と PC の破断形状について、比較検討を行った。それぞれのターゲットの貫通時の写真を Fig.4-4 に示す。A6061-T6 ではプラグを発生させるプラグングの破断形状を示している。一方、PC ではプラグが発生しないペタリングの破壊形式を示している。

数値シミュレーションによる破断プロセスの一例を Fig.4-5 に示す。A6061-T6 では衝突の際、先端半球における飛翔体中心軸から 30°付近の接触部でひずみが限界塑性ひずみに達し、貫通破壊が生じている。一方、PC では衝突によってターゲットが大きくたわみ、飛翔体先端中心の接触部でひずみが限界塑性ひずみに達し、貫通破壊が生じている。以上のことから、2つの材料の破断形状の相違はターゲットの限界塑性ひずみの発生位置が異なるためであることがわかった。

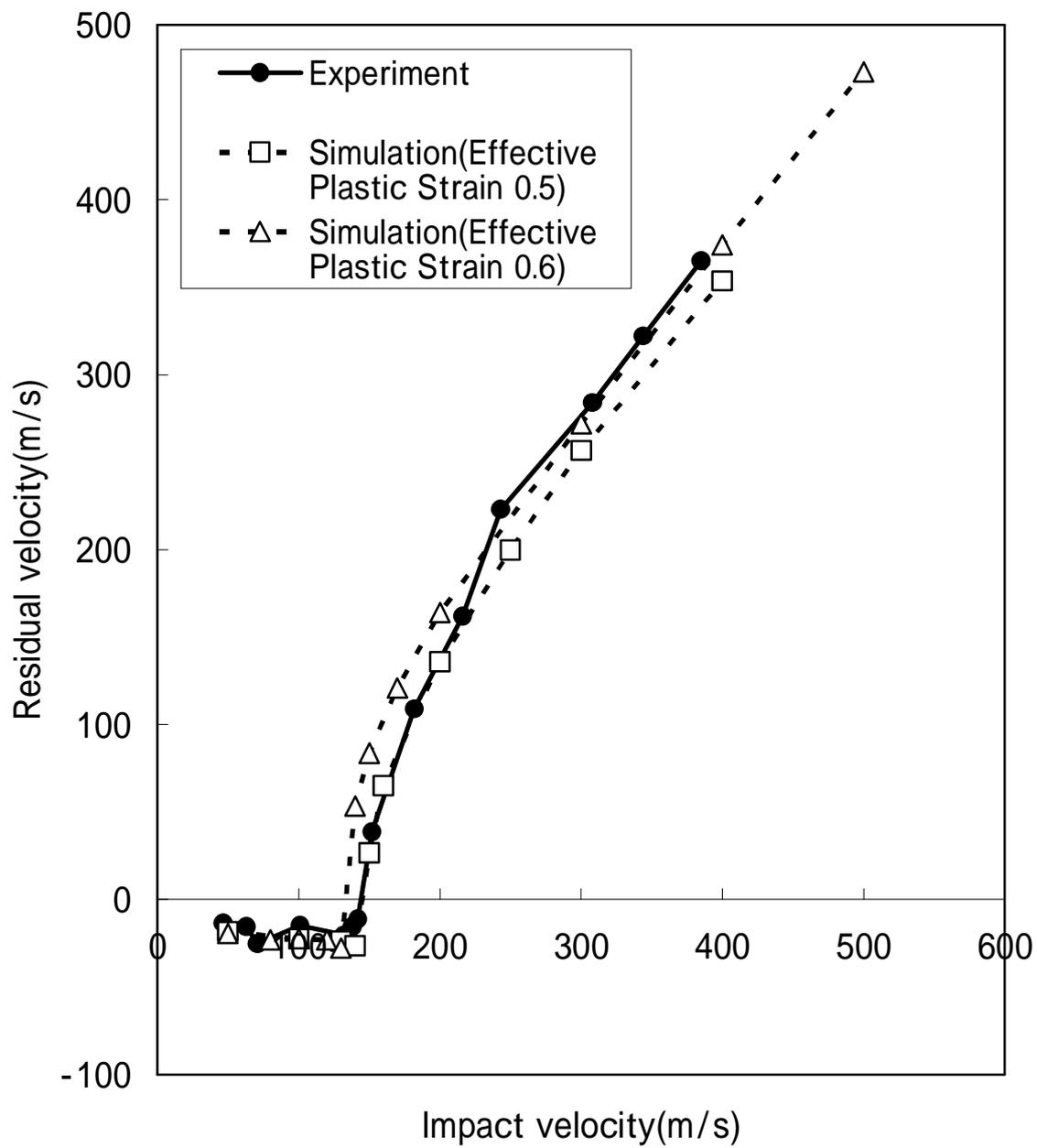


Fig. 4-1 Comparison of calculation and test results(A6061-T6).

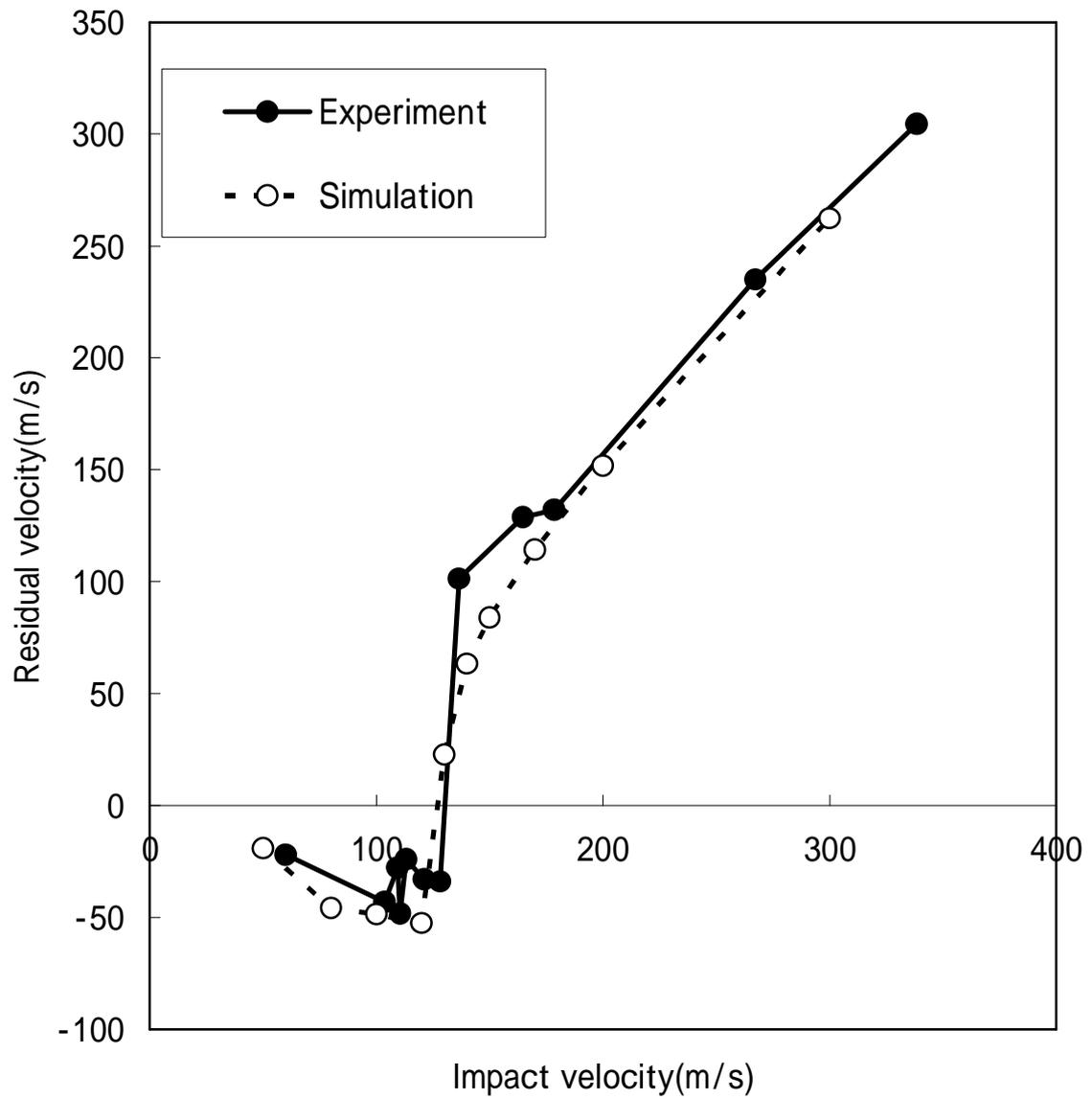


Fig. 4-2 Comparison of calculation and test results(PC).

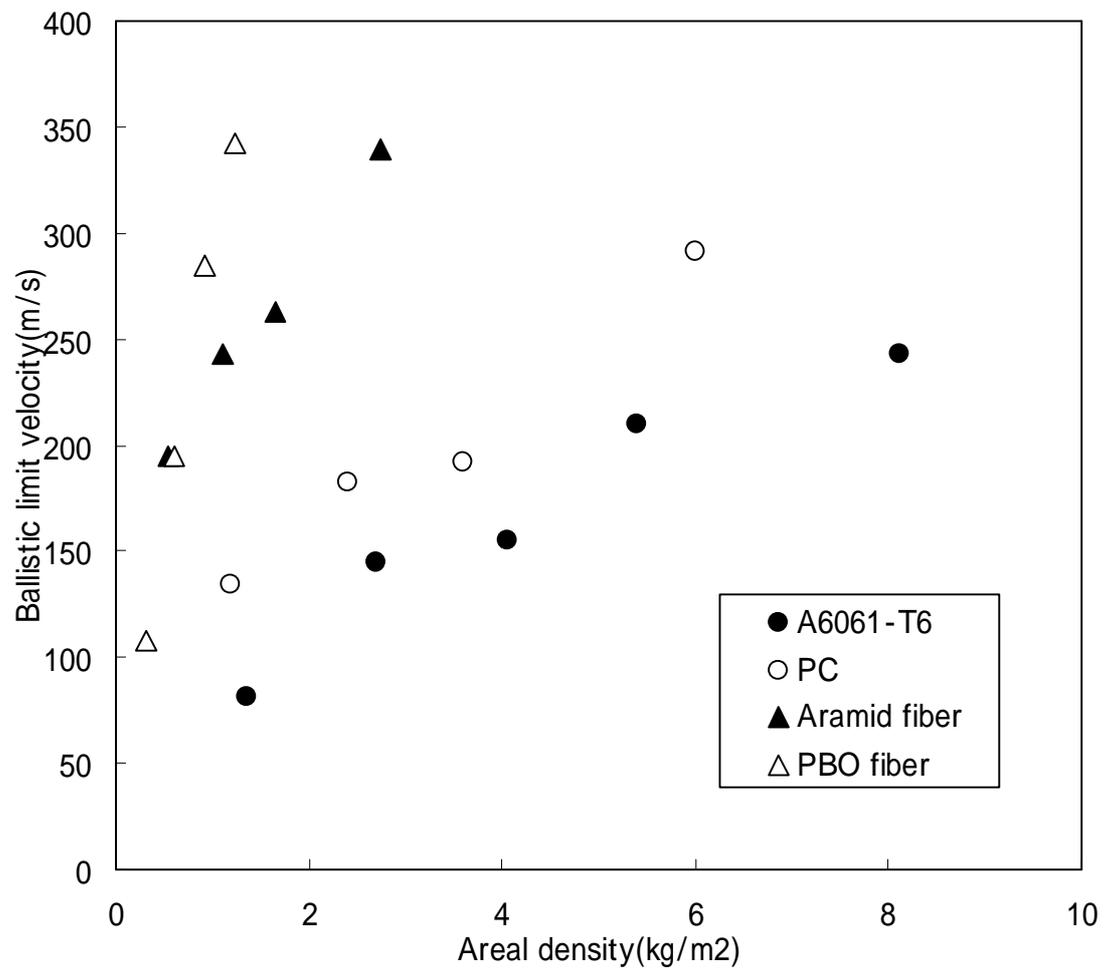


Fig. 4-3 Effect of areal densities of target on ballistic limit velocity.

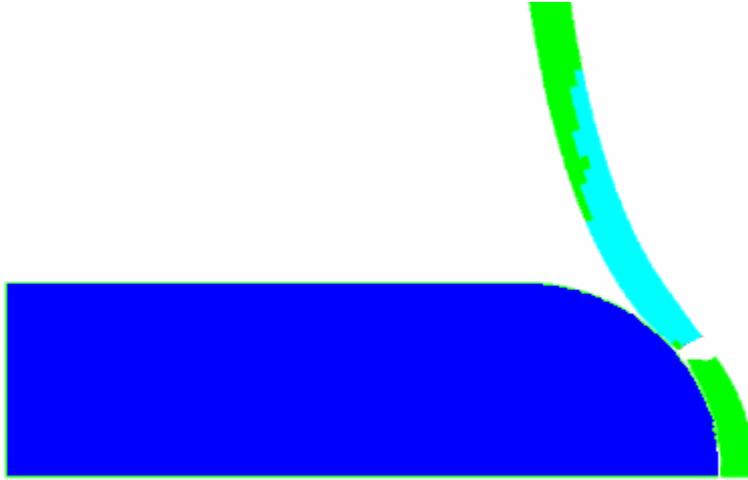


(a) A6061-T6

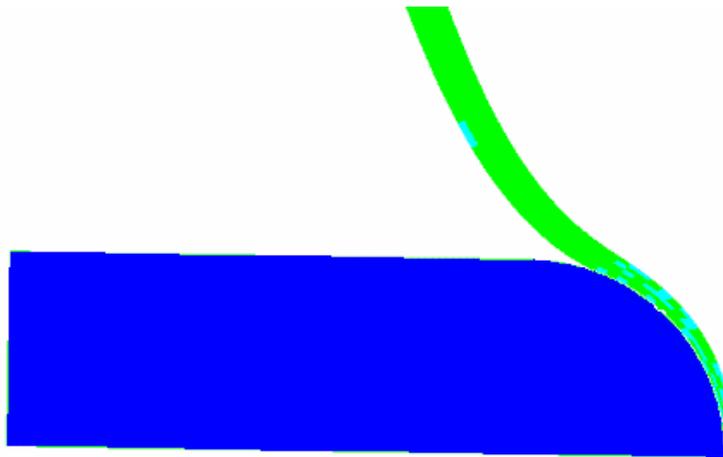


(b) PC

Fig.4-4 Back view of target (target thickness=1.0mm).



(a) A6061-T6



(b) PC

Fig.4-5 Simulation of failure process of target.

5 . ターゲット材料のたわみの検討

5 . 1 緒言

単体材料の高速衝突実験より飛翔体衝突時のターゲット材料のたわみは材料ごとに異なることがわかった。特に、繊維材料はたわみが大きく、かつ貫通限界速度高くなることがわかった。飛翔体衝突時のターゲット材料のたわみによる影響を検討するため、各種ターゲット材料のたわみとエネルギー吸収量の検討を行った。

5 . 1 理論式の算出

飛翔体衝突時のターゲット材料のたわみによる影響を検討するため、各種ターゲット材料のたわみとエネルギー吸収量の検討を行った。ここで、たわみとは飛翔体衝突時のターゲットの最大たわみであり、また、エネルギー吸収量とは飛翔体のターゲット衝突前後の速度から求めた飛翔体のエネルギー損失量である。円板の周辺を固定した場合の中心に荷重を受ける時の最大たわみは荷重とたわみの関係から次式により求められる^[15]。

$$\delta = \frac{3(1-\nu^2)a^2}{4\pi E h^3} W \quad (1)$$

ここで δ は最大たわみ、 W は荷重、 E および ν は材料の縦弾性係数およびポアソン比、 a および h は円板の直径および板厚を表す。さらに、荷重とたわみの関係からフックの法則より、

$$W = k\delta \quad (2)$$

で表され、 k はばね定数である。式(1)および式(2)より、円板の中心に荷重を受ける条件において材料のばね定数 k は、

$$k = \frac{4\pi E h^3}{3(1-\nu^2)a^2} \quad (3)$$

と表わすことができる。次に、荷重を受け物体が だけ変形した場合、物体が持つ弾性エネルギーは、

$$U = \frac{1}{2} k \delta^2 \quad (4)$$

と表わされる。ここで、式(3)の適用条件としては、たわみが板厚の 1/2 以下の場合であるため、本実験条件には適さない。そこで、板厚の薄い場合に適用させるため、板厚の項に実験結果より修正を加え、次式を導いた。

$$k = \frac{4\pi E}{3(1-\nu^2)a^2} \times 20 \times 10^{-6} h \quad (5)$$

5.3 結言

各材料の物性表を Table5-1 に、式(5)より求めたばね定数 k の値を Table5-2 に示す。式(5)より求めた k を用い、式(4)で示される弾性エネルギーを算出し、面密度が等しい場合(約 $1.2\text{kg}/\text{m}^2$)における各種材料のターゲットのたわみ とエネルギー吸収量 E の関係を Fig.5-1 に示す。A6061-T6 と PC は計算値と実験値は良い一致を示している。しかし、繊維材料の計算値と実験値とは一致しておらず、これは、計算において材料を等方性であると仮定しているため、繊維と垂直方向の弾性率を考慮していないこと、さらに繊維間からの飛翔体の抜けなどを考慮していないことが考えられる。Fig.2 より、たわみの大きい材料の方がエネルギー吸収量が大きくなっている。このことから、たわみの大きい材料ほど貫通限界速度が高くなることがわかった。

Table 5-1 Parameter of materials.

	Modulus Of Longitudinal Elasticity E (MPa)	Poisson's Rate (-)	Plate Diameter a (m)
A6061-T6	71700	0.33	50
PC	2180	0.38	50
Aramid fiber	70500	0.36	50
PBO fiber	180000	0.35	50

Table 5-2 Numerical the spring constant of each plate thickness.

A6061-T6					
Plate Thickness t (mm)	0.5	1.0	1.5	2.0	3.0
The Spring Constant k (N/m)	1.35×10^6	2.70×10^6	4.04×10^6	5.39×10^6	8.1×10^6
PC					
Plate Thickness t (mm)	1.0	2.0	3.0	5.0	
The Spring Constant k (N/m)	8.53×10^4	1.71×10^5	2.56×10^5	4.13×10^6	
Aramid fiber					
Plate Thickness t (mm)	0.38	0.76	1.14	1.90	
The Spring Constant k (N/m)	1.03×10^6	2.06×10^6	3.09×10^6	5.16×10^6	
PBO fiber					
Plate Thickness t (mm)	0.2	0.4	0.6	0.8	
The Spring Constant k (N/m)	1.37×10^6	2.75×10^6	4.12×10^6	5.50×10^6	

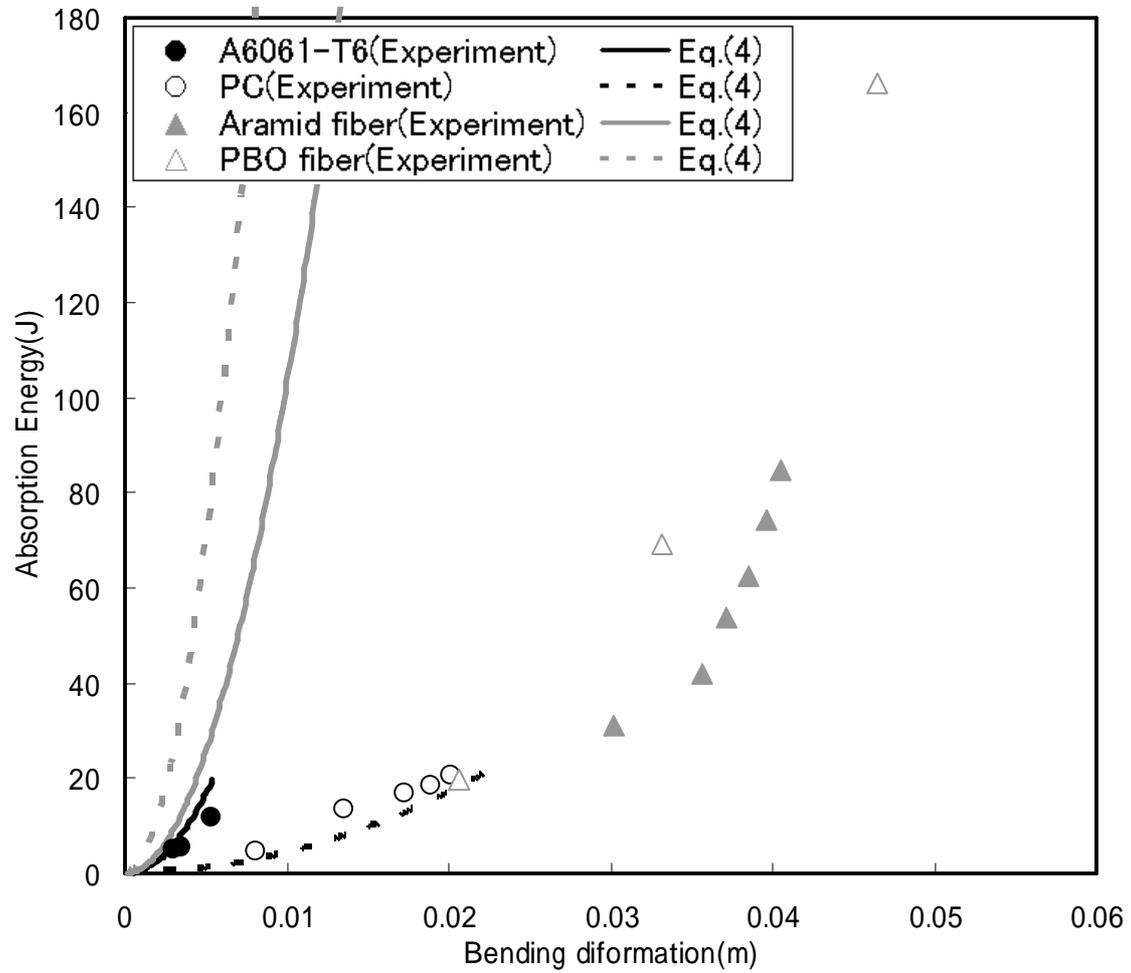


Fig.5 Effect of plate bending deformation of target on absorption energy.

6 . 積層ターゲットの高速衝突実験

6 . 1 緒言

スペースデブリ用耐衝撃性複合シールドの開発において、シールド構成材料の積層順序はシールド性能に大きな影響を及ぼす。そのため各種材料のうち 2 枚を前後の積層順序を変化させ高速衝突実験を行い、積層順序による影響を検討した。A6061-T6、PC については数値シミュレーションも行った。

6 . 2 飛翔体およびターゲット

積層ターゲットとして、A6061-T6 板厚 1.0mm、PC 板厚 1.0mm、アラミド繊維(1 枚、板厚 0.38mm)、PBO 繊維(1 枚、板厚 0.2mm)のうち 2 枚を、前後の積層順序を変化させ使用した。飛翔体は A6061-T6 の先端半球型円柱を用い、その質量は 3.0g とした。衝突角度は 90° の垂直衝突とした。

6 . 3 数値シミュレーション評価

数値シミュレーション結果の妥当性を検討するために、高速衝突実験結果との比較検討を行った。

6 . 3 . 1 解析条件

デブリを模擬した飛翔体をターゲットに垂直衝突させた。飛翔体には A6061-T6 を用い、直径を 9.5mm とし、質量を 3.0g とした。

ターゲットには A6061-T6(板厚 1.0mm)と PC(1.0mm)を積層したものをを用いた。規定した限界相当塑性ひずみちは、4 章と同様に A6061-T6 には 0.5 を、PC には 2.0 を用い、それぞれ検討を行った。

6.3.2 数値シミュレーション結果の妥当性

Fig.6-1 は A6061-T6 の後方に PC を積層したターゲットにおける衝突前後の飛翔体速度の解析結果と実験結果との比較を示す。衝突前後の速度の解析結果は実験結果と概ね良い一致を示していることが分かる。貫通限界速度の比較においても、解析値では 155.0m/s、実験値が 156.2m/s であることから、数値シミュレーションの妥当性を示すことができた。

ついで、PC の後方に A6061-T6 を積層したターゲットにおける衝突前後の飛翔体速度の実験結果と解析結果(2D と 3D)の比較を Fig.6-2 に示す。実験結果と 3D の解析結果は概ね一致しており、また、貫通限界速度も解析値が 184.9m/s、実験値が 185.2m/s となり、この積層順序においても数値シミュレーションの妥当性が示すことができた。

6.4 結言

Fig.6-3 に単体および積層材料における面密度と貫通限界速度の関係を示す。A6061-T6 と PC の積層(,)は、面密度が大きく貫通限界速度は低くなり、繊維材料同士の積層(,)は、面密度が小さく貫通限界速度が高くなることがわかった。Fig.6-4 には単体および積層材料の理論エネルギー吸収量と実験により求めたエネルギー吸収量との比較を示す。ここで、理論エネルギー吸収量とは各材料の単体時の貫通限界速度におけるエネルギー吸収量を足したものである。

6.4.1 繊維材料の前面に A6061-T6 および PC を積層

A6061-T6 または PC の後方に繊維材料を積層した場合(, ,)は Fig.6-3 から、A6061-T6 単体 および PC 単体 に比べ貫通限界速度はあまり上昇しないことが、また Fig.6-4 から、理論エネルギー吸収量より積層ターゲットのエネルギー吸収量は小さくなることがわかる。Fig.6-5 には、積層()の衝突時における損傷過程のシミュレーション結果を、Fig.6-6 には、積層()の実験後におけるターゲットの損傷形状を示す。飛翔体が前面 A6061-T6 に衝突した際に A6061-T6 がプラグ(破片)をとめない損傷するため、後方材料がこのプラグの影響を受けてしまうことがわかった。また、Fig.6-7 には積層()の損傷形状の実験およびシミュレーション結果を示す。PC の場合は飛翔体が前面の PC に衝突した際に PC が花弁状(ペタリング)に損傷するため、後方材料がこの影響を受けてしまうことがわかった。このため、後方の繊維材料が破断しやすくなり、防御性能を發揮することができず、積層による防御性能の向上はあまり得られない。

6.4.2 繊維材料の後方に A6061-T6 および PC を積層

繊維材料の後方に A6061-T6 または PC を積層した場合(, ,)は、Fig.6-3 から積層することで繊維材料単体、 に比べ貫通限界速度がやや上昇することが、また、Fig.6-4 から理論エネルギー吸収量より積層ターゲットのエネルギー吸収量はやや小さくなることわかる。これは飛翔体が衝突した際、後方材料の存在によって前面の繊維材料のたわみが制限されてしまうためである。しかし、後方の A6061-T6 や PC はそれ単体の場合に比べ、前面に繊維があるためたわみが大きくなり衝撃エネルギーがたわみにより分散されたと考えられる。Fig.6-8 に繊維材料の後方に A6061-T6 または PC を積層した場合の損傷形状を示す。特に、前面の繊維材料には損傷が見られず、後方の A6061-T6 や PC がペタリングを生ずる場合もあった。よって、この積層による防御性能の向上は得られる。

6.4.3 繊維材料同士を積層

繊維材料同士を積層した場合(,)は、Fig.6-3 から積層することで繊維材料単体、 に比べ貫通限界速度は上昇することが、また、Fig.6-4 から理論エネルギー吸収量より積層ターゲットのエネルギー吸収量は大きくなることわかる。これは繊維材料が互いに影響を与えずにたわむことができ、さらに積層することで繊維間から飛翔体が抜けることを防ぐことができるためであると考えられる。そのため、繊維材料同士の積層による防御性能の向上は大きいことがわかった。

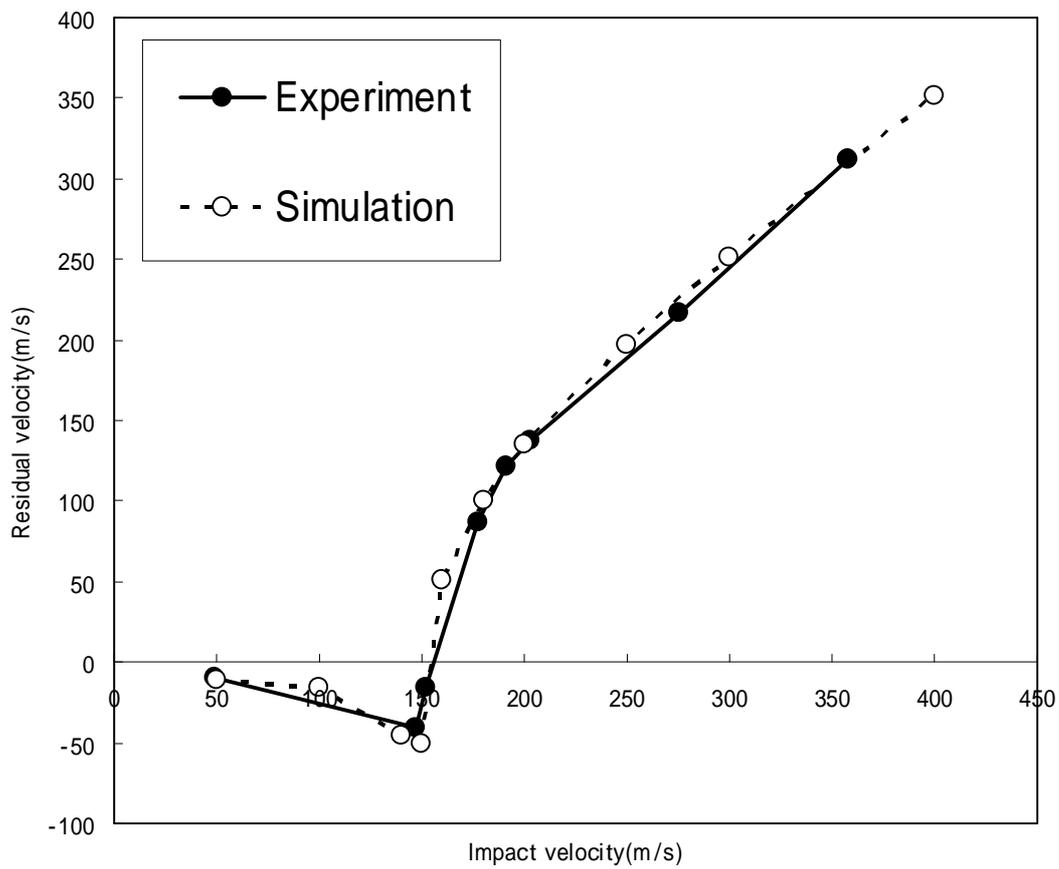


Fig.6-1 Comparison of calculation and test results (Al +PC).

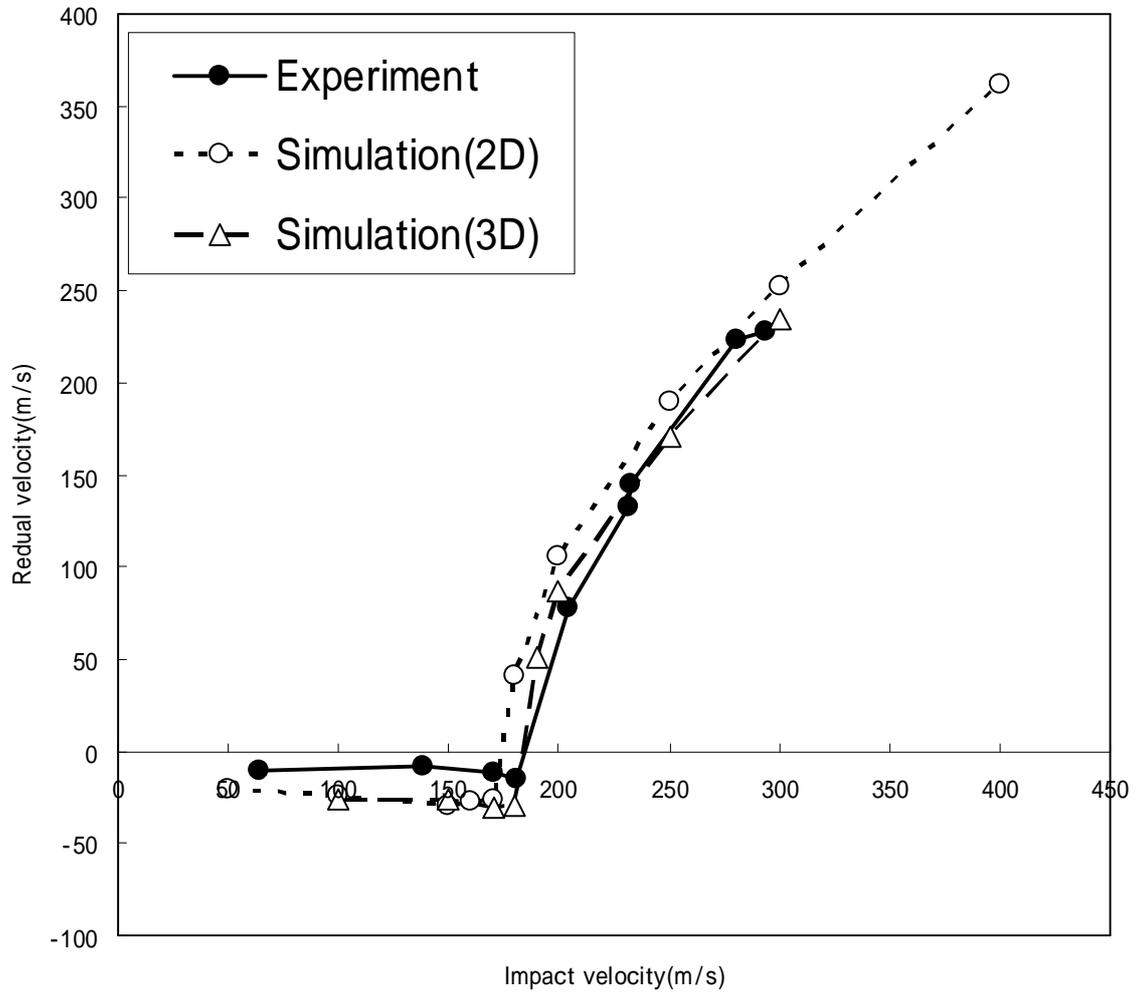


Fig.6-2 Comparison of calculation and test results (PC+Al).

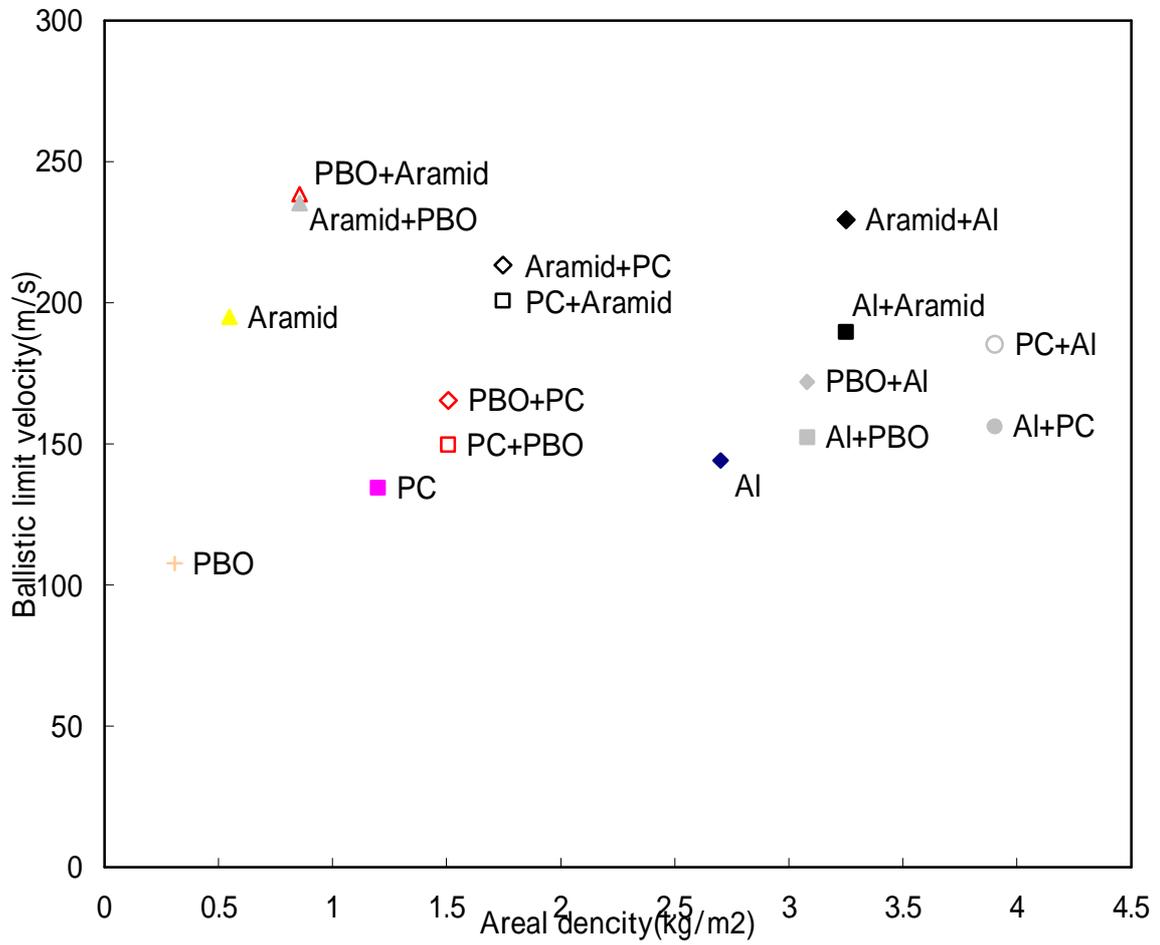


Fig.6-3 Effect of laminated structure on ballistic on ballistic limit velocity.

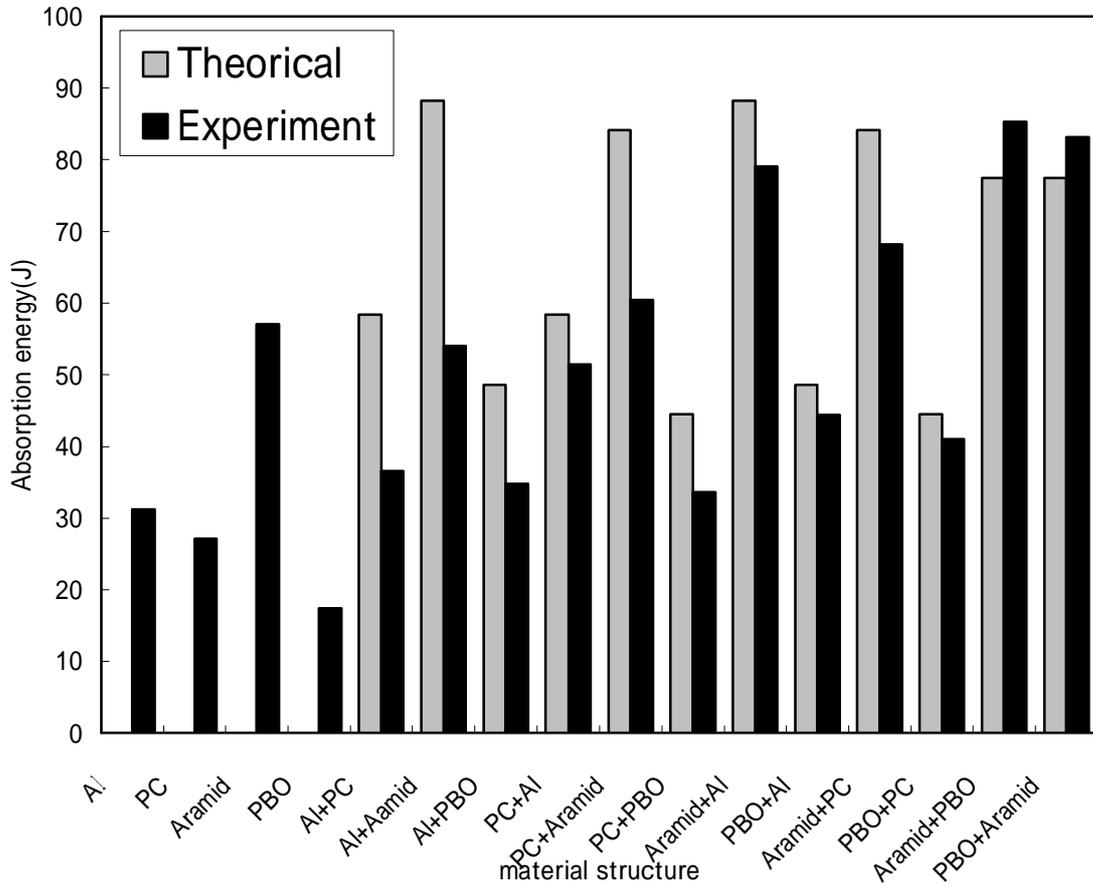


Fig.6-4 Comparison of amounts of energy absorption with laminated materials.

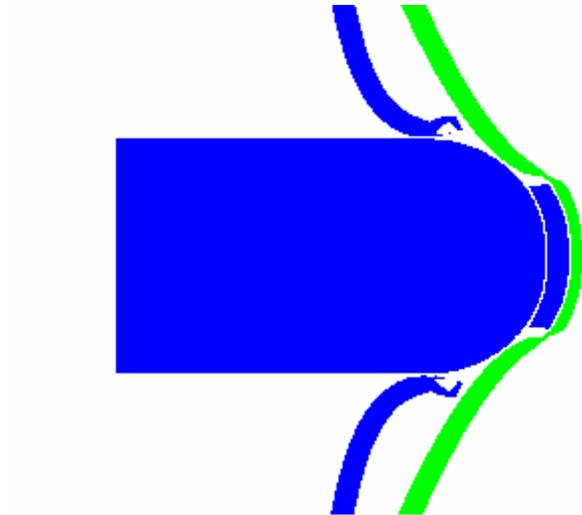


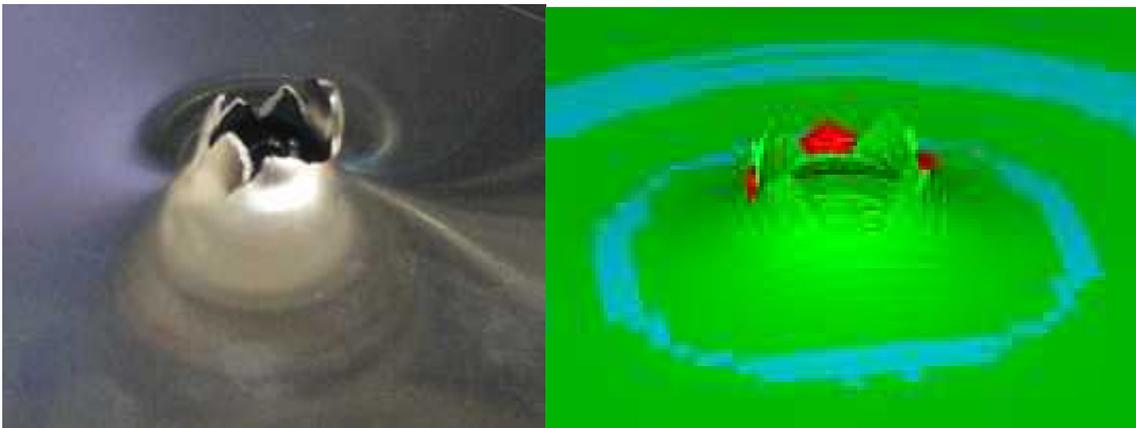
Fig.6-5 Simulation of failure process of target(Al+PC).



Fig.6-6 Back view of target(Al+PC).



(a) PC



Experiment

Simulation

(b) A6061-T6

Fig.6-7 Back view of target(PC+Al).



(a)Aramid+Al

(b)Aramid+PC



(a)PBO+Al

(b)PBO+PC

Fig.6-8 Back view of target.

7 . 結論

単体材料の高速衝突実験から飛翔体衝突時のターゲット材料のたわみと貫通限界速度の関係を検討した。実験結果から面密度が低く、たわみの大きい繊維材料の方が貫通限界速度が高くなることがわかった。これは材料がたわむことで飛翔体の持つ運動エネルギーを吸収することができるためである。

積層ターゲットの高速衝突実験より積層する材料の順番によってシールドとしての性能が大きく変化することがわかった。

1. A6061-T6 または PC の後方に繊維材料を積層した場合、前面の材料が破断することでプラグやペタリングが発生し、後方材料が損傷の影響を受けてしまうため、前面材料単体に比べ、貫通限界速度の上昇は小さくなる。よって、積層による防御性能の向上はあまり得られない。
2. 繊維材料の後方に A6061-T6 または PC を積層した場合、後方材料の影響を受け、前面の繊維材料は十分にたわむことができないが、後方材料の損傷によってエネルギーが分散されるため、繊維材料単体に比べ、貫通限界速度はやや上昇する。よって、積層による防御性能の向上は得られる。
3. 繊維材料同士を積層した場合、互いにプラグなどの影響を受けず、それぞれの材料はたわむことができる。さらに積層することで飛翔体が繊維間から抜けてしまうことも防げるため繊維材料に比べ、貫通限界速度は大きく上昇する。よって、積層による防御性能の向上は非常に大きい。

参考文献

- [1] 八坂哲雄, 宇宙のゴミ問題 スペースデブリ , 裳華房, 1997, pp.22-34.
- [2] 亀山雅也, 石橋史朗, スペースデブリ軌道生成実験システム, FUJITSU.51, 6, pp.438-443 (11,2000).
- [3] <http://www.isas.ac.jp/docs/ISASnews/No.210/ken-kyu.html>
- [4] 歌島, 静止軌道における SSPS のデブリ解析・ソフトウェア研究開発センター資料 GLA-03029.
- [5] Whipple, F. L., “ The meteoritic risk to space vehicles, ” Vistas in Astronautics (Pergamon Press, New York, 1985), Vol.2, pp.115-124.
- [6] C.J.Maiden and A.R.McMillan, “ An Investigation of the Protection Afforded a Spacecraft by a Thin Shield ” , AIAA JOURNAL, Vol.2, No.11, 1964.
- [7] http://iss.sfo.jaxa.jp/iss/kibo/develop_status_09.html.
- [8] M. L. Wilkins: UCRL-7322, Rev.2 Feb. (1982), “ Calculation of Elastic-Plastic Flow ” .
- [9] 特許公開 2003-014398
- [10] S. P. Marsh (Ed.), “LASL Shock Hugoniot Data,” ISBN 0-520-04008-2, University of California Press (1980)
- [11] Steinberg, Cochran & Guinan, "A Constitutive Model For Metals Applicable At High-strain Rates. ", J. Appl. Phys., 51, 3, March 1980.
- [12] Johnson & Cook, "A Constitutive Model And Data For Metals Subjected To Large Strains, High Strain Rates and High Temperatures. ", Proc. 7th Int. Symp. On Ballistics, The Hague, The Netherlands, 1983.
- [13] 法政大学計算科学研究センター研究報告, 16, pp.17-20 (2003).
- [14] 金本健吾, 耐スペースデブリバンパ材料の貫通限界速度-デブリの先端形状と衝突角度およびバンパの材料と面密度の影響-, 法政大学大学院工学研究科機械工学専攻, 修士論文(2004).
- [15] Roark,R.J., “Formulas for Stress and Strain”, McGraw-Hill, 1954

謝辞

本研究を行うに際し、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、貴重なご指導、ご鞭撻を頂きました本学機械工学科 崎野 清憲教授ならびに機械工学科諸先生方に深く御礼申し上げます。

また、本研究に関して高速衝突現象を撮影するにあたり、御協力戴いた高圧システム(株)の小島保俊氏、(株)フォトロンの矢島正氏、(株)ノビテックの小西信宇氏、解析を行うにあたり、御協力戴いた伊藤忠テクノソリューションズ(株)の片山雅英氏、大田敏郎氏に深く感謝の意を表します。

さらに、試料作製および有益な討論をして頂いた、本学中央工作室の島貫 貞三氏および富田 明氏、株式会社進栄製作所 石井 信彦氏、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、共に実験・解析を行い有益な討論をして頂いた本学修士1年生 小山 修人氏、美濃輪 秀明氏、学部4年生 才川 欽也氏、海老沼 航氏、増田 堅吾氏、2005年度卒業生 佐藤 勝彦氏、2004年度修了生 金本 健吾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 岸本 武亮氏、小林 良江氏、出口 雅紀氏、原 彩水氏、福澤 直也氏に心より感謝致します。