

### 超臨界流体銃の二段式化への検討

春日, 直樹 / KASUGA, Naoki

---

(発行年 / Year)

2006-03-24

(学位授与年月日 / Date of Granted)

2006-03-24

(学位名 / Degree Name)

修士(工学)

(学位授与機関 / Degree Grantor)

法政大学 (Hosei University)

2005 年度 修士論文

論文題名 超臨界流体銃の二段式化への検討

指導教員 新井和吉

大学院工学研究科

機械工学専攻修士課程

04R1116

加力 材

氏名 春日 直樹

## - 目次 -

第1章	緒論	
1.1	研究背景	1
1.2	スペースデブリ	1
1.3	高速衝突試験機	1
1.4	超臨界流体銃	6
1.5	超臨界流体銃の二段式化	12
第2章	飛翔体の影響	
2.1	目的	13
2.2	飛翔体質量	
2.2.1	目的	13
2.2.2	概要	13
2.2.3	実験結果	15
2.3	飛翔体材質	
2.3.1	目的	18
2.3.2	概要	18
2.3.3	実験結果	19
2.4	飛翔体後部断面積	
2.4.1	目的	21
2.4.2	概要	21
2.4.3	実験結果	22
2.5	飛翔体後部形状	
2.5.1	目的	26
2.5.2	概要	26
2.5.3	実験結果	27
第3章	蓄圧器の影響	
3.1	目的	30
3.2	概要	30
3.3	数値計算	30
3.4	実験	34

第4章	飛翔体断面積の影響	
4.1	目的	37
4.2	概要	37
4.3	数値計算	40
4.4	実験	43
第5章	軽ガスの影響	
5.1	目的	45
5.2	概要	45
5.3	実験におけるヘリウムと二酸化炭素	45
5.4	高圧でヘリウムを用いた発射実験と蓄圧器容量の影響	48
5.5	数値計算におけるヘリウムと二酸化炭素	51
第6章	飛翔体速度の計算	
6.1	目的	54
6.2	概要	54
6.3	計算結果	54
第7章	結論	63

参考文献

# EXAMINATION TO MAKE THE TWO-STAGE SUPERCRITICAL FLUID GUN

## Abstract

Serious threat to spacecraft is the hypervelocity impact of space debris in recent years. Hypervelocity impact test in order to develop the spacecraft protection against the space debris impacts have been performed using the various projectile accelerating devices. Research centres around the world base their leadership in the field of hypervelocity impact experiments on the well-established technology of explosively-driven two-stage tapered, heavy-piston light-gas gun. These machines accelerate projectiles to

more than 8km/s with relatively easy shot operations. Although the use of these traditional facilities is recognised as being the test means of conducting hypervelocity impact test programs, the use of such guns is limited to one-shot-only operations because a finite time is required for recovery and the preparation of the following shot.

The supercritical fluid gun was developed as the hypervelocity impact test device in this laboratory. A supercritical fluid is a substance above its critical temperature and pressure. In the supercritical state, the distinction between the liquid and gas phases has disappeared and physicochemical properties of a fluid can be controlled easily by changing pressure and temperature. An expansion shock can occur, when fluid goes from the supercritical state to the gas state. The expansion shock would be capable of accelerating a projectile to hypervelocity. Carbon dioxide with a low critical temperature and pressure is used for the operation fluid. Its critical temperature and pressure are low.

This study presents examined to make the two-stage supercritical fluid gun referring to the two-stage light gas gun. The effects of pressure vessel volume launch tube diameter and operating fluid on the projectile velocity of the supercritical fluid gun was investigated. As a result, the indicator to two-stage supercritical fluid gun was able to be obtained

## 第1章 緒論

### 1.1 研究背景

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50年の間に、アメリカと旧ソ連を中心に軍事利用を主な目的とした宇宙開発競争から始まり、現在に至るまで数多くのロケットや人工衛星が宇宙空間に打ち上げられてきた。80年代に入ると、宇宙空間の平和利用を目的とした国際宇宙ステーション(ISS)の計画が起こり、アメリカ、日本、カナダ、ヨーロッパ各国、ロシアが協力して建設に着手している。宇宙の利用拡大により、人類はさまざまな恩恵を受けてきたが、数多くの宇宙構造物を打ち上げた結果、ロケットや人工衛星の残骸や破片などのスペースデブリを地球周回軌道上に発生させてしまった。

アメリカ航空宇宙局(NASA)の観測データなどによると、地球周回上を回るスペースデブリは10cm以上のものだけで1万個以上ある<sup>[1]</sup>。小さいものを含めると数百万個以上とみられ、多くの宇宙構造物が周回している高度36,000kmの静止軌道上での衝突速度は最大で1.5km/s、高度2,000km以下の低軌道上での衝突速度は最大で15km/sに達する。このスペースデブリは小さいスペースデブリでも衝突の衝撃は大きく、また地上に落下する危険性がある。

そこで、スペースデブリから宇宙構造物を守るシールド等のスペースデブリ防御構造の開発が急務となっており、本研究ではそのスペースデブリ防御構造の性能評価に用いる高速衝突試験機の研究を行った。

### 1.2 スペースデブリ

スペースデブリは人工衛星の残骸などで、大半はアルミニウム系の金属だが、自然劣化による塗料などの微小物体<sup>[2]</sup>などもある。気象衛星や通信衛星などは高度36,000kmの静止軌道に、地球観測衛星などは高度2,000km以下の周回軌道に打ち上げられ、スペースデブリもこの範囲に集中している。

人工衛星は運用中の400~500個を含めて約3,000個が地球を回り続けている。スペースデブリは地球周回軌道上において10cm以上のもので9,000個、10cm未満のもので4,000万個以上存在していると言われている。低軌道上にスペースデブリの大半は大気圏に突入して燃え尽きるが、高度数千km以上の場合は、数百年以上も周回し続ける。

### 1.3 高速衝突試験機

スペースデブリ防御構造の性能評価のためには、地上においてスペースデブリ衝突の模擬実験を行わなければならない。そのためには、スペースデブリを模擬した飛翔体を地球周回軌道上で実際に起こる衝突速度まで加速させる必要があり、様々な飛翔体発射装置が存在する。飛翔体を高速発射させるためには、瞬間的に大きなエネルギーを発生させる必

要があり、火薬に点火し高温高圧になった燃焼ガスのエネルギーを飛翔体加速の運動エネルギーに変換する方法が多く用いられてきた。しかし、火薬銃では燃焼ガスの物理的境界により最大速度の制約を受けてしまい、宇宙開発の要請から必要とされる第一宇宙速度、第二宇宙速度までの速度域まで到達できない。火薬銃では不可能な速度域を脱するために、火薬の他に水素やヘリウムの軽ガス、電磁力、成形爆薬などを用いた飛翔体発射装置が開発された。スペースデブリ衝突試験で用いられる代表的な飛翔体発射装置を以下に挙げる。

## 火薬銃

装置の構造がシンプルで長い間、多くの高速衝突試験に用いられてきた<sup>[3]</sup>。Fig.1-1 に概略図を示した。火薬を爆発させた燃焼ガスの圧力によって飛翔体を加速させる原理になっている。通常のライフル銃等では銃身内部にらせん状の溝を切るが、このような高速衝突試験用の火薬銃の発射管内は平滑である。燃焼ガスの大比重量、高粘性、低音速に大きく起因し加速能力に上限がある。

## 二段式軽ガス銃

スペースデブリ衝突試験で最も多く用いられている<sup>[4-7]</sup>。概略図を Fig. 1-2 に示した。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。この銃は通常の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。大量の高圧軽ガスを定常的に保持することが可能であるが、数多くの作動パラメータが組み合わせられるので、最適な運転条件を見出すことが難しく、操作には熟練を要することが多い。

## レールガン

Fig.1-3 に概略図を示した<sup>[8][9]</sup>。2本の導電レールに沿って金属またはプラズマから成るアーマチャーが飛翔体の後部にあり、レールを流れる電流が作る磁場とアーマチャー電流によって電磁力が働き、アーマチャーが高速でレールを滑走することで、飛翔体を押し出すような原理になっている。理論上では、光速近傍まで加速が可能であるが、レールの電食、プラズマの粘性等の問題があり、電気エネルギーから飛翔体の運動エネルギーの変換効率が非常に低い。

## 成形爆薬式高速射出装置

Fig.1-4 に概略図を示した<sup>[10]</sup>。成形爆薬の爆発によって生じる爆轟波がライナに伝播し、

ライナがジェットとなって射出される。設置したインヒビタで模擬デブリとして必要なシングル先端ジェットを取得し高速射出する。現在の飛翔体発射装置の中で、グラムオーダーの飛翔体を最も高速で発射可能な装置であると考えられるが、低速度域の先端ジェットが不安定な傾向にある。

Table1-1 に示すように発射可能な飛翔体の質量とサイズ、コスト、発射可能な速度域も様々である。その他、様々な加速原理の装置が存在し<sup>[11-13]</sup>、衝撃波実験、衝撃物性実験等の高速衝撃現象の研究に用いられている。

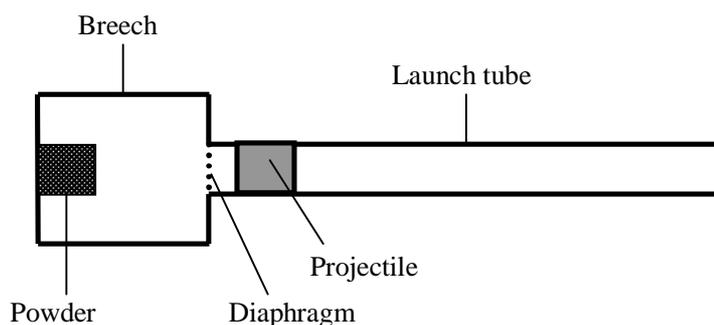
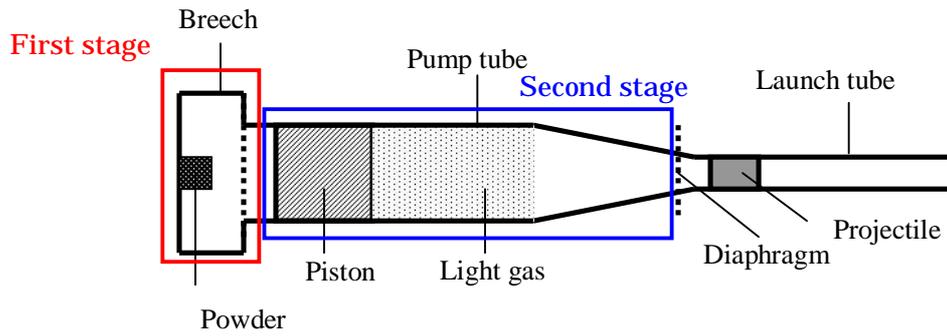
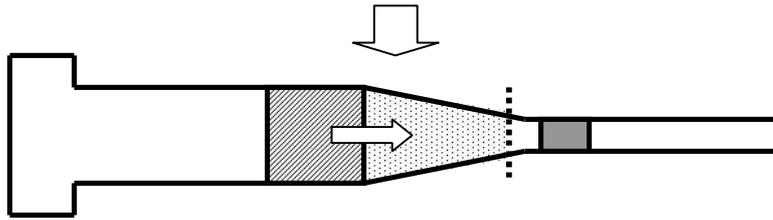


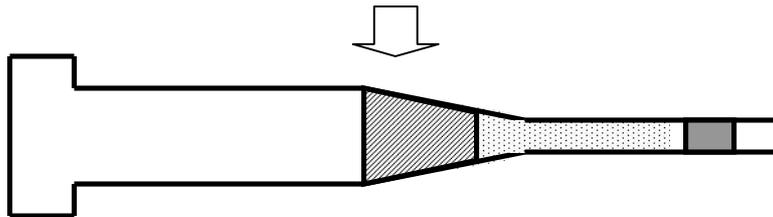
Fig.1-1 Powder gun.



**Powder is ignited and piston starts to move.**



**Piston compress light gas and diaphragm is ruptured.**



**Projectile is launched.**

Fig.1-2 Two stage light gas gun.

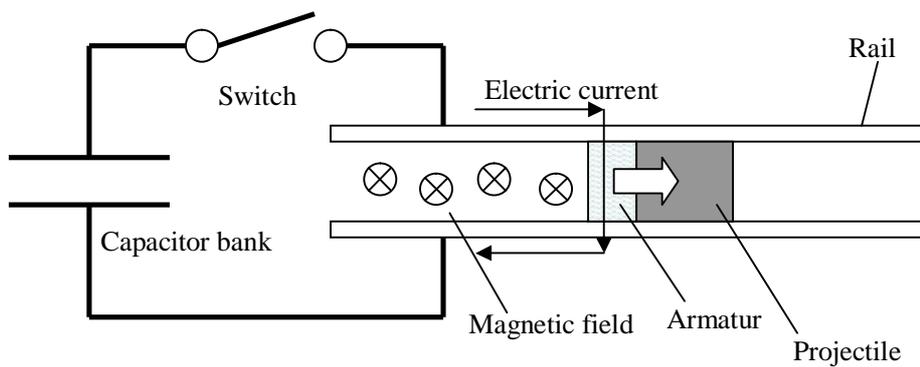
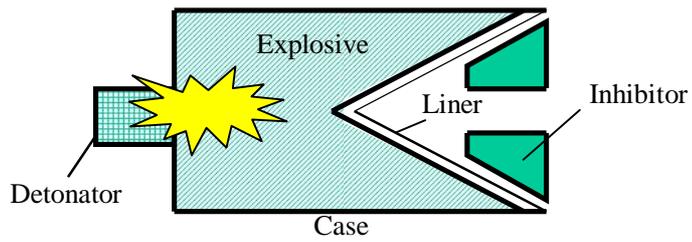
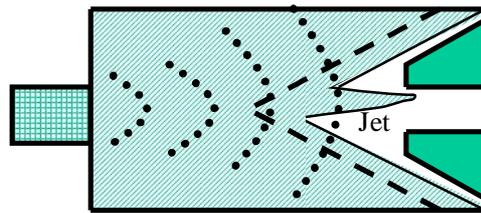


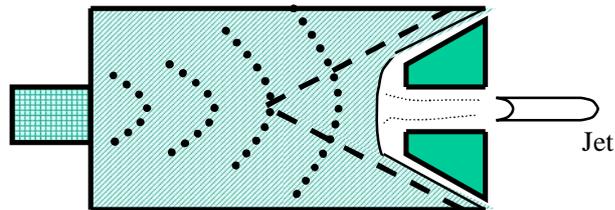
Fig.1-3 Rail gun.



Detonation starts and the detonation wave extend.



The liner largely deforms by the pressure of explosive.  
Jet and slag start to move.



Inhibitor removes needless traveling jets and slag.

Fig.1-4 Shaped charge.

Table1-1 Specification of guns.

Name	Projectile		Cost
	Velocity [km/s]	Mass [g]	
Powder gun	0.1 ~ 3.0	$10^0 \sim 10^2$	Low
Two stage light gas gun	1 ~ 10	$10^{-2} \sim 10^3$	Middle
Rail gun	2 ~ 10	$10^{0.5} \sim 10^{2.5}$	High
Shaped charge	8 ~ 12	$10^{-1.5} \sim 10$	Middle

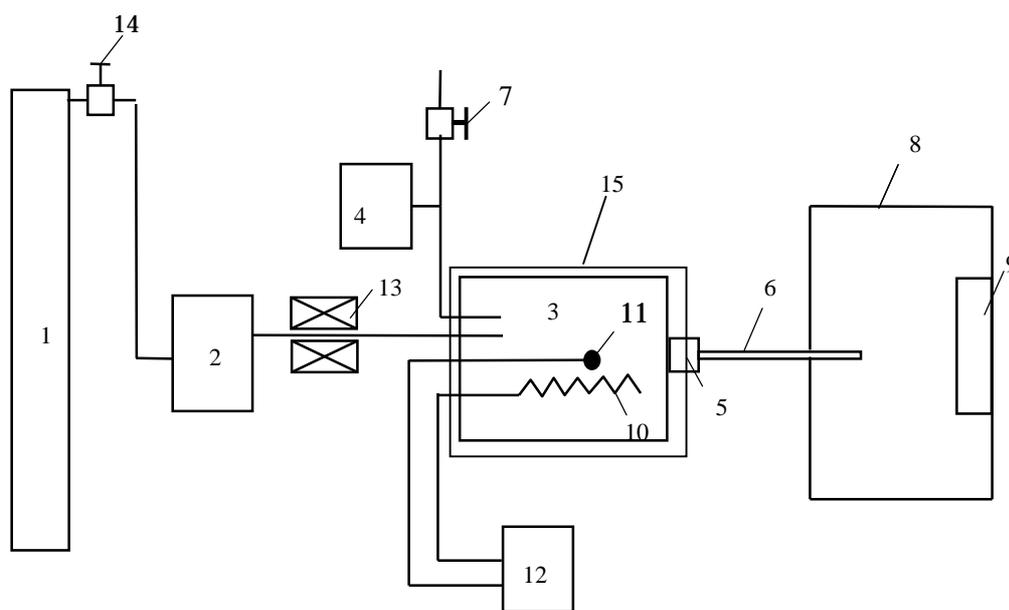
#### 1.4 超臨界流体銃

当研究室で開発中の超臨界流体銃には、飛翔体を加速させる作動流体に加圧が容易である液体及び超臨界流体を利用している。従来の実験装置で用いられている電磁力や火薬等の爆発といった大規模で大出力の装置が不要になり、装置全体の小型化や低コスト化が可能となった。さらに、超臨界流体を用いた場合には、飛翔体加速時の圧力開放により、超臨界流体から気体への相変化によって、多大な体積膨張が生じ、作動流体が持つ圧力エネルギーから飛翔体の運動エネルギーへの変換効率が高められると考えられる。実験装置の概略図を Fig.1-5 に示した<sup>[14][15]</sup>。また、実験装置の概観写真を Fig.1-6 ~ 12 に示した。

作動流体として利用している二酸化炭素(CO<sub>2</sub>)は、不活性ガスで爆発性、化学反応性がなく、低コストで安全性に優れている。また、臨界温度及び臨界圧力が 31.1 それぞれ 7.38MPa と、比較的低い値のため超臨界状態への移行が容易である。

さらに、超臨界流体銃は操作性に優れているため、最も汎用的な飛翔体発射装置である二段式軽ガス銃が 1 日に数発しか発射実験が行えないのに対して、超臨界流体銃では 1 日に 30 回以上の発射実験を行うことができる。

超臨界流体とは、臨界温度、臨界圧力を超えた非凝縮性流体である。物質は一般的に分子間力によって液体として存在し、温度が上がると分子の運動エネルギーが分子間力を上回り、分子の運動が活発な気体となる。物質によって決まっている臨界点を超えると液体と気体の境界がなくなり、圧力を上げ圧縮しても液体にならず、温度を上げても気体にならない状態になる。Fig.1-13 に示す物質の状態図の臨界温度、臨界圧力より高温高压の領域が超臨界領域である。臨界温度を超えているため分子運動が激しく、臨界圧力を超えているので液体に匹敵する高密度を有する。臨界点近傍では非常に大きな圧縮性を示し、僅かな圧力変化で密度が連続的に変化し、微視的な流体構造を変化させることが可能である。Table1-2 に各純物質の臨界温度、臨界圧力を示した。



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 15. Ribbon heater

Fig.1-5 The schematic drawing of Supercritical fluid gun.



Fig.1-6 Overview of Supercritical fluid gun.



Fig.1-7 Pressure vessel 0.5 .



Fig.1-8 Launch tube.

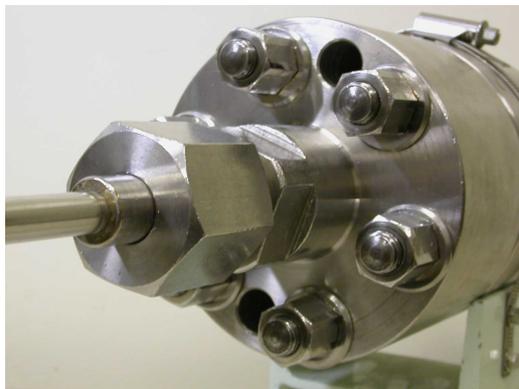


Fig.1-9 High pressure coupling.



Fig.1-10 Test chamber.

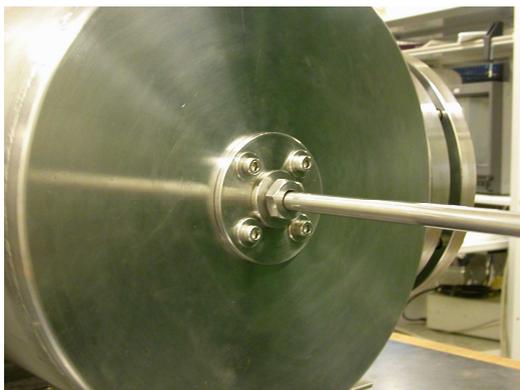


Fig.1-11 Connection between launch tube and test chamber.



Fig.1-12 Rupture disk.

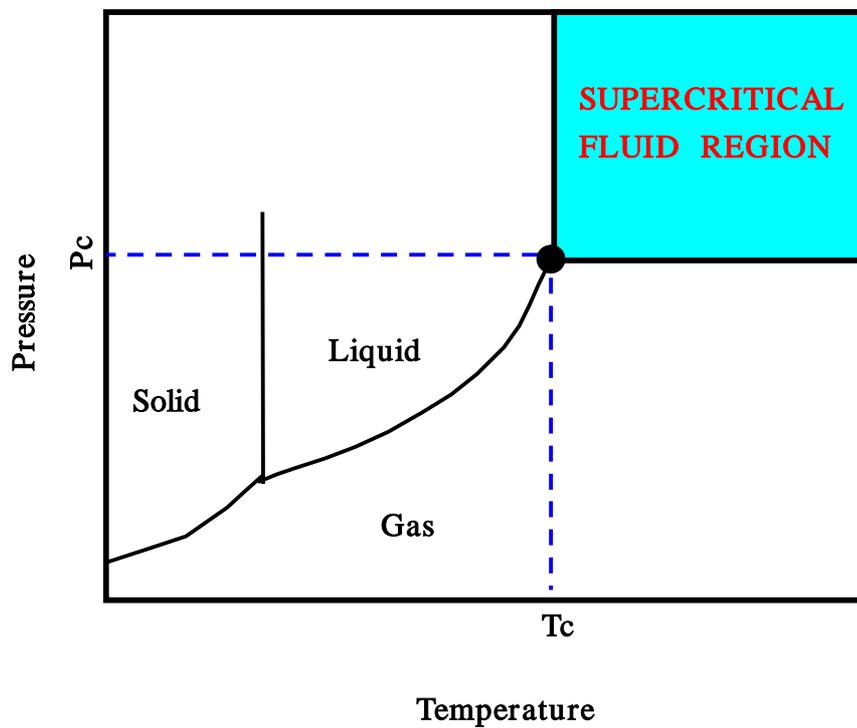


Fig.1-13 Pressure-temperature diagram of a pure component.

Table1-2 Critical point of various pure fluid

Pure fluid	Critical temperature [ °C ]	Critical pressure [MPa]
Ammonia	132.5	11.3
Carbon dioxide	31.1	7.38
Ethane	32.1	4.8
Ethylene	9.2	5.0
Helium	-267.9	0.2
Hydrogen	-240	1.3
Nitrogen	-146.9	3.39
Oxygen	-118.5	5.0
Propane	96.7	4.2
Water	372.2	21.8

## 発射方法

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し、蓄圧器内の作動流体が加速管に流入し、加速管内に装填された飛翔体が加速する原理となっている。飛翔体発射実験は以下の手順に従う。

- 1) 作動流体を液化二酸化炭素のポンペから高圧ポンプ及び予備加熱部を介し、蓄圧器に供給する。
- 2) 蓄圧器に取り付けられているバルブを開け、蓄圧器内の空気を二酸化炭素に置換する。置換後、バルブを閉める。
- 3) 高圧カップリング内に装着されたラプチャー板の破断圧力まで、蓄圧器内を昇圧する。
- 4) 試料室内に発射された飛翔体を高速度ビデオカメラにて撮影する。
- 5) ラプチャー板破断時の温度圧力を記録する。

## 速度測定方法

試料室内に発射された飛翔体は、高速度ビデオカメラ(株式会社 PHOTRON Fastcam-ultima、株式会社ナックイメージテクノロジー MEMRECAMfxK4、株式会社ノビテック Phantom V7.1)にて撮影した。ラプチャー板破断時の破裂音により、トリガー信号を高速度ビデオカメラに入力しEND トリガーモードにて、加速管から射出される飛翔体を録画した。撮影した画像から、飛翔体の変位と経過時間より速度を算出した。撮影した画像の一例を Fig.1-14 に示した。

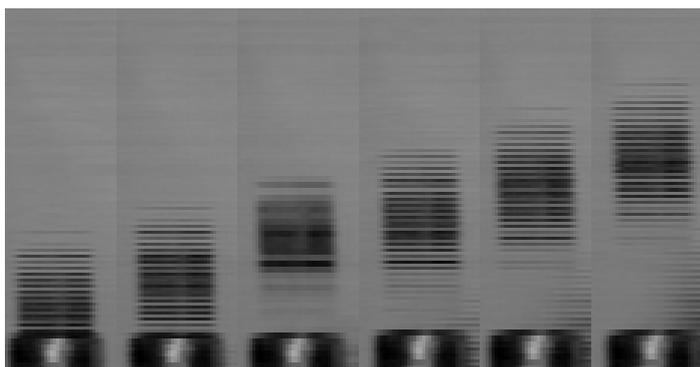


Fig.1-14 Image of launched projectile.

## 1.5 超臨界流体銃の二段式化

飛翔体速度の向上には、作動流体の速度を向上させることが必要となる。超臨界流体銃で用いてきた作動流体の二酸化炭素は、超臨界状態から気体に相変化し、多大な体積膨張が発生することによって大きなエネルギーを得ることが出来る。これによって 5.3 g の飛翔体を約 700m/s まで加速することに成功している。この時の運動エネルギーは 0.1 g の飛翔体を約 5km/s に加速するのに必要な運動エネルギーに相当する。しかし、二酸化炭素は密度や動粘性率の大きさなどが、作動流体の重さが速度上昇における根本的な問題点になっていた。

1.3 で紹介した中で、現在スペースデブリ衝突試験で最も多く用いられている二段式軽ガス銃は、一般的にピストンを火薬の爆発により加速させている。本研究では高エネルギー状態にある超臨界二酸化炭素を利用してピストンを作動させ、軽ガスを圧縮する二段式軽ガス銃を検討した。超臨界流体銃を用いることで、低コストで安全性に優れた高速衝突試験機ができると考えた。

現在、この二段式軽ガス銃でファーストステージに火薬を用いずにピストンを作動させている高速衝突試験機に Centro Interdipartimentale Studi ed Attivita Spaziali(CISAS)が開発した二段式軽ガス銃(以下：CISAS 銃)がある。CISAS 銃は火薬の代わりに高圧な軽ガスでピストンを駆動させ、軽ガスを圧縮し飛翔体を加速させる<sup>[16][17]</sup>。

本研究ではこれらの二段式銃を参考に、高エネルギー状態にある超臨界二酸化炭素を利用してピストンを駆動させ、軽ガスを圧縮する超臨界流体銃の二段式化を行うために飛翔体、蓄圧器、飛翔体断面積、作動流体を変更し飛翔体速度に及ぼす影響を検討した。

## 第2章 飛翔体の影響

### 2.1. 目的

二段式銃は、ピストンを介して超臨界流体銃で発生したエネルギーにより飛翔体の加速を行う。このピストンの加速する際の損失を抑えることができれば、飛翔体の加速が効率的に行うことができる。

そこで、飛翔体をピストンに見立て、飛翔体の改良を行うことがピストンの改良につながると考えた。超臨界流体銃は作動流体が飛翔体を加速管内で加速し高速衝突を実現する。その際、作動流体の持つ圧力エネルギーや運動エネルギーを効率良く飛翔体の運動エネルギーに変換することが重要である。そこで、飛翔体の材質、質量、後部断面積、後部形状を変化させ飛翔体速度に与える影響を検討した。

### 2.2. 飛翔体質量

#### 2.2.1. 目的

飛翔体の質量が速度に及ぼす影響を検討するため、飛翔体の材質を PE に統一し実験を行った。

#### 2.2.2. 概要

ニュートンの第 2 法則である運動の法則は物体に加わる加速度を以下のように定義している。

$$F = am$$
$$a = \frac{F}{m}$$

ここで、 $F$ :物体に加わる力[N]、 $a$ :加速度[m/s<sup>2</sup>]、 $m$ :質量[kg]である。

この式より物体に加わる力が一定の場合、質量が増加すると加速度は減少することがわかる。

式を本実験の飛翔体に対して用いるために物体に加わる力を

$$F = (P_{\text{back}} - P_{\text{front}})A$$

とする。ここで、 $P_{\text{front}}$ :飛翔体前方の圧力[MPa]、 $P_{\text{back}}$ :飛翔体後方の圧力[MPa]、 $A$ :飛翔体断面積[m<sup>2</sup>]、 $m$ :飛翔体の質量[kg]とするととより

$$a = \frac{(P_{\text{back}} - P_{\text{front}})A}{m}$$

と表すことができ、飛翔体の質量を減少させることで加速度が増加し、飛翔体速度の向上を図ることができる。飛翔体速度は以下ようになる。

$$u = \int \frac{(P_{\text{back}} - P_{\text{front}})A}{m} dt$$

そこで、飛翔体質量を減少させ飛翔体速度の向上を図った。

飛翔体質量を変化させた実験条件を Table2-1、飛翔体条件を Table2-2 に示した。

Table2-1 Experimental condition.

Pressure vessel	Volume : 0.5		
Launch tube	Length : 4m	Diameter : 10mm	
Test chamber	Low vacuum(1Torr)		
Operating fluid	CO <sub>2</sub>	120	
Projectile	Mass : Table2-2	Material : PE	Diameter : 9.7mm

Table2-2 Projectile mass condition.

Num.	Material	Mass	Contact length with launch tube	Shape
	PE	3.00g	44mm	Cylinder
	PE	1.50g	22mm	Cylinder
	PE	0.50g	7.3mm	Cylinder

ここで、同一材質で質量を一定とした時、飛翔体と加速管との接触長さが異なってしまうが、クーロンの摩擦法則より見かけの接触面積によらないことは一般的である。この法則は限られた範囲でのみ成り立つ法則であり極端な平滑な表面で成立しない。そこで、超臨界流体銃における接触長さの影響を検討した。

飛翔体と加速管との接触長さが飛翔体速度に及ぼす影響を調べるために、飛翔体速度に影響を及ぼすと考えられるその他のパラメータを固定し実験を行った。

実験条件は Table1 とし、飛翔体条件を Table2-3 にそれぞれ示した。

飛翔体と加速管の接触長さの影響を Fig.2-2 に示した。この結果から接触長さは本装置においても影響を及ぼさないことがわかったので、これ以降で接触長さは考慮せずに飛翔体の改良を行う。

Table2-3 Condition contact length of projectile and launch tube.

Num.	Material	Mass	Contact length with launch tube	Shape
	PEEK	3.00g	35mm	Cylinder
	PEEK	3.00g	22mm	Fig.2-1

\* Projectile diameter 9.5mm

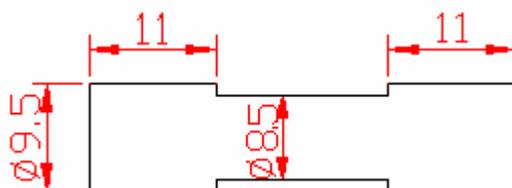


Fig.2-1 No. projectile.

### 2.2.3. 実験結果

Fig.2-3 より質量が軽い の速さが他の 2 つに比べ 5MPa 以下では 150m/s、それ以降では徐々に差が狭まるが、高圧でも約 100m/s の速度差が生じた。このことから本装置でも飛翔体の軽量化は速度の向上に及ぼす影響は大きいことがわかる。しかしながら、 と の質量は 1.5g も差があるにもかかわらず飛翔体速度にあまり差が見られなかった。

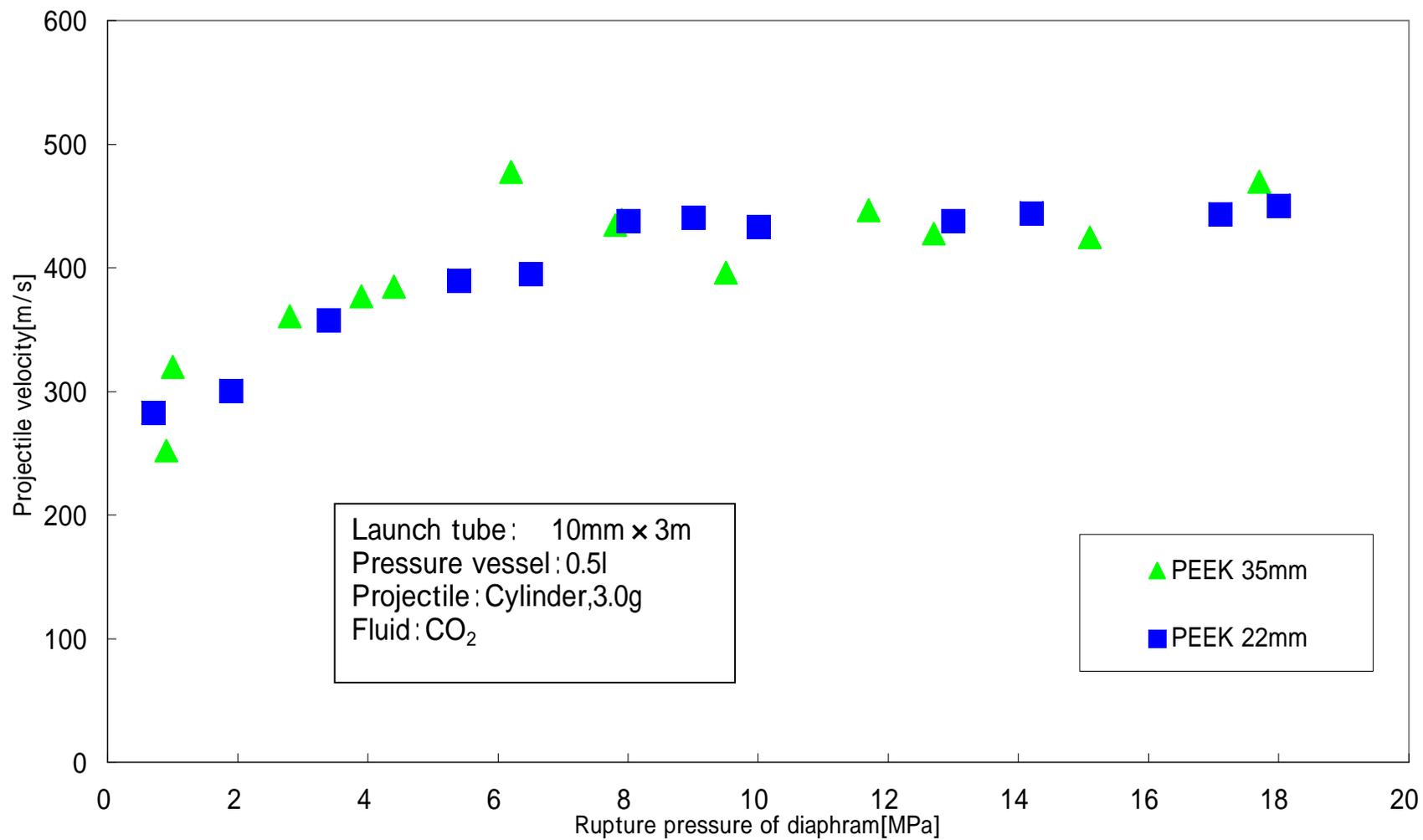


Fig.2-2 Effect of projectile length on projectile velocity.

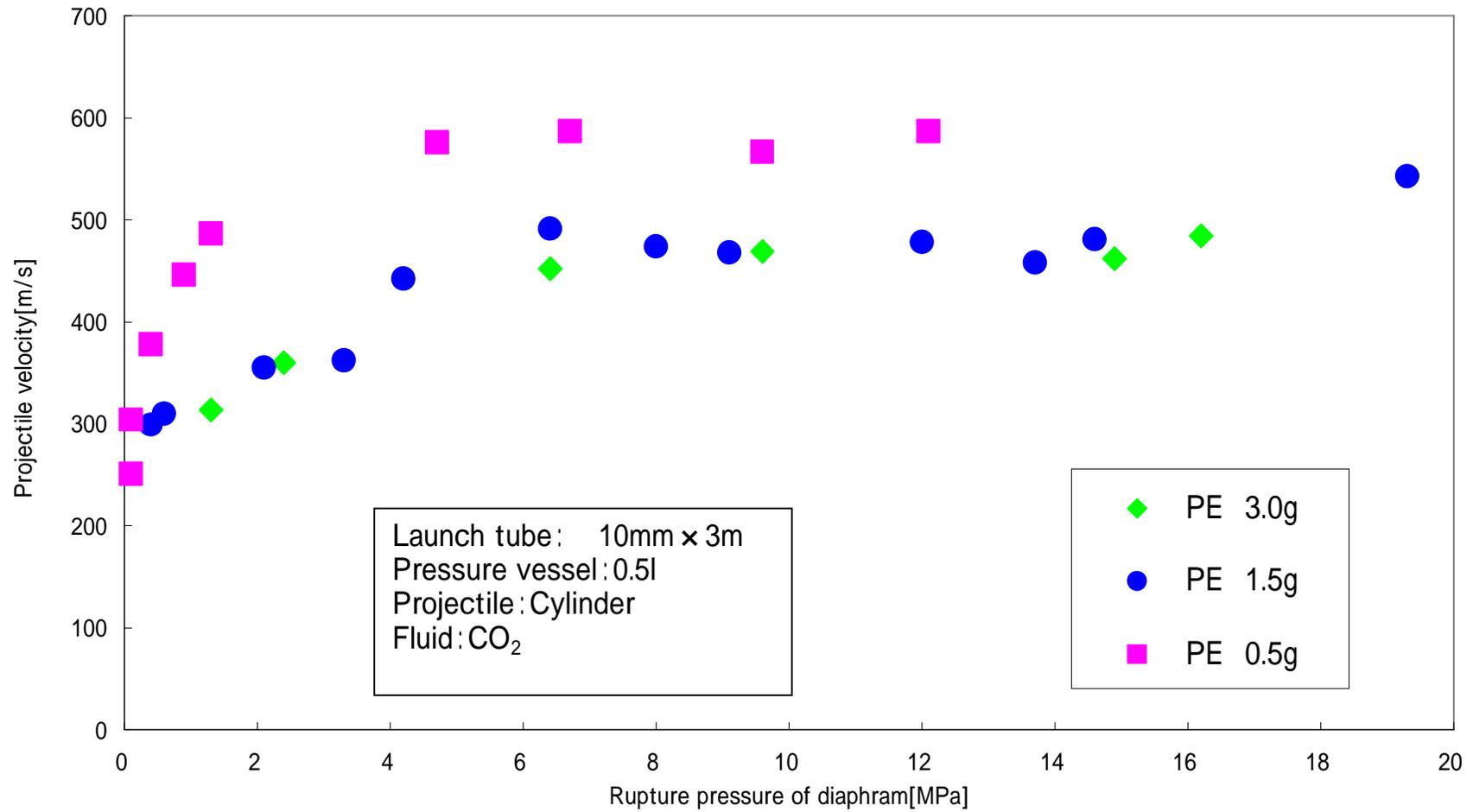


Fig.2-3 Effect of projectile material on projectile velocity.

## 2.3. 飛翔体材質

### 2.3.1. 目的

飛翔体の材料固有の特性が飛翔体速度に及ぼす影響を調べる。本研究室では装置開発を密度の低い PE を飛翔体として用いてきた。この項では PE が飛翔体として適した材質であるかを調べる。

### 2.3.2. 概要

材料固有の特性として飛翔体速度に影響をおよぼす可能性があるものとして摩擦係数が挙げられる。しかし、摩擦係数は接触する側の材質が異なると値が異なり、更に接触速度の違いも摩擦係数に影響を与える場合がある。そこで、飛翔体の材質を変化させた実験を通じ、飛翔体に適した材質を検討した。

2.2 の結果より飛翔体速度に飛翔体質量が大きく影響を与えることから、一般的に金属やセラミックなどと比べ密度が低い高分子材料の中から、摩擦係数が低い材料として知られている PTFE、PEEK、PE を用いた。

フッ素系樹脂の中で代表的な PTFE は摩擦、耐熱性、耐薬品性などで優れた高分子材料である。単体では成形性、機械的強度および耐摩耗性は劣る<sup>[18]</sup>。ピストン材に単体で用いる場合、摩擦および耐熱性の良さは有効である。しかし、成形性の悪さは形状が複雑ではないため問題にはならないが、機械的強度および耐摩耗性は飛翔体の再利用を考えた場合に問題となる。

PEEK は耐熱性、成型加工性および機械的強度に優れており、摩擦性能は PTFE と比べると高いが、ステンレス鋼面相手に摩擦係数を測定した場合、約 0.3 で比較的 low、室温から 300 までほぼ一定である<sup>[19]</sup>。ピストンを作製する場合、耐熱性、成型加工性および機械的強度は再利用を考慮した際に有効である。

PE は密度が 960[kg/m<sup>3</sup>]と低く、耐摩耗性、摩擦も優れている。しかし、融点が 140 前後と低く耐熱性は劣る。ピストン材として用いる際に耐熱性の低さは問題となる可能性があるが、密度の低さは PTFE と比べると半分以下となっており大変有効であると考えられる<sup>[19]</sup>。

なお、密度が異なるため飛翔体と管の接触長さおよび飛翔体の長さが大きく異なるが、Fig.2-2 より飛翔体速度に影響を与えないことが分かっている。

飛翔体材質を変化させた時の実験条件は Table2-1 とし、飛翔体条件は Table2-4 に示した。

Table2-4 Projectile material condition.

Num.	Material	Mass	Contact length with launch tube	Shape	Density
	PEEK	3.00g	35mm	Cylinder	1320kg/m <sup>3</sup>
	PTFE	3.00g	22mm	Cylinder	2100kg/m <sup>3</sup>
	PE	3.00g	44mm	Cylinder	960kg/m <sup>3</sup>

\* Projectile diameter 9.5mm

### 2.3.3. 実験結果

飛翔体の摩擦係数等の材料の固有値が飛翔体速度に及ぼす影響についての実験結果を Fig.2-4 に示した。

Fig.2-4 より、PE が他の 2 つと比べどの圧力域でも速い飛翔体速度であることがわかる。このことから飛翔体の材質として PE が適していることが明らかになった。

また PTFE は飛翔体速度が増加するのにもとない他の 2 つとの差が大きくなることかわかる。これは PTFE の摩擦係数は摩擦速度が低速の場合は低い値を示すが、摩擦速度の増加にもとない摩擦係数も増加する<sup>[19]</sup>ためではないかと考えられる。

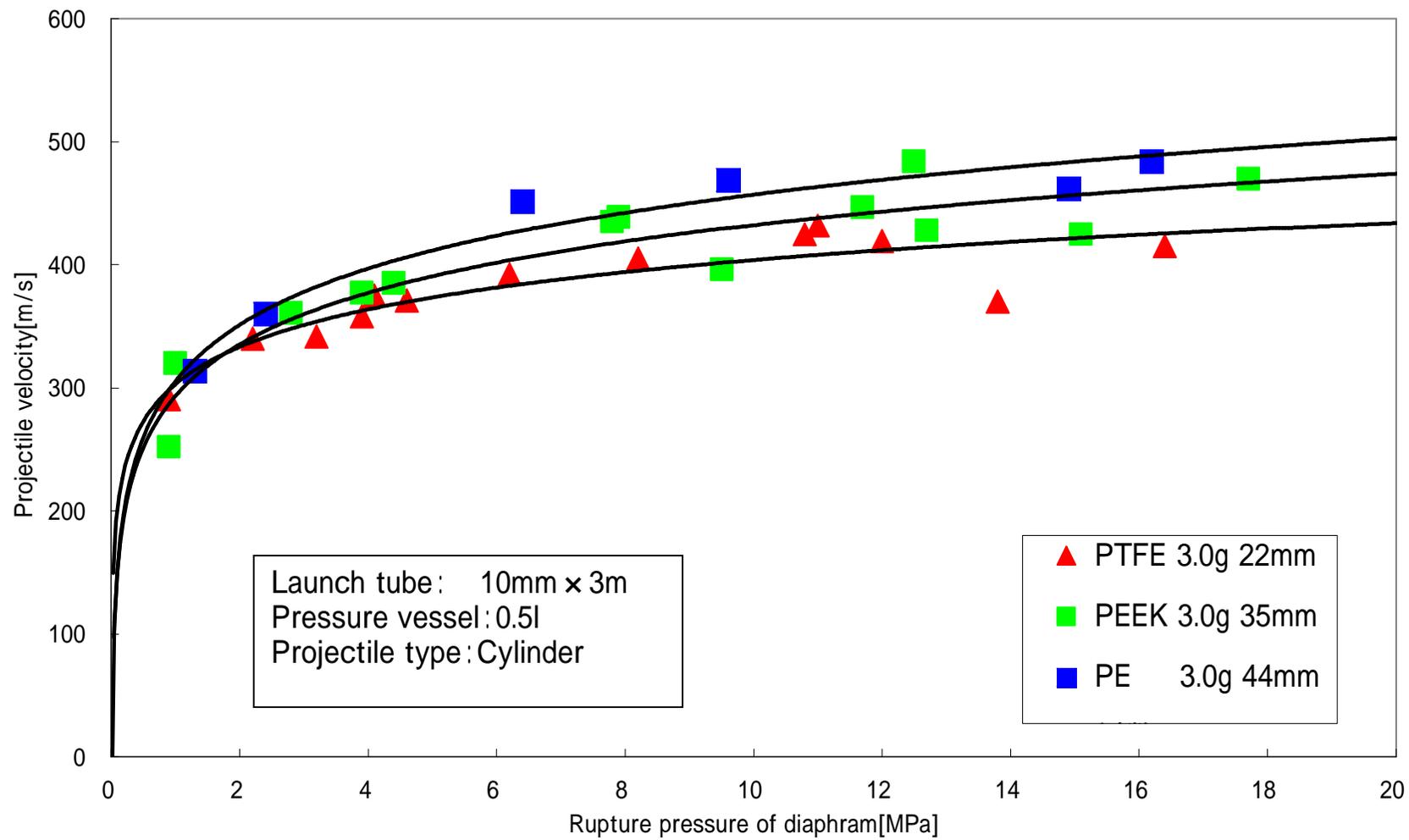


Fig.2-4 Projectile velocity of PTFE,PEEK and PE.

## 2.4. 飛翔体断面積

### 2.4.1. 目的

加速管を拡大し、飛翔体断面積を増加させることにより、飛翔体の推進力を増加させ、飛翔体速度の向上を図る。

### 2.4.2. 概要

前述の式

$$a = \frac{(P_{\text{back}} - P_{\text{front}})A}{m}$$

より、飛翔体断面積  $A$  を増加させると飛翔体加速度の向上を図ることができる。そこで、飛翔体断面積と加速管を拡大させた。

従来の加速管の管径は直径φ10mmであるが、拡大した加速管は直径φ16.57mmとした。この直径は現在の試料室において用いることができる最大の加速管径である。

加速管φ10mmにおける飛翔体直径φ9.7mmは、既往の実験により導き出された最も飛翔体速度が速くなる値である。そこで、φ16.57mmの加速管における理想的な飛翔体直径も実験により導き出す必要がある。この実験の条件をTable2-5とし、飛翔体条件をTable2-6に示した。

Table2-5 Experimental condition in launch tube 16.57mm.

Pressure vessel	Volume : 0.5		
Launch tube	Length : 2m	Diameter : 16.57mm	
Test chamber	Low vacuum(1Torr)		
Operating fluid	CO <sub>2</sub>	120	
Projectile	Mass : 3.0g	Material : PE	Diameter : Table2-6

Table2-6 Projectile condition in launch tube 16.57mm.

Num.	Projectile diameter	Space with launch tube	Length	Mass
	15.8mm	0.77mm	15.8mm	3.0g
	16.1mm	0.47mm	15.4mm	3.0g
	16.3mm	0.27mm	15.0mm	3.0g
	16.5mm	0.07mm	14.8mm	3.0g

\* Projectile shape:Cylinder

従来の発射管 φ10mm と飛翔体の隙間が 0.3mm なので、加速管 φ16.57mm でも隙間が 0.3mm となる直径が理想的な径であると予想された。

実験結果を Fig.2-5 に示した。その結果 φ16.1mm と φ16.5mm の飛翔体速度が速いことがわかった。

飛翔体 の実験条件は Table2-1、飛翔体 と の実験条件は Table2-6 とし、飛翔体の直径の増加による背面の面積の増加を Table2-7 に示した。

Table2-7 An increase in back sectional area by change on diameter of projectile.

Num.	Diameter	Back sectional area	Increase rate of area
	9.7mm	73.9mm <sup>2</sup>	100%
	16.1mm	203.6mm <sup>2</sup>	277%
	16.5mm	213.8mm <sup>2</sup>	289%

飛翔体の直径を増加させることにより、最大で背面の面積は約 2.89 倍となった。

#### 2.4.3. 実験結果

飛翔体断面積の増加による速度の影響を Fig.2-6 に示した。その結果、2.5MPa 近傍までは加速管 16.57mm における飛翔体速度の方が速くなったが、2.5MPa 以降はほぼ変化は見られなかった。この要因として蓄圧器の仕様が上げられる。現在の蓄圧器は 10mm の加速管を用いるために設計されており、蓄圧器の出口の直径は 10mm となっている。このため発射管の管径だけを拡大しても飛翔体速度の向上は見込めないと思われる。

また、蓄圧器の容量も速度が向上しなかった要因に挙げられる。本実験に用いた蓄圧器の容量は 0.5 である。

飛翔体を発射するときの様子を断熱変化であると仮定すると Poisson の式<sup>[20]</sup>より、蓄圧器内の圧力と体積は

$$PV^\kappa = \text{const}$$

となる。ここで、P は作動流体の圧力、V は作動流体の体積、 $\kappa$  は比熱比である。この式よりは微小時間後の圧力と体積は

$$P_1V_1^\kappa = P_2V_2^\kappa$$

となる。

Fig.2-7 と 2-8 に本実験に用いた蓄圧器周辺の V:体積と P:圧力の位置関係を示した。

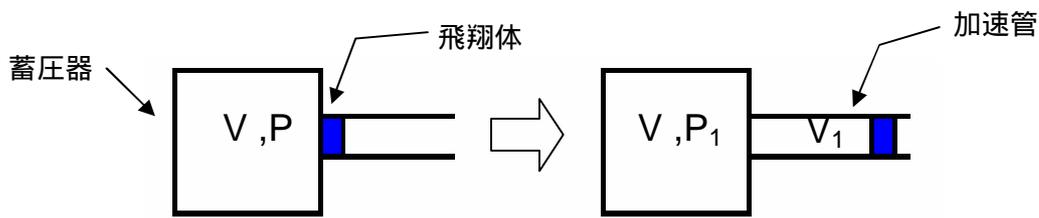


Fig.2-7 An increase in launch tube 10mm in volume.

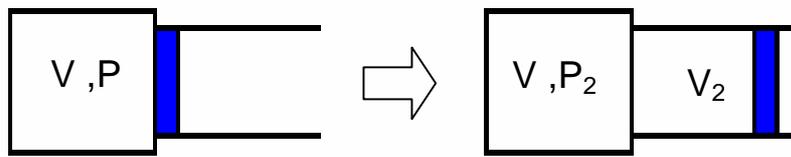


Fig.2-8 An increase in launch tube 16.57mm in volume.

Fig.2-7 と 2-8 に示した内径 10mm と 16.57mm の加速管の体積と圧力を 式に代入すると

$$PV^\kappa = P_1(V + V_1)^\kappa \quad PV^\kappa = P_2(V + V_2)^\kappa$$

ここで、 $V_1 < V_2$  より  $P_1 > P_2$  となり、飛翔体加速度  $a$  は

$$a = \frac{(P_{\text{back}} - P_{\text{front}})A}{m}$$

となるので、飛翔体後方の圧力の低下は飛翔体加速度の低下となってしまう。

そこで、圧力低下を解消するために、初期値  $V$  (蓄圧器の容量) を  $V_1$  と  $V_2$  の差が無視できるくらい十分に大きくすることで解決できると考えた。このことから、蓄圧器を増加させる。蓄圧器容量の影響と改良については第 3 章で述べる。

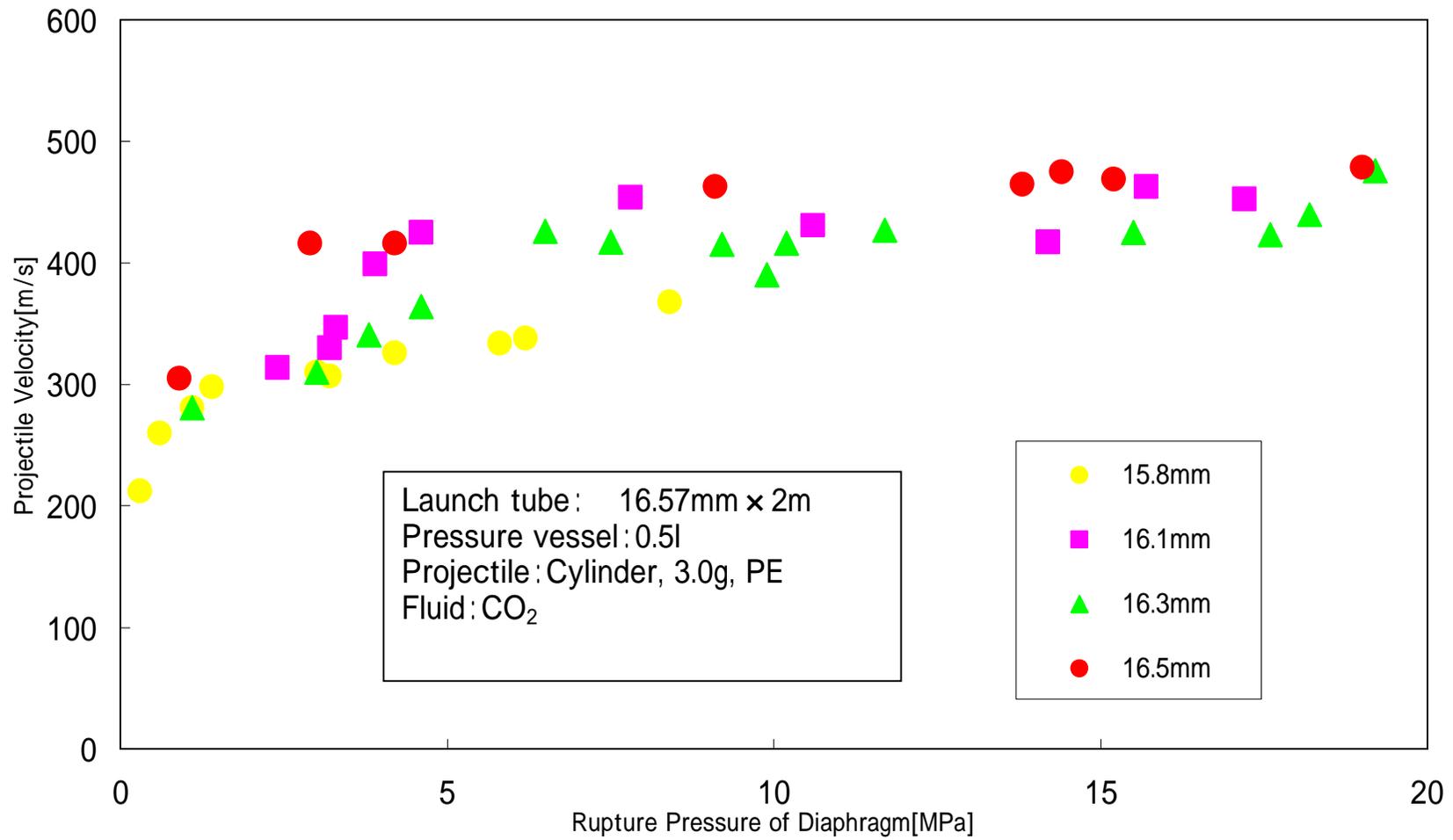


Fig.2-5 Projectile diameter in launch tube 16.57mm.

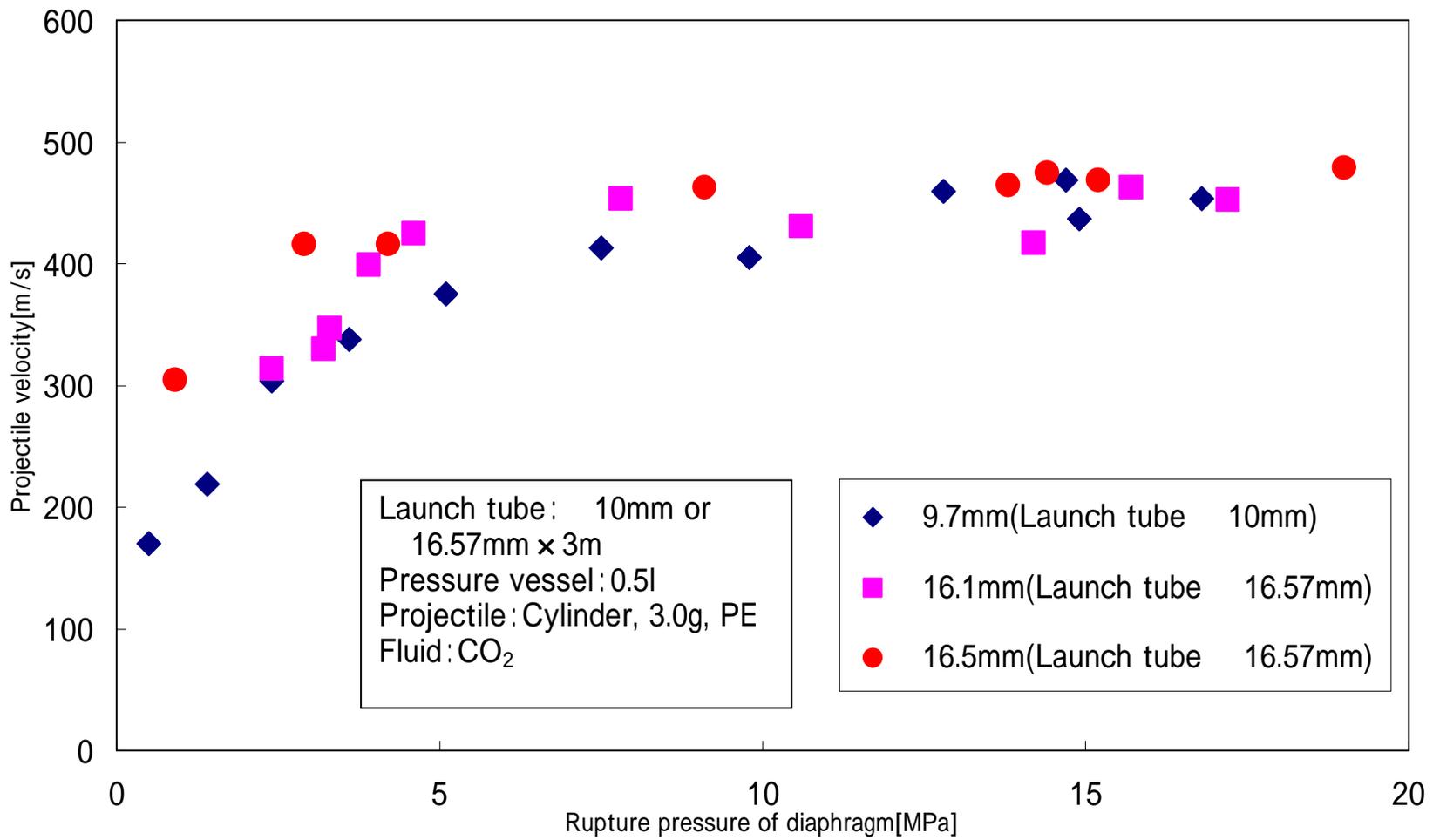


Fig.2-6 Effect of back sectional area on projectile velocity.

## 2.5. 飛翔体後部形状

### 2.5.1. 目的

飛翔体後部を円錐形に切削し、式 の飛翔体断面積を飛翔体後部の表面積と見立てその増加と、作動流体が飛翔体の中央に集まることにより速度の増加を図った。

### 2.5.2. 概要

前述の式 の

$$a = \frac{(P_{\text{back}} - P_{\text{front}})A}{m}$$

$A$  は飛翔体の断面積を表しているが、これを表面積においても有効ではないかと考え、飛翔体後部を円錐形に切削した。

また、この切削で作動流体が飛翔体の中央に集まり、飛翔体の加速度の向きが進行方向のみに働くことにより飛翔体速度が向上するのではないかと考えた。この切削角度は  $80^\circ$  の円錐とした。実験条件を Table2-8、飛翔体形状を Fig.2-9 に示した。

Table2-8 Experimental condition in launch tube 16.57mm.

Pressure vessel	Volume : 0.5		
Launch tube	Length : 2m	Diameter : 16.57mm	
Test chamber	Low vacuum(1Torr)		
Operating fluid	CO <sub>2</sub>	120	
Projectile	Mass : 3.0g	Material : PE	Diameter : 16.2mm

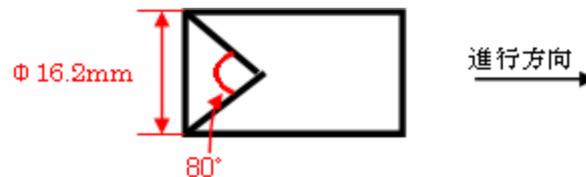


Fig.2-9 Back conic projectile.

### 2.5.3. 実験結果

結果を Fig.2-10 に示した。後部形状を変化させなかったものと比較し、速度の向上はあまり見られなかったが、切削を行った場合は作動流体が飛翔体中央に集まるため速度が安定することがわかった。

飛翔体速度が向上しなかった原因として作動流体が飛翔体と加速管の隙間から、飛翔体の前方に回り込んでいることが考えられる。そこで、飛翔体の後部の一部を Fig.2-11 の様に広げた飛翔体を用いて実験を行った。飛翔体の一部のみを広げたのは、飛翔体と加速管を線接触させることで摩擦による影響をできるだけ少なくするためである。

実験条件を Table2-9 に、実験結果を Fig.2-12 に示した。

Table2-9 Experimental condition in launch tube 16.57mm.

Pressure vessel	Volume : 0.5		
Launch tube	Length : 2m	Diameter : 16.57mm	
Test chamber	Low vacuum(1Torr)		
Operating fluid	CO <sub>2</sub>	120	
Projectile	Mass : 3.0g	Material : PE	Diameter : Fig.2-11

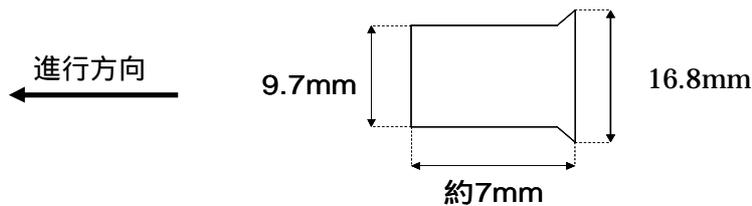
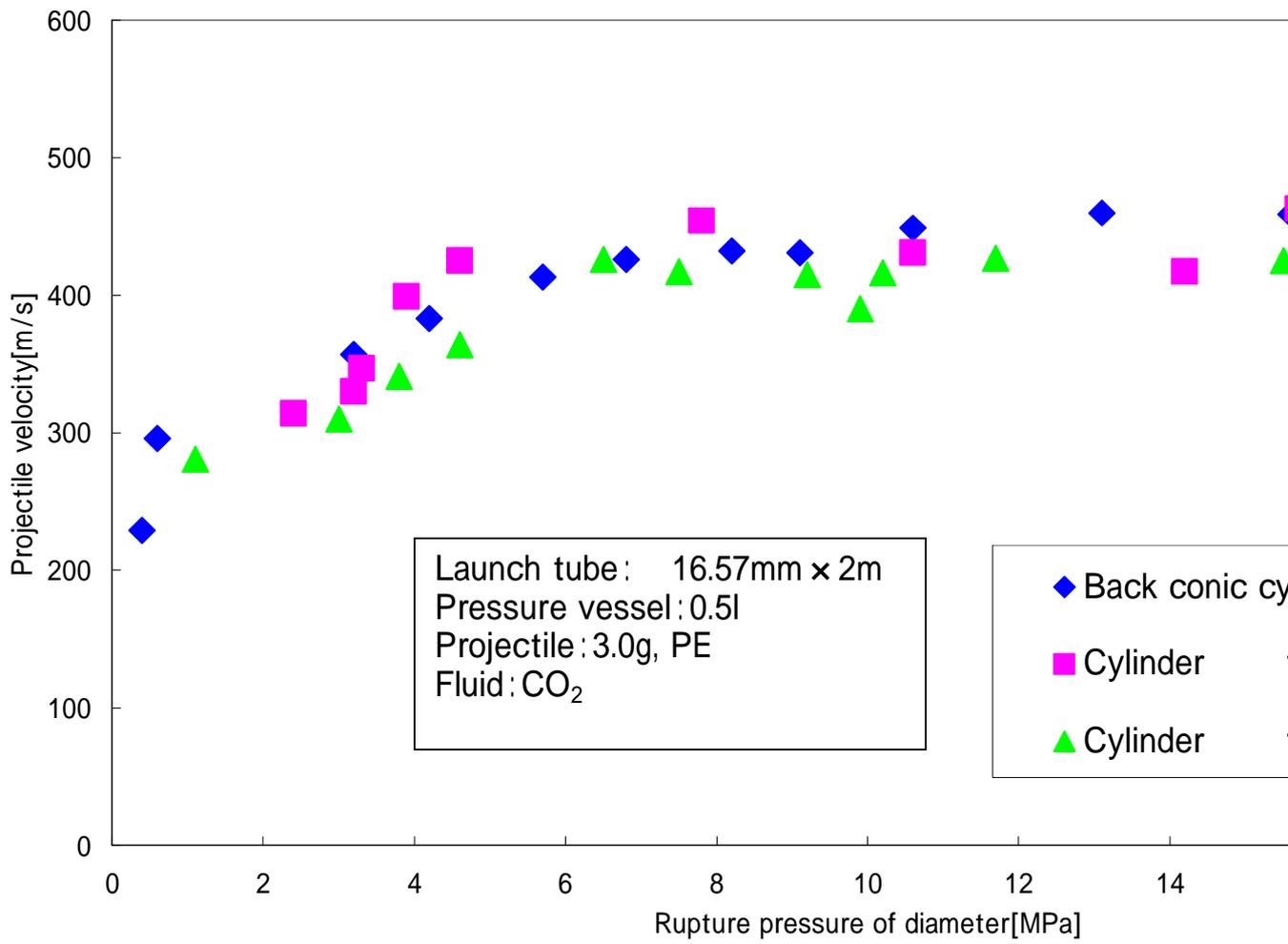


Fig.2-11 Projectile expand back end.

Fig.2-12 より飛翔体の後部の一部を広げて作動流体の回り込みを防いだが、背面を切削した飛翔体の速度線図に乗っており、飛翔体速度の向上は見られなかった。しかしながら、高速度ビデオカメラで観察した結果、飛翔体前方への作動流体の回り込みは確認できなかった。このことから作動流体の回り込みは防ぐことができたが、飛翔体速度の向上には繋がらなかったことになる。しかし、第5章に用いるワイヤーカットによる飛翔体速度測定では作動流体の回り込みによると思われる誤作動が頻発したため、この後部の一部を広げた飛翔体を用いて実験を行っている。



**Fig2-10 Effects of back shape on projectile velocity**

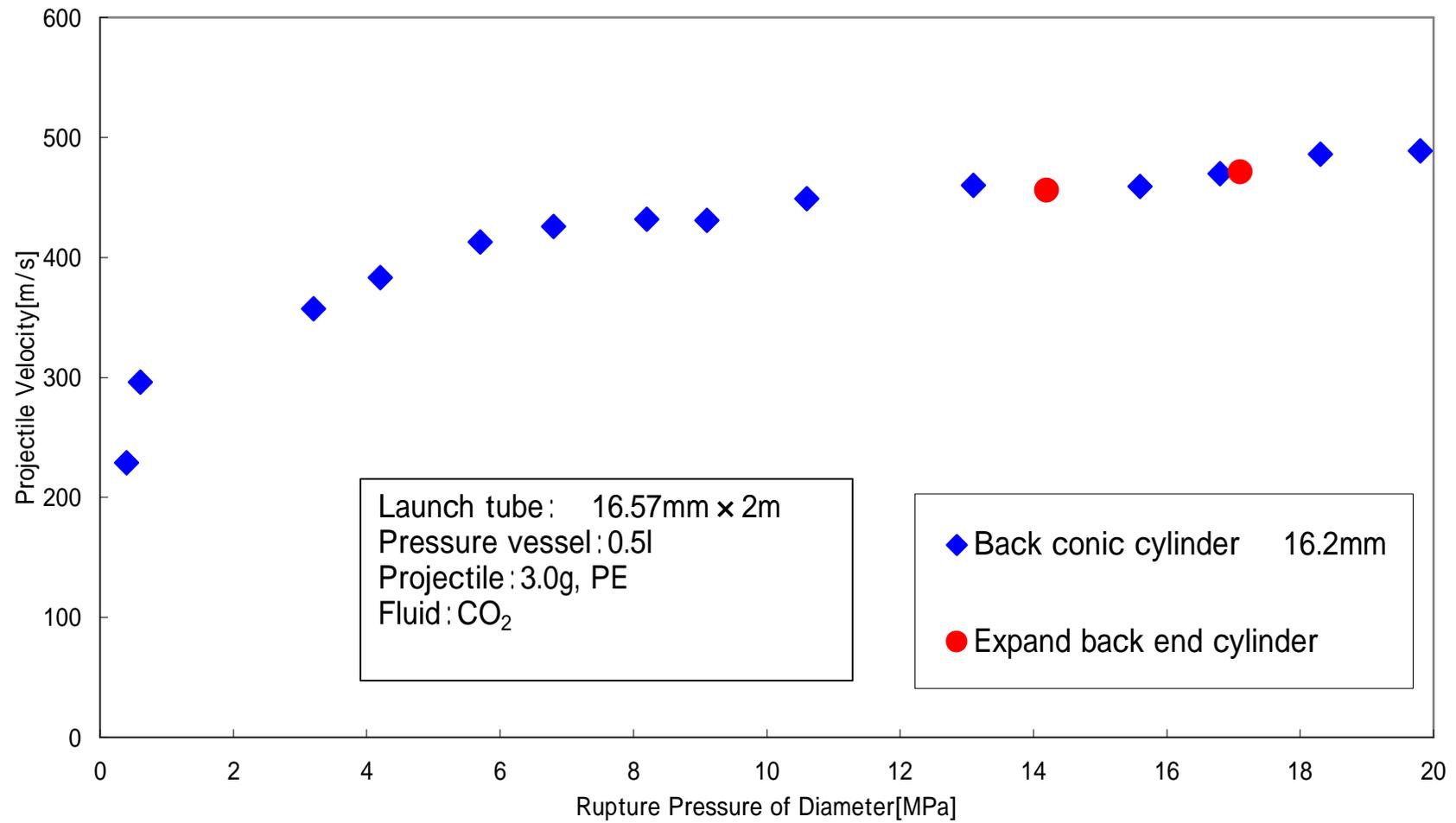


Fig.2-12 Effects of back shape on projectile velocity.

### 第3章 蓄圧器容量の影響

#### 3.1. 目的

前述の 2.4 より、飛翔体の移動とともに加速管内の作動流体の圧力が低下していると考えられる。そこで、蓄圧器容量を増加させ圧力の低下を抑える。

#### 3.2. 概要

飛翔体加速度は式 2.10 より

$$a = \frac{(P_{\text{back}} - P_{\text{front}})A}{m}$$

と表す事ができる。この式から飛翔体後方の圧力を高める事が飛翔体の加速に繋がることがわかる。

また、翔体の発射メカニズムは断熱変化であると仮定すると、式 2.11 より

$$P_1 V_1^\kappa = P_2 V_2^\kappa$$

なる。この式から微小時間後の圧力  $P_2$  は

$$P_2 = P_1 \frac{V_1^\kappa}{V_2^\kappa}$$

と表すことができる。ここで  $V_1$  を蓄圧器容量とすると微小時間後の作動流体の圧力は

$$P_2 = P_1 \frac{V_1^\kappa}{(V_1 + Ax)^\kappa}$$

と表すことができる。ここで  $A$  : 飛翔体断面積[m<sup>2</sup>]、 $x$  : 飛翔体移動距離[m]である。

さらに、体積  $V$  と温度  $T$  の間には

$$T_2 = T_1 \frac{V_1^{\kappa-1}}{(V_1 + Ax)^{\kappa-1}}$$

という関係式が成り立つ。ここで  $T$  : 作動流体の温度[K]である。

これらの式についてルンゲクッタ法を用いて、飛翔体が 4m の加速管を移動する間の圧力と温度変化の数値計算を行った

なお、比熱比は温度に依存する係数なので、飛翔体が 5cm 移動する毎に値を変えてある。

#### 3.3. 数値計算

式 2.10 を用いて作動流体の圧力変化について数値計算を行った。また、同様に式 2.11 から温

度変化について数値計算を行った。第 2 章における実験装置の仕様を計算番号 として、数値計算の初期条件を Table3-1 に示し、その結果を Fig.3-1 に示した。

Fig.3-1 から 0.5 の蓄圧器における圧力は飛翔体が加速管の終端に到達するまでに 30MPa から 10MPa へと 1/3 になっている事がわかる。そこで、計算番号 は蓄圧器容量を 6 倍の 3.0 にして圧力変化の計算を行った。 と は蓄圧器容量が異なる。その結果を Fig.3-2 に示した。

Table3-1 Numerical initial condition on difference pressure vessel.

Num.	Pressure	Temperature	Pressure vessel	Launch tube diameter	Launch tube length
	30MPa	120	0.5	10mm	4m
	30MPa	120	3.0	10mm	4m

(0.5 の蓄圧器)における圧力は急激に低下しているのに対し、 (3.0 の蓄圧器)では圧力の低下が緩やかである。また、加速管 4m の位置での圧力は では 30MPa から約 25MPa になっているのに対し、 は 30MPa から約 10MPa になっており圧力の低下は抑えられ、飛翔体速度を増加させることが可能であると考えた。

以上の計算結果に基づき、蓄圧器を拡大させることにより圧力の低下を抑えられ、飛翔体速度が向上することがわかった。そこで、実際に 3.0 の蓄圧器を作製し実験を行った。

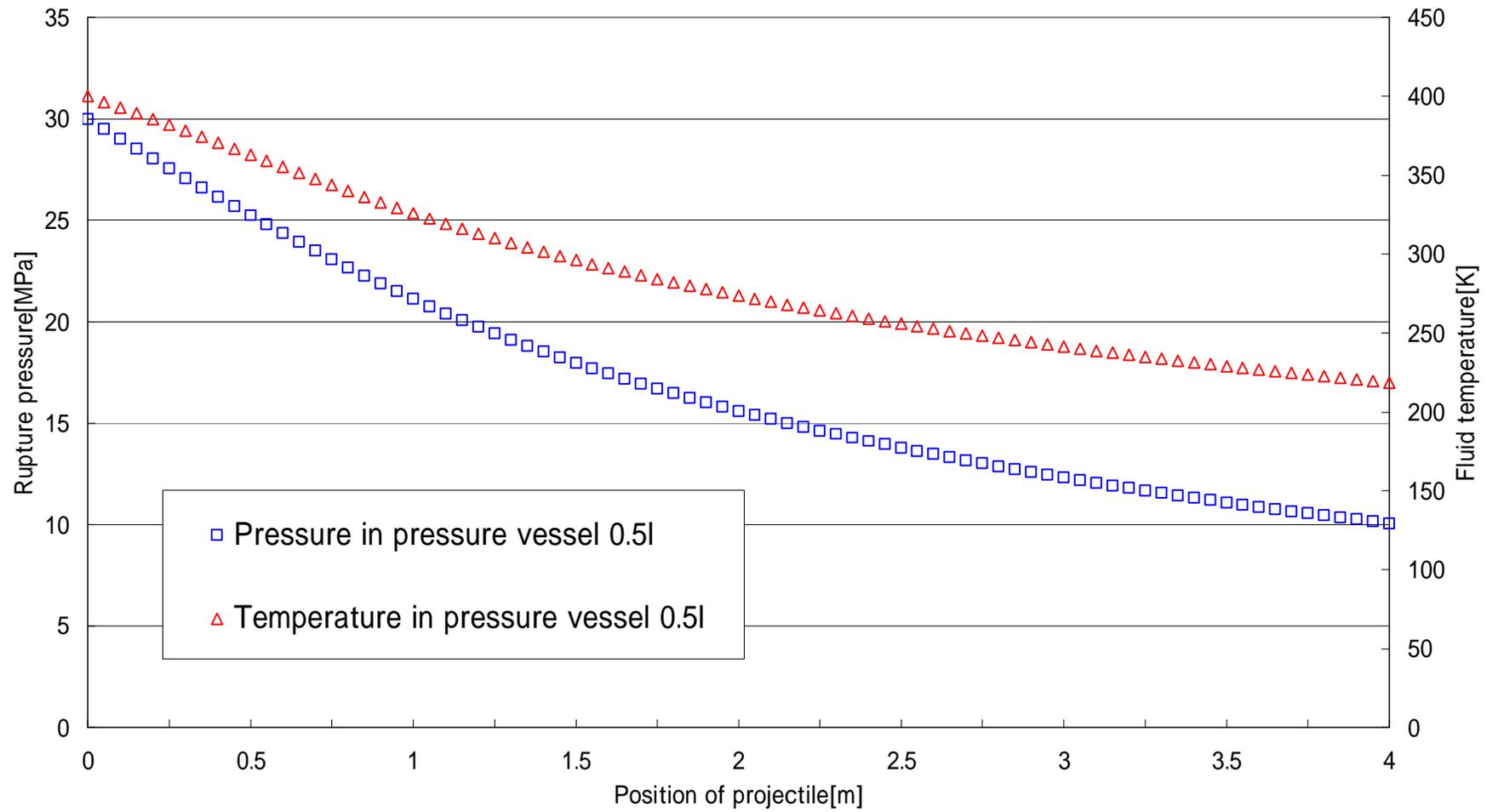


Fig.3-1 Pressure and temperature in pressure vessel 0.5l.

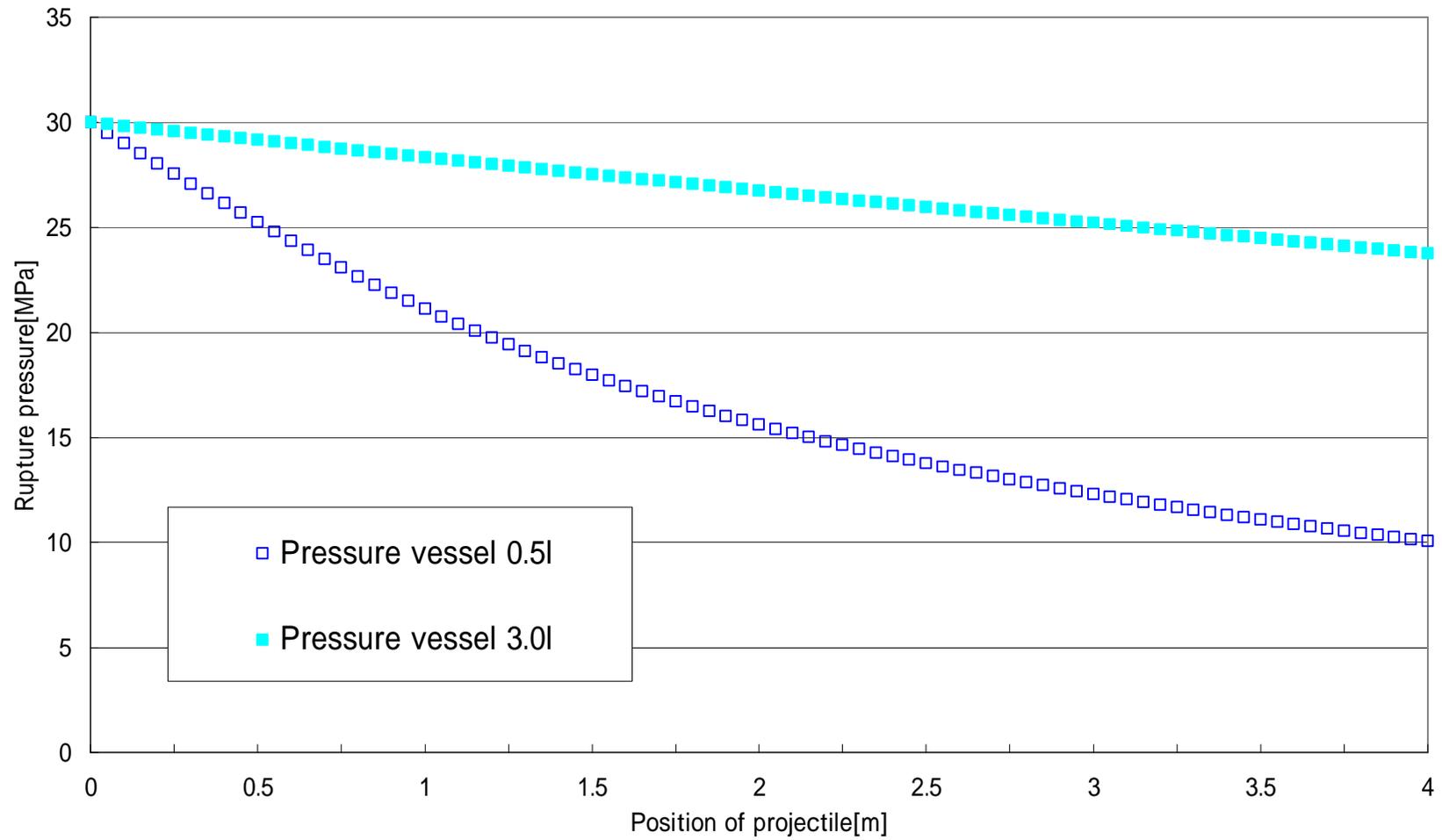


Fig.3-2 Effect of prssure vessel volume on pressure in launch tube.

### 3.4. 実験

数値計算に基づき作製した 3.0 の蓄圧器を Fig.3-3 に示した。

新たに作製した 3.0 の蓄圧器をは以下に示す項目を追加できるように改良を施した。

- ・ 拡大された発射管に合わせ吐出し口の管径の拡大
- ・ 蓄圧タンクと吐出し口の接合部分のトリミング
- ・ 吐出し口を蓄圧器の中央に配置

0.5 の蓄圧器では作動流体を蓄圧しておく蓄圧タンクからラブチャーディスクまでの管径が 10mm であったが、その管径を 22.1mm に変更し、またその径路が蓄圧タンクの下に位置していたので中央に変更し、蓄圧タンクと吐き出し接合部分のトリミングを行った。

蓄圧器を変化させた時の実験条件を Table3-2 に示し、実験結果を Fig.3-4 に示した。

蓄圧器容量を増加させ、加速管内の圧力低下を抑制したことにより、全圧力域において飛翔体速度の向上を図ることができた。

Table3-2 Experimental condition.

Pressure vessel	Volume : 0.5 or 3.0			
Launch tube	Length : 4m		Diameter : 10mm	
Test chamber	Low vacuum(1Torr)			
Operating fluid	CO <sub>2</sub>		120	
Projectile	Mass : 0.5g	Material : PE	Diameter : 9.7mm	Shape : Cylinder



Fig.3-3 3.0ℓ pressure vessel.

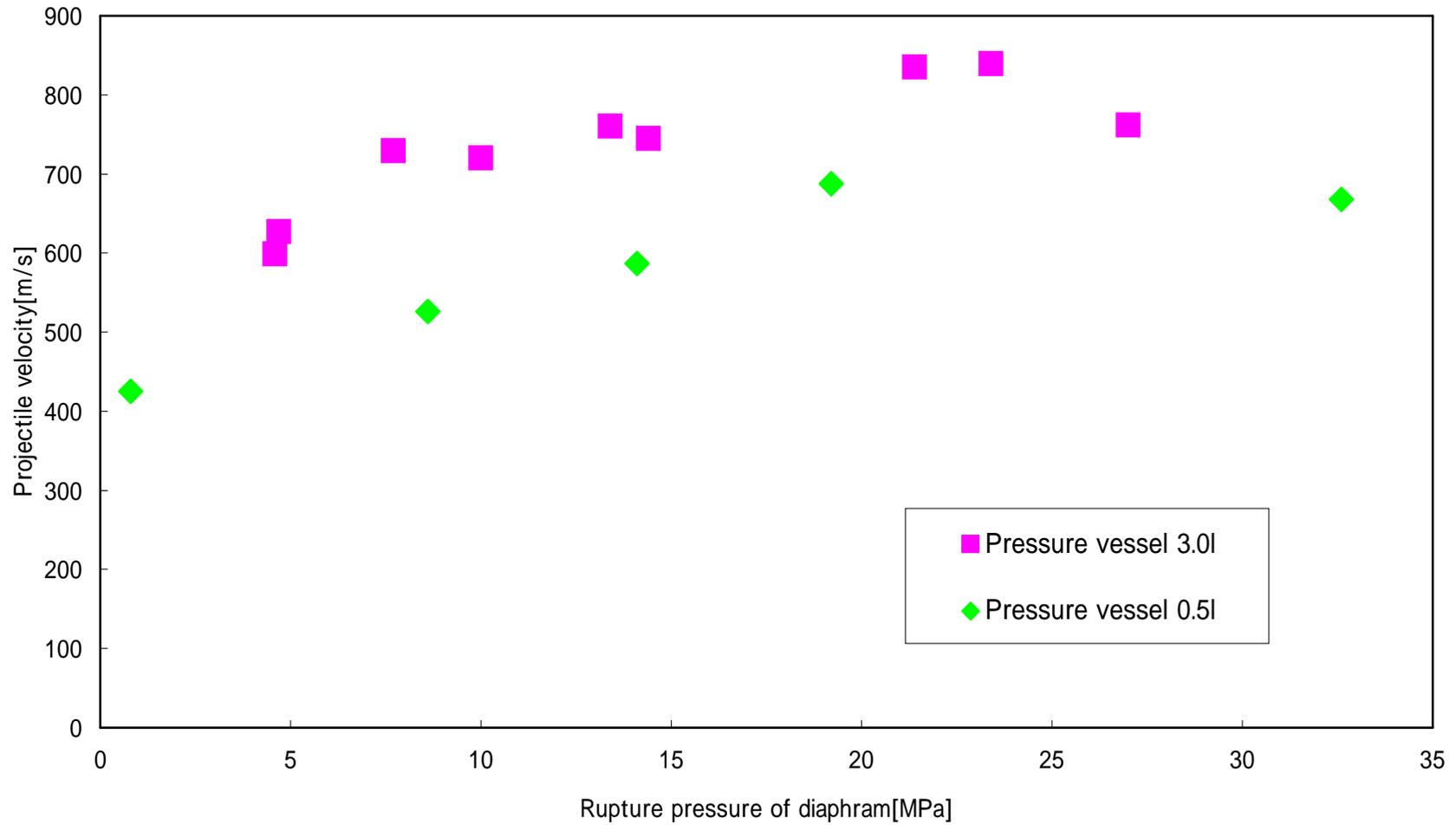


Fig.3-4 Effect of pressure vessel volume on projectile velocity.

## 第4章 加速管径の影響

### 4.1 目的

第 3 章で蓄圧器の容量を増加させたことにより、作動流体の加速管終端での圧力低下を抑えることができた。この章では 2.4 に続き加速管径を拡大させ、飛翔体断面積を拡大しその影響を検討した。

### 4.2 概要

2.4 において加速管径を拡大させ、飛翔体断面積を拡大し飛翔体速度の向上を図った。しかし、飛翔体断面積の拡大による加速が、作動流体の圧力の低下による減速により相殺されてしまい、飛翔体速度に変化は見られなかった。そこで、第 3 章では蓄圧器容量を増加させ作動流体の圧力低下を抑えた。この章では 3.0 の蓄圧器を用いて再び飛翔体断面積が飛翔体速度に及ぼす影響を調べた。加速管は従来の 10mm と新たに 22.1mm を用いた。

22.1mm と 10mm の加速管を Fig.4-1 に示した。ここで、22.1mm の加速管における最適な飛翔体直径は Table4-1 に示した実験条件、Table4-2 に示した飛翔体条件で実験を行い、その結果を Fig.4-1 に示した。この結果、最適な飛翔体直径は 21.9mm であることがわかった。

なお、この実験を行うにあたり、試料室を改良し、直径 22.1mm の加速管を用いることができるようにした。



Fig.4-1 Overview of launch tube 22.1mm and 10mm.

Table4-1 Experimental condition in launch tube 22.1mm.

Pressure vessel	Volume : 3.0			
Launch tube	Length : 4m		Diameter : 22.1mm	
Test chamber	Low vacuum(1Torr)			
Operating fluid	CO <sub>2</sub>		120	
Projectile	Mass : 5.2g	Material : PE	Diameter : Table4-2	Shape : Cylinder

Table4-2 Projectile condition in launch tube 22.1mm.

Projectile diameter	Space with launch tube	Length	Mass
21.5mm	0.6mm	16.0mm	5.2g
22.7mm	0.4mm	15.9mm	5.2g
22.9mm	0.2mm	15.7mm	5.2g
22.1mm	0.0mm	15.6mm	5.2g

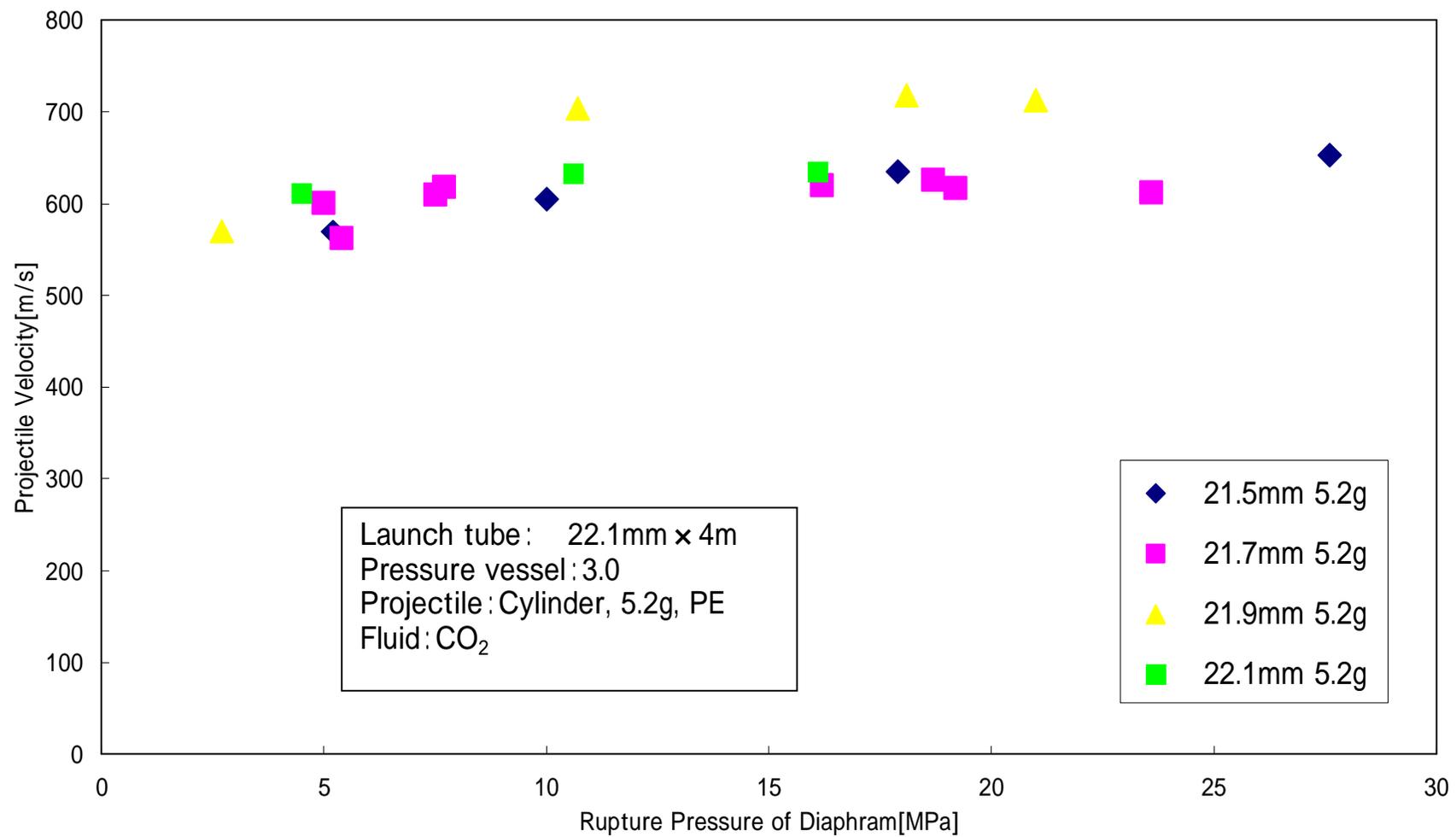


Fig.4-1 Projectile diameter on launchtube 22.1mm.

### 4.3 数値計算

3.3 と同様に断熱変化と仮定すると圧力は前述の式より

$$P_2 = P_1 \frac{V_1^\kappa}{(V_1 + Ax)^\kappa}$$

となる。これらの式を用いて作動流体の圧力変化を調べた。数値計算の初期条件を Table4-3 に示した。計算番号 1 と 2 は加速管直径が異なる。1 と 2 の圧力変化を Fig.4-2 に示した。また、これらの結果を基に式

$$u = \int \frac{(P_{\text{back}} - P_{\text{front}})A}{m} dt$$

を用いて飛翔体速度の計算を行いその結果を Fig.4-3 に示した。

Table4-3 Numerical initial condition on difference launch tube diameter.

Num.	Pressure	Temperature	Pressure vessel	Launch tube diameter	Launch tube length
1	30MPa	120	3.0	10mm	4m
2	30MPa	120	3.0	22.1mm	4m

加速管 22.1mm の作動流体の圧力は急激に低下しているのに対し、10mm では圧力の低下が穏やかであり、圧力の低下は抑えられている。しかし、式 (2.1) を用いた飛翔体速度の計算では飛翔体断面積の増加により 22.1mm の方が速くなった。そこで、22.1mm の加速管を作製して実験を行った。

なお、飛翔体速度の計算については第 6 章で詳しく述べる。

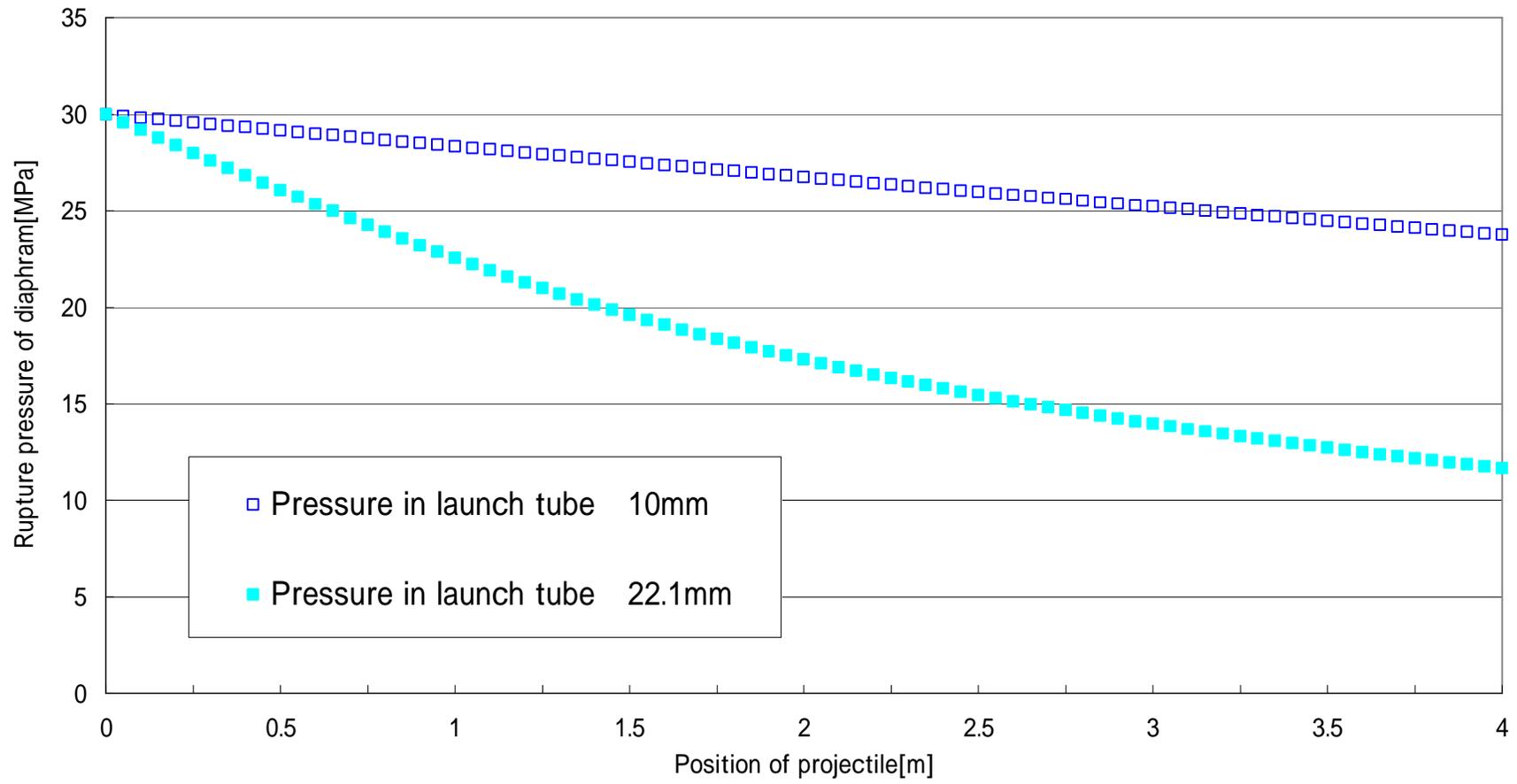


Fig.4-2 Effect of launch tube diameter on pressure in launch tube.

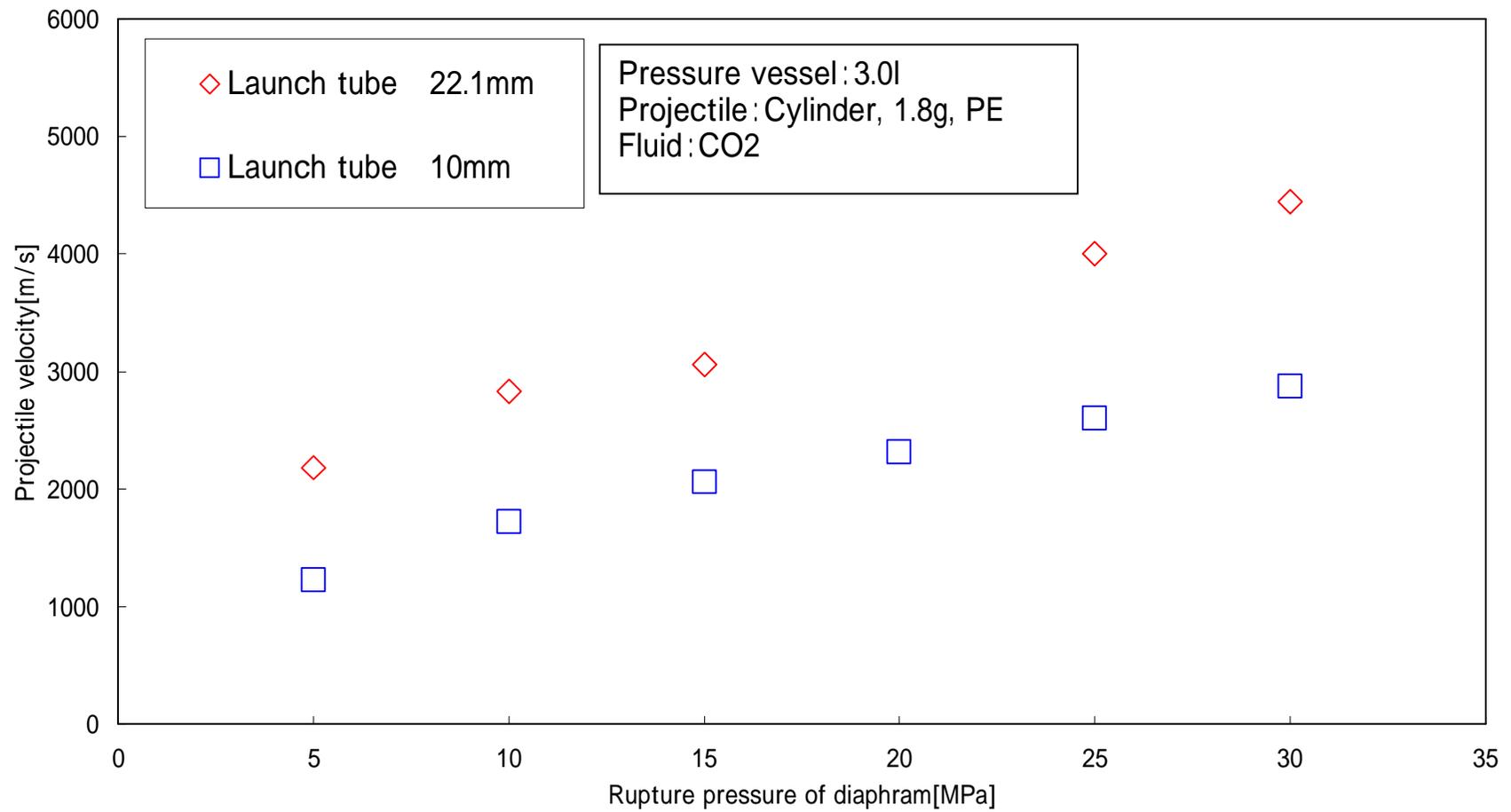


Fig.4-3 Effect of launch tube diameter on projectile velocity.

#### 4.4 実験

3.0 の蓄圧器を用いて加速管直径 10mm と 22.1mm の比較を行った。この加速管の拡大による飛翔体の断面積の増加率を Table4-4 に示した。

ただし、従来の飛翔体質量 0.5g では管径が大きすぎるため管の中で回転してしまうので、飛翔体質量を 1.8g として実験を行った。実験条件を Table4-5、実験結果を Fig.4-4 に示した。

Table4-4 An increase in back sectional area by change on diameter of projectile.

Diameter	Back sectional area	Increase rate of area
9.7mm	73.9mm <sup>2</sup>	100%
21.9mm	376.7mm <sup>2</sup>	510%

Table4-5 Experimental condition in launch tube 22.1mm.

Pressure vessel	Volume : 3.0			
Launch tube	Length : 4m		Diameter : 22.1mm	
Test chamber	Low vacuum(1Torr)			
Operating fluid	CO <sub>2</sub>		120	
Projectile	Mass : 1.8g	Material : PE	Diameter : Table4-5	Shape : Cylinder

加速管径を拡大させたことにより、数値計算の結果と同様に、全圧力域において速度の向上が見られた。しかし、管径拡大により、飛翔体断面積は約5倍となり、式(1)から速度は約2.2倍となるが、実験からは約1.3倍の速度増加しか得られなかった。これは直径10mmに比べ、22.1mmでは管内の圧力が急激に減少しており、管径の拡大に伴って飛翔体発射後の管内における圧力低下が大きくなってしまったためと考えられる。

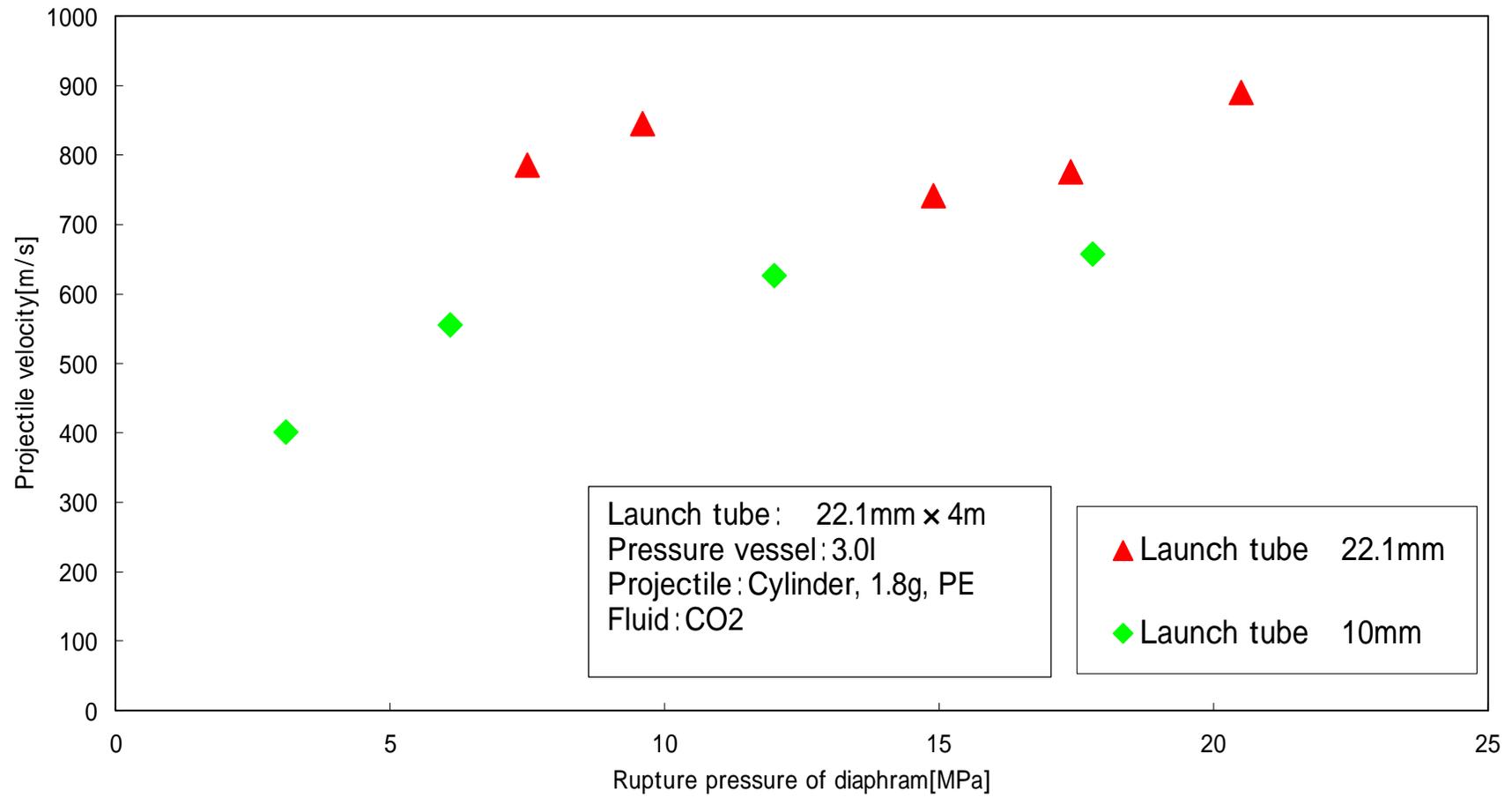


Fig.4-4 Effect of launch tube diameter on projectile velocity.

## 第5章 軽ガスの影響

### 5.1 目的

二段式化は一段目に超臨界流体銃を用いて、二段目はピストンで軽ガスを圧縮する。超臨界流体銃の二段式化に向け作動流体を軽ガスであるヘリウムに変更し、軽ガスが飛翔体速度に及ぼす影響を検討した。

### 5.2 概要

軽ガスが飛翔体速度に及ぼす影響を検討するために、作動流体にヘリウムを用いた。これは、水素の密度は  $0.0899\text{kg/m}^3$  で最も軽く、常温では安定であるが、反応性は高く、様々な物質と化学反応を起こす。一方、ヘリウムの密度は  $0.1785\text{kg/m}^3$  だが、原子における最外殻電子が閉殻となっているため、化学的に非常に不活性である。そこで、安全性の高い高速衝突試験機の開発を目指す本研究室では水素ではなくヘリウムを作動流体として用いた。

### 5.3 実験におけるヘリウムと二酸化炭素

作動流体に二酸化炭素とヘリウムを用いて実験を行い、軽ガスが飛翔体速度に及ぼす影響を検討した。実験には 3.0 の蓄圧器を用いた。Fig.5-1 に実験装置の概略図を示した。実験装置の基本的構成には超臨界流体銃を転用したが、超臨界流体銃の液体用高圧ポンプでは気体であるヘリウムを圧縮できないため、代わりに昇圧器を用いてヘリウムを圧縮した。昇圧器はエアークンプレッサーと窒素ポンプの圧力を用いてヘリウムを圧縮するものである。実験条件を Table5-1、実験結果を Fig.5-2 に示した。

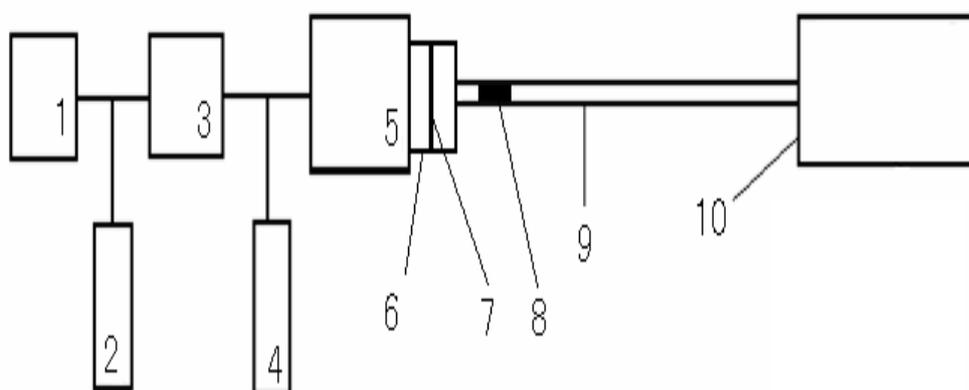
Table5-1 Experimental condition in difference fluid.

Pressure vessel	Volume : 3.0			
Launch tube	Length : 4m		Diameter : 10mm	
Test chamber	Low vacuum(1Torr)			
Operating fluid	CO <sub>2</sub> :120 or He: Room temperature			
Projectile	Mass : 0.5g	Material : PE	Diameter : 9.7mm	Shape : Cylinder

作動流体がヘリウムと二酸化炭素では、飛翔体速度は 2 倍近い差が見られる。この要因として、作動流体の密度や粘度等が挙げられる。式からも明らかのように、軽い物は少ない力で大きい加速度を得ることができる。作動流体も飛翔体を押しながら移動しているため、作動流体も飛翔体加速の重要な要素である。

作動流体に二酸化炭素を用いて飛翔体速度の検討を行う場合、20MPa 前後で飛翔体速度の増加が見られなくなるため 30MPa までしか実験を行わなかった。しかし、ヘリウムを用いたこの実験では 30MPa 以降も更なる飛翔体速度の増加が見込まれた。そこで、5.5 では更に高圧での実験を行った。

作動流体に二酸化炭素を用いた飛翔体速度の検討では、20MPa 前後で飛翔体速度が収束してしまう。しかし、ヘリウムを用いたこの実験では収束が見られなかった。そこで、更に高圧での実験を行った。



1. Air compressor 2. Nitrogen gas cylinder 3. Boosting transformer  
4. Helium gas cylinder 5. Pressure vessel 3.0 6. High pressure coupling  
7. Rupture disk 8. Projectile 9. Launch tube 10. Test chamber

Fig.5-1 The schematic drawing of Helium gas gun.

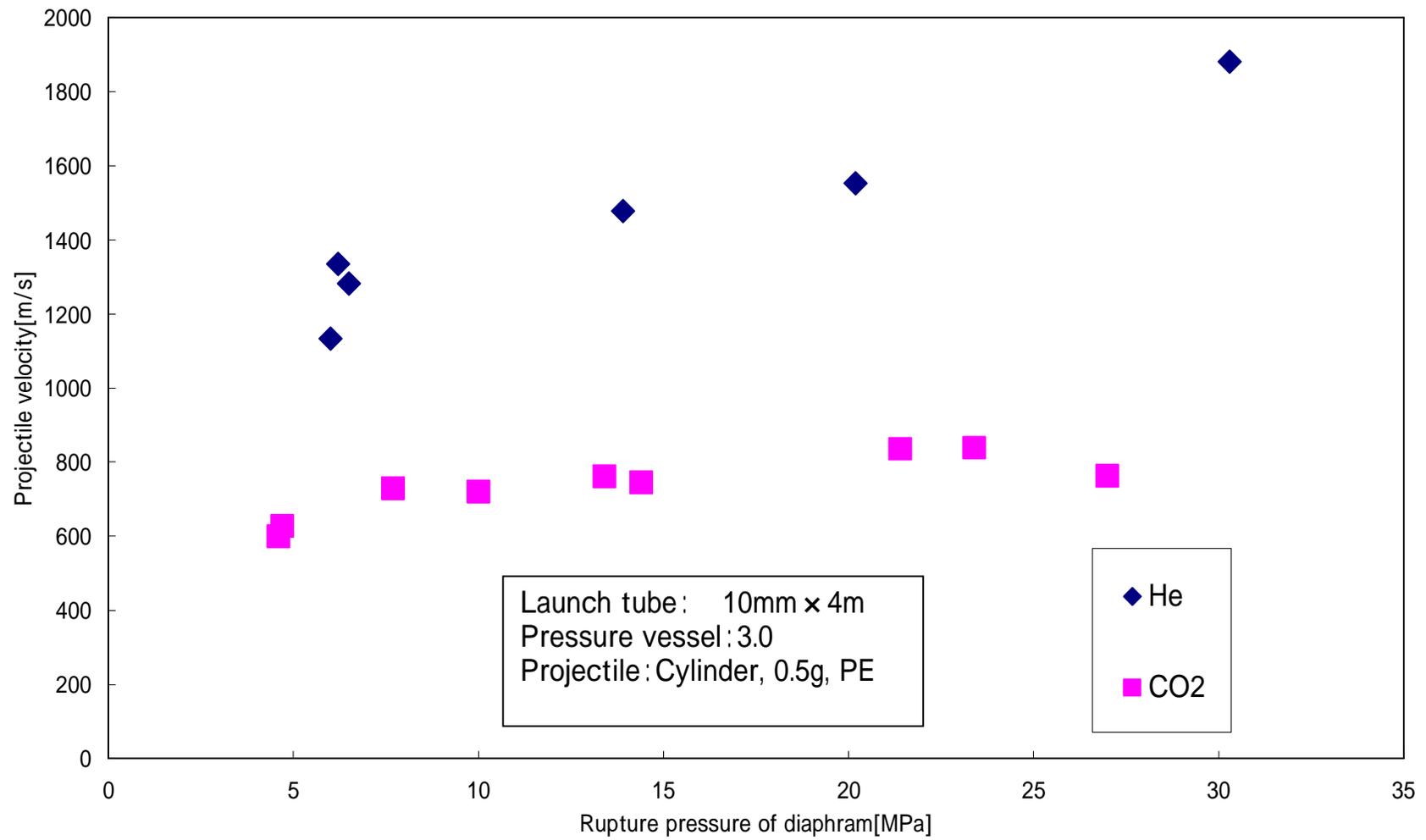


Fig.5-2 Effect of operation fluid on projectile velocity.

#### 5.4 高圧でヘリウムを用いた発射実験と蓄圧器容量の影響

二酸化炭素では 30MPa 以上の高圧における飛翔体の向上が見られなかったが、ヘリウムは更なる速度向上が見込まれた。そこで、Table5-1 の実験条件で、ヘリウムの圧力を高圧にして実験を行った。

30MPa までの実験で用いた蓄圧器は二酸化炭素を用いた設計圧力が 50MPa までであるため、新たに蓄圧器を作製した。この際、3.0 の蓄圧器では作動流体の加圧に時間がかかるという問題があったため、0.1 の蓄圧器を作製し、Fig.5-3 に 0.1 の蓄圧器を示した。実験装置は Fig.5-1 の 3.0 の蓄圧器と 0.1 の蓄圧器を入れ替えて実験を行った。

この実験については 5.4 から飛翔体速度が更に増すと考えられたため、従来の飛翔体速度の計測法である高速度ビデオカメラに加え、Fig.5-4 に示したワイヤーカットによる飛翔体速度計測も行った。

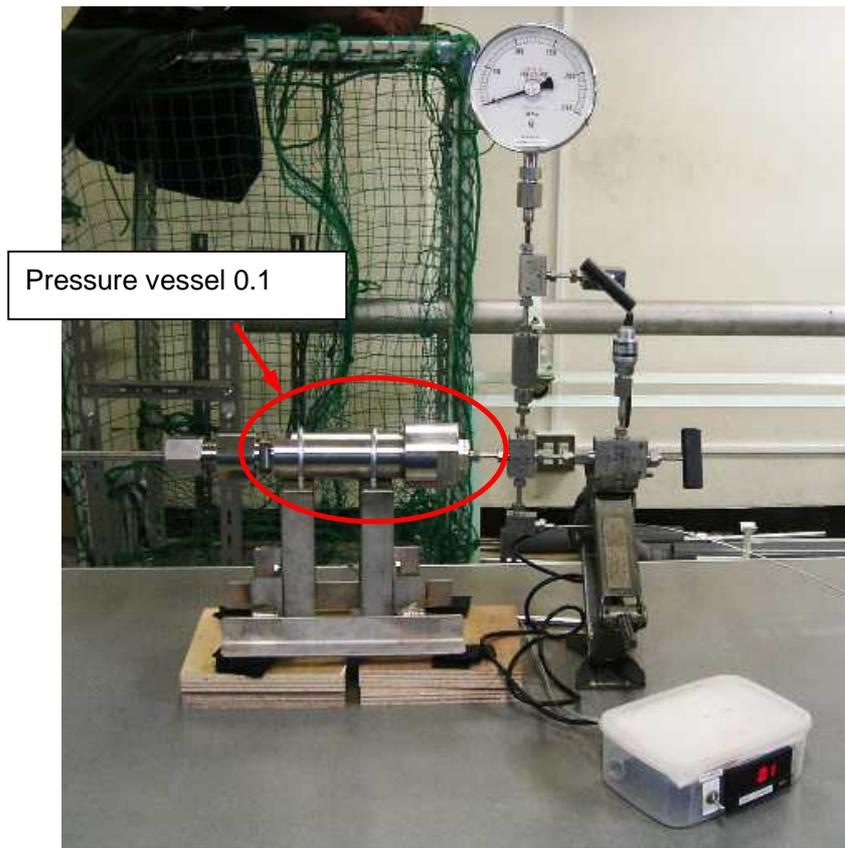
ワイヤーカット測定は Fig.5-4 に示した 2 本のワイヤーに電圧をかけておき、飛翔体がワイヤーを切って通過する際の電圧をパソコンオシロスコープで測定し、その時間差から飛翔体速度を得る。しかし、作動流体が飛翔体と加速管の隙間から前方に回り込む影響で、誤作動が頻発したため 2.5 の飛翔体の後部を広げて回り込みを防いだ飛翔体を用いて実験を行った。Fig.5-5 に 0.1 の蓄圧器を用いた実験結果を示した。ヘリウムは二酸化炭素のように飛翔体速度収束するのではなく、ヘリウムは圧力が 120MPa までの範囲では圧力に比例して飛翔体速度は上昇し、113MPa で 2500m/s を記録した。しかし、141MPa で 2464m/s となってしまった。だが、二段式軽ガス銃の実績から推測すると、更に圧力を上げることによって飛翔体速度が上昇すると思われる。一方、30MPa 以下で、蓄圧器の容量を 3.0ℓ から 0.1ℓ に減少させると速度が全体的にわずかに低下した。

圧力と蓄圧器容積の関係が飛翔体速度に及ぼす影響を Table5-2 に示した。蓄圧器容積が減少したことによる速度低下への影響よりも、容積が減少し圧力が増加したことによる速度上昇への影響の方が大きいことが分かった。更なる高速化のためには、圧力を増加させる、もしくは圧力が下がらない程度の蓄圧器容積の増加の必要がある。

また、今後の課題として、他の二段式軽ガス銃<sup>[17]</sup>では最高速度を 0.1 g の飛翔体で評価しているため、飛翔体質量を 0.5 g から 0.1 g に変更する必要がある。同じ条件で実験することによって、圧力エネルギーから速度への変換効率を比較検討できるものと考えられる

Table5-2 Relationship between volume, pressure and projectile velocity.

Volume( )	Pressure(MPa)	Projectile velocity(m/s)
3.0	30.3	1881
0.1	30.4	1707
0.1	113	2500



Pressure vessel 0.1

Fig.5-3 Overview of pressure vessel 0.1 .

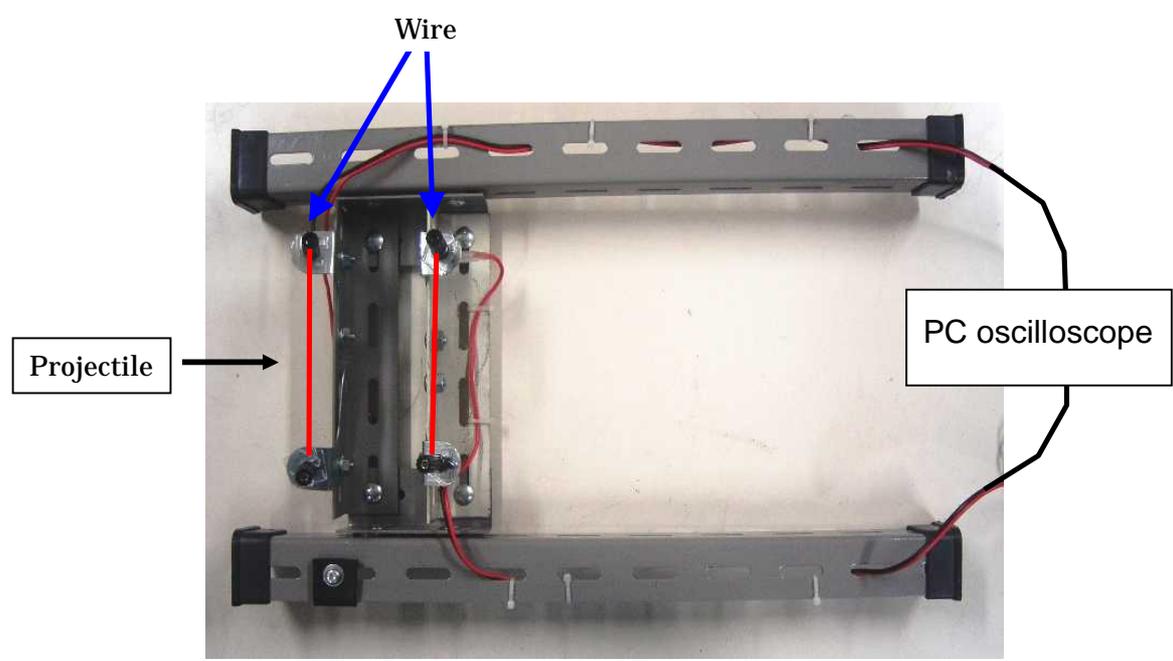


Fig.5-4 Wire cut system of velocity measurement.

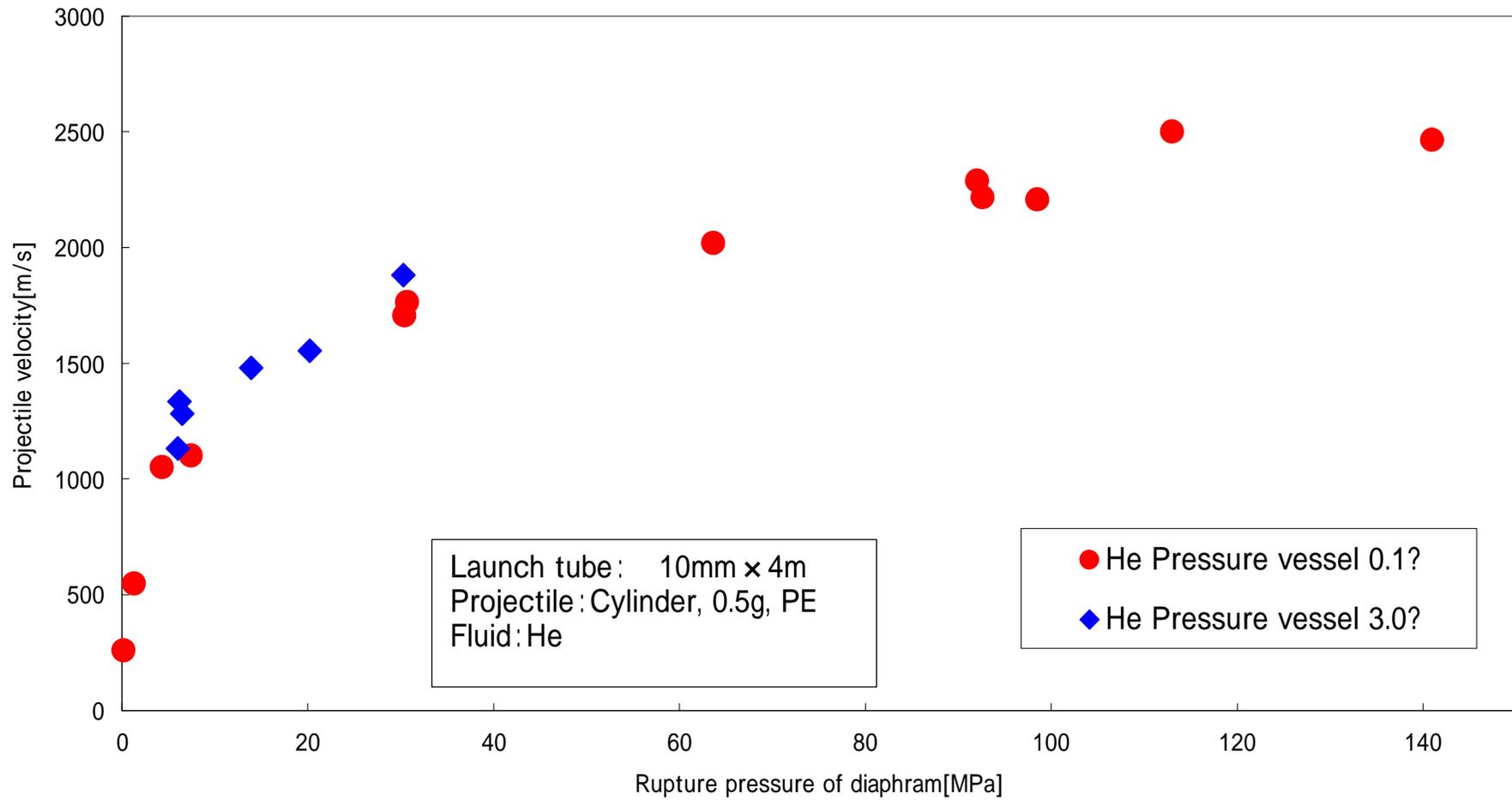


Fig.5-5 Effect of high pressure He and pressure vessel on projectile velocity.

## 5.5 数値計算におけるヘリウムと二酸化炭素

4.3 と同様に作動流体の圧力変化と飛翔体の速度を

$$u = \int \frac{(P_{\text{back}} - P_{\text{front}})A}{m} dt$$

$$P_2 = P_1 \frac{V_1^\kappa}{(V_1 + Ax)^\kappa}$$

から算出する。

式 から作動流体の違いにより変化するパラメータは比熱比 だけである。二酸化炭素の比熱比は温度と圧力により大きくことなり、蓄圧器を加熱した時の 400K における比熱比は 5MPa で 1.391、30MPa で 2.138 となる。

一方、ヘリウムの比熱比も温度と圧力により異なるが、室温付近の 300K における比熱比は 1MPa で 1.665、30MPa で 1.627 とあまり変化が見られないので、1.667<sup>[21]</sup>で一定として計算を行った。数値計算の初期条件を Table5-3 に示した。

ヘリウムと二酸化炭素の初期温度が異なるが、これは二酸化炭素が超臨界状態にするために 120 としているのに対し、ヘリウムはその必要がないため室温に近い 30 となっているからである。

Table5-3 Numerical initial condition on difference fluid.

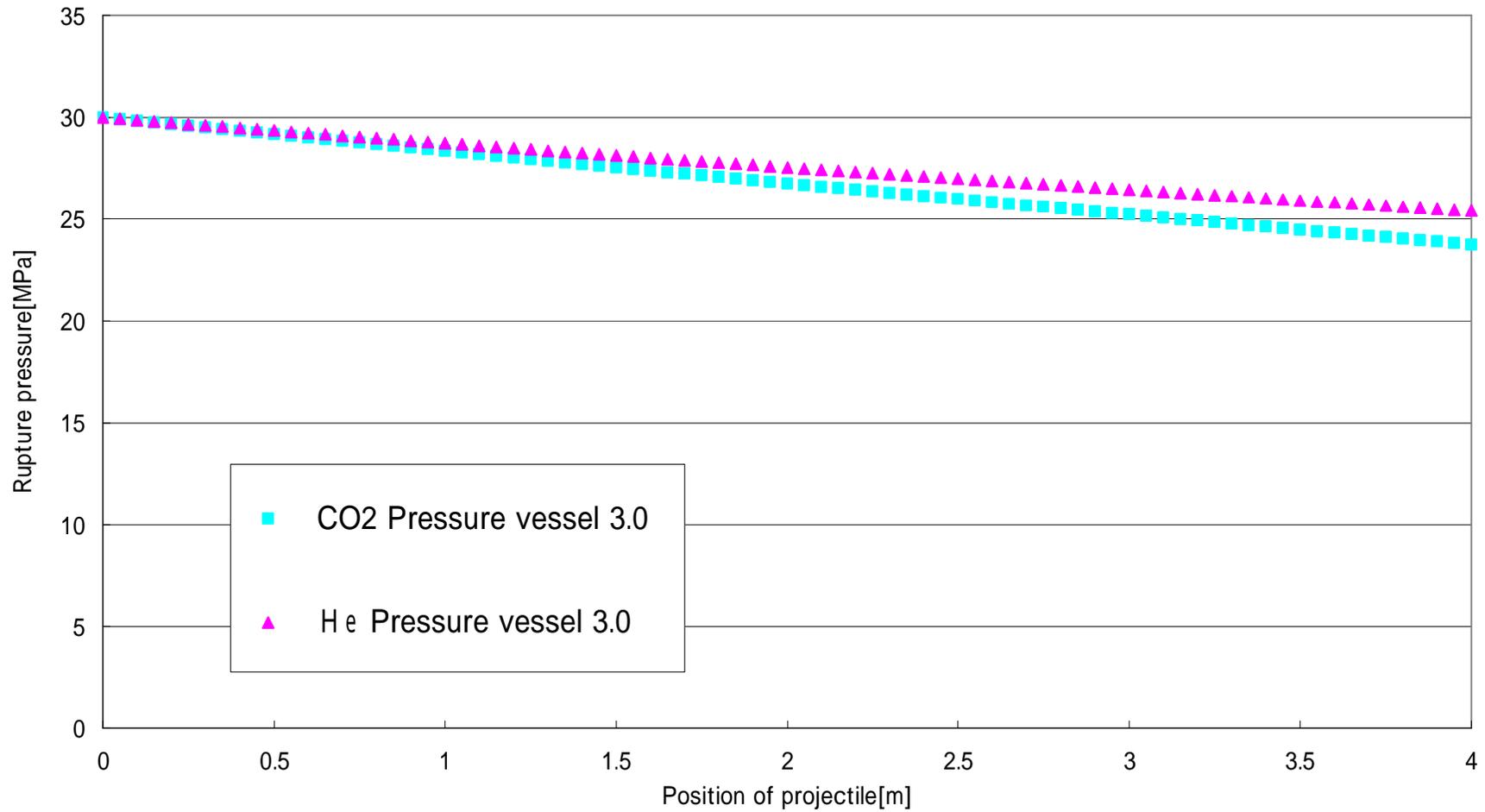
Num.	Operating fluid	Pressure	Temperature	Pressure vessel	Launch tube diameter	Launch tube length
	CO <sub>2</sub>	30MPa	120	3.0	10mm	4m
	He	30MPa	30	3.0	10mm	4m

Fig.5-6 に作動流体の違いが及ぼす圧力変化、Fig.5-7 に作動流体の違いが及ぼす飛翔体速度の影響を示した。

Fig.5-6 より、蓄圧器容量が 0.5 での加速管終端の圧力が二酸化炭素では約 10.0MPa でヘリウムでは約 13.3MPa であった。また、蓄圧器容量が 3.0 での加速管終端の圧力が二酸化炭素では約 23.7MPa でヘリウムは約 25.4MPa であった。

数値計算からは作動流体による飛翔体速度の差はあまり見られなかったが、実験では大きな差が見られた。これは作動流体の密度や粘度等が飛翔体速度の実験値と計算値に大きな差を与えていると思われる。

なお、飛翔体速度の計算については第 6 章で詳しく述べる



**Fig.5-6 Effect of operation fluid on pressure in launch tube**

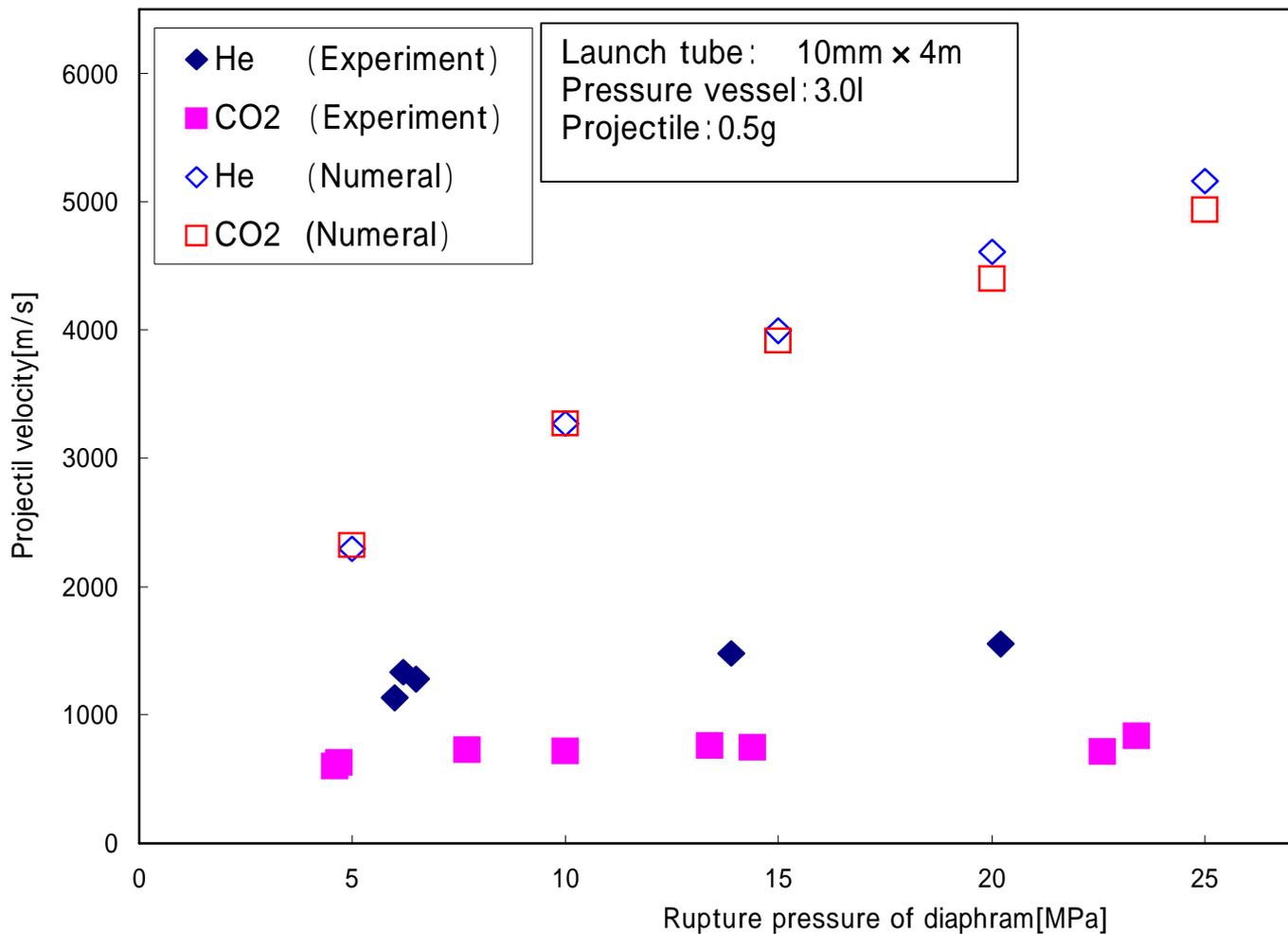


Fig.5-7 Effect of operation fluid on projectile velocity

## 第6章 数値計算による飛翔体速度

### 6.1 目的

第3～5章では断熱変化の式から加速管終端にあたる4mでの圧力(以下：終端圧力)と温度(以下：終端温度)を算出した。そこで、この圧力を基に飛翔体速度を算出する。

### 6.2 概要

一般的に速度： $u$  と加速度： $a$  の関係は

$$\frac{du}{dt} = a$$

$$u = \int a dt = at$$

となり、移動距離： $x$ は

$$\frac{dx}{dt} = u$$

$$x = \int u dt = \int at dt = \frac{a}{2} t^2$$

となる。この式と 式

$$a = \frac{(P_{\text{back}} - P_{\text{front}})A}{m}$$

から飛翔体速度を算出する。

加速管を 4m とすると 式から、加速管終端に達する時間  $t$  は

$$\frac{a}{2} t^2 = 4$$

$$t = \sqrt{\frac{8}{a}}$$

と表すことができ、この  $t$  と 式より飛翔体速度は

$$u = at = a \sqrt{\frac{8}{a}} = \sqrt{8a} = \sqrt{\frac{8PA}{m}}$$

となる。 式の  $P$  に 式より算出した終端圧力を代入することで、飛翔体速度を算出できる。

### 6.3 計算結果

第 3、4、5 章の実験結果と数値計算から導き出された飛翔体速度の比較を行った。計算条件を Table6-1 に示した。同時に二酸化炭素<sup>[22]</sup>とヘリウム<sup>[21]</sup>のそれぞれの圧力と温度における密度も示した。計算番号 における圧力 15~25MPa における終端圧力及び温度は、二酸化炭素が固体に変位してしまうため加速管終端である 4m まで計算ができなかった。これは比熱比が臨界点付近で急激に増加してしまうためである。実験においても二酸化炭素の一部が固体になっているのが確認されている。そこで計算番号 については 5、10、30MPa のみ数値計算を行った。

Table6-1 Numerical pressure and temperature on launch tube 4m. -					
Num.	Pressure	Temperature	Terminal	Terminal	Density
	[MPa]		pressure[MPa]	temperature[K]	
Pressure vessel 0.5	30	400	250	319	4489
Launch tube 1000	30	400	3.5	289	6010

Launch tube 10mm Operating fluidCO <sub>2</sub> Projectile mass0.5g or 1.8g	10		8.5	376	150
	15		12.2	359	283
	20		15.4	341	543
	25		19.4	344	640
	30		23.7	350	683
Pressurevessel3.0 Launch tube 22.1mm Operating fluidCO <sub>2</sub> Projectile1.8g	5	400	2.8	339	48
	10		4.7	282	874
	15		5.5	220	1177
	20		-	-	-
	25		9.4	227	1160
	30		11.6	235	1137
Pressurevessel3.0 Launch tube 10mm Operating fluidHe Projectile mass0.5g	5	300	4.2	280	7
	10		8.5	280	13
	15		12.7	280	21
	20		16.9	280	24
	25		21.2	280	33
	30		25.4	280	38

Table6-1 と式 から飛翔体速度を導き出した。Fig.6-1 に蓄圧器の容量を変化(第3章)させた計算番号 と の飛翔体速度、Fig.6-2 に加速管の直径を変化(第4章)させた計算番号 と の飛翔体速度、Fig.6-3 に作動流体を変化(第5章)させた計算番号 と の飛翔体速度をそれぞれ示した。

Fig.6-1 では蓄圧器容量を増加させたことで、計算値では3.0は0.5より10MPa以降は飛翔体速度が約1.5倍増加したが、実験値では15MPa近傍において3.0は14.4MPaで745m/s、0.5は14.1MPaで587m/sとなり、約1.27倍の飛翔体速度の増加となり、計算値ほどではないが、蓄圧器の容量を増加させることで飛翔体速度は増加した。

また、飛翔体速度の計算値と実験値については、計算番号 は30MPaで飛翔体速度  $u=3545\text{m/s}$  となり、実験値は圧力32.6MPaで飛翔体速度  $u=668\text{m/s}$  となり5倍以上の差があった。また、計算番号 は25MPaで飛翔体速度  $u=4937\text{m/s}$  となり、実験値は圧力23.4MPaで飛翔体速度839m/sとなっていることから、6倍近い差が見られる。

Fig.6-2 では計算値は22.1の方が10より低圧では約1.7倍の速いが、高圧になると約1.5倍に収束するのに対し、実験値は飛翔体速度が最も速かったもので比較すると、加速管10mmにおける17.8MPaで658m/sだが、加速管22.1mmの20.5MPaで890m/sは約

1.35 倍となっており、計算値ほどの差が見られなかった。しかし、低圧より高圧での差が小さくなる傾向は似ている。

また、飛翔体速度の計算値と実験値については Fig.6-1 と同様に大きな差が見られた。

Fig.6-3 では計算番号 と ではあまり差は見られなかった。これは終端圧力にあまり差がなく、比熱比のみが差に現れたためである。一方、実験値はどの圧力域でも飛翔体速度に大きな差が見られる。この要因として作動流体の密度や粘度等が挙げられる。また、飛翔体速度の計算値と実験値については Fig.6-1 と同様に大きな差が見られた。

計算値と実験値に大きな差が現れた要因の 1 つとして作動流体の密度が考えられる。そこで、作動流体が異なる Fig.6-3 について作動流体の密度を考慮し、再度計算を行った。

CASE1 は加速管内の作動流体全てが飛翔体とともに移動するとした、最も多くの作動流体が移動する場合。

CASE2 は加速管内の作動流体のうち飛翔体背面にある単位体積当たりのみ移動するとした、最も少ない作動流体が移動するとした場合。

なお、作動流体の密度を考慮しない場合を CASE0 とした。

二酸化炭素の再計算の結果を Fig.6-4 に、ヘリウムの再計算の結果を Fig.6-5 に示した。

#### **CASE1 加速管内の作動流体全てが飛翔体とともに移動**

加速管内の作動流体の体積を  $3.14 \times 10^{-4} \text{m}^3$  とし、この作動流体が移動するとした。

Fig.6-4 より計算番号 の二酸化炭素では飛翔体速度  $u=263\text{m/s}$  となり実験値の  $839\text{m/s}$  の約 0.31 倍となった。

Fig.6-5 より計算番号 のヘリウムは、 $u=1019\text{m/s}$  となり、こちらも実験値の  $1881\text{m/s}$  を下回り、約 0.54 倍となった。

どちらの作動流体の場合も、実験結果を大きく下回る結果となり、計算に用いた作動流体の体積が大きすぎたと思われる。

#### **CASE2 加速管内の作動流体のうち、飛翔体背面にある単位体積当たりのみ移動**

加速管の単位体積  $7.85 \times 10^{-5} \text{m}^3$  あたりの作動流体が移動するとした。

Fig.6-4 より計算番号 の二酸化炭素は、この場合も  $u=525\text{m/s}$  となり実験値の約 0.63 倍となった。

Fig.6-5 より計算番号□のヘリウムは、 $u=2141\text{m/s}$  となり約 1.14 倍と実験値を上回った。

二酸化炭素の計算値が作動流体の密度を考慮すると実験値を下回るのは、作動流体はラプチャー板の破断後、高速で膨張しているため、圧力と温度に分布が生じているが、計算では圧力と温度は静的な状態(どの位置でも一定)であるとして求めているため差が生じたと考えられる。これにより、計算から得られた圧力と温度から導き出された密度が実際の

ものより大きくなり、計算値が実験値を下回った。

一方、ヘリウムは比熱比を一定として計算していることと、密度が小さいのでこの影響が少なかったため、計算値と実験値の差が少なかった。また、低圧では実験値が CASE1 に近く、高圧では CASE2 に近いことから、このことから圧力が増加するにつれ、飛翔体と同じ速度で移動する作動流体が減少することがわかる。

今後の課題として、この問題を解決するには実際に作動流体の圧力と温度を測定し、それぞれの分布を知る必要がある。

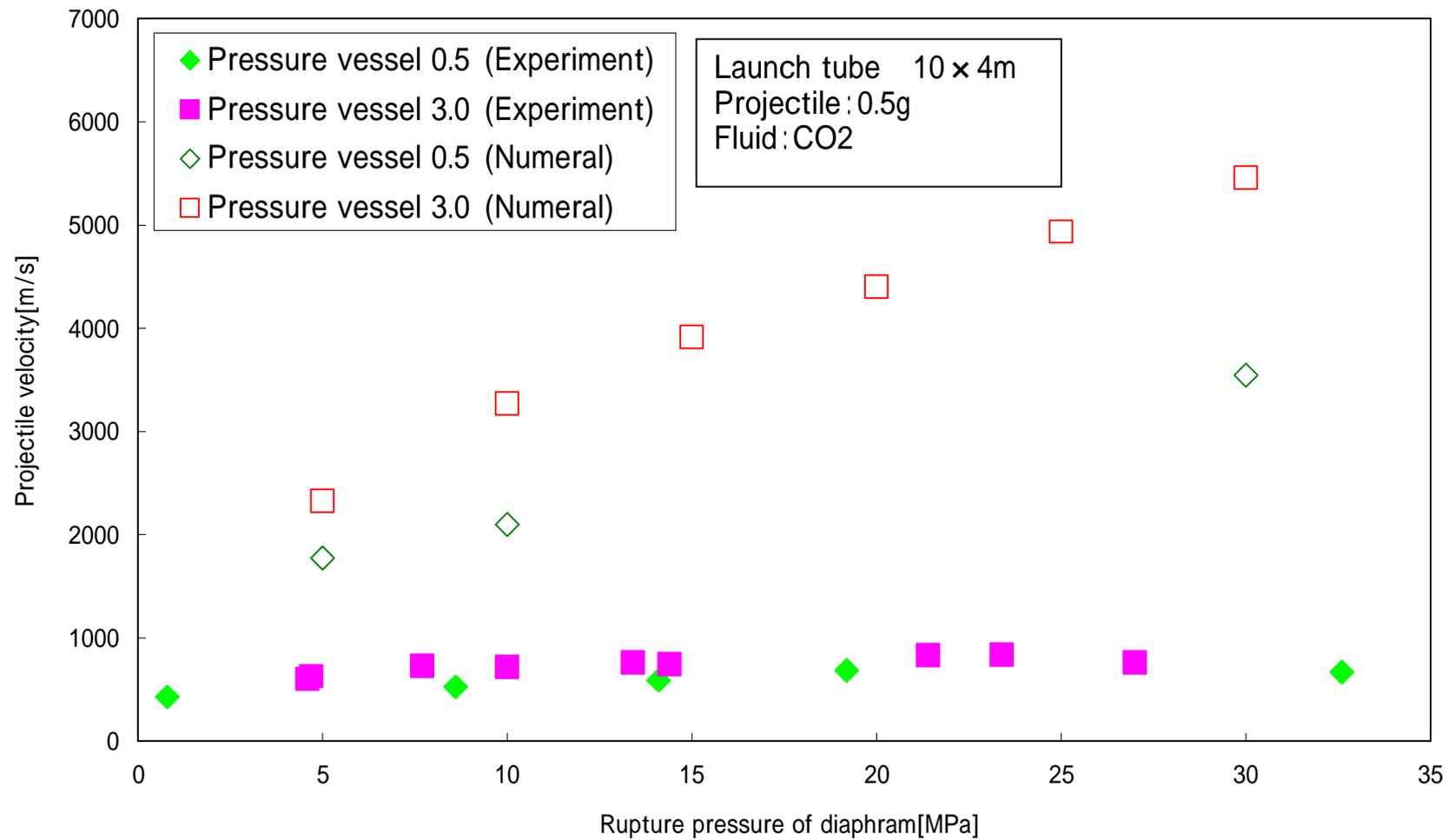


Fig.6-1 Numerical effect of pressure vessel on projectile velocity.

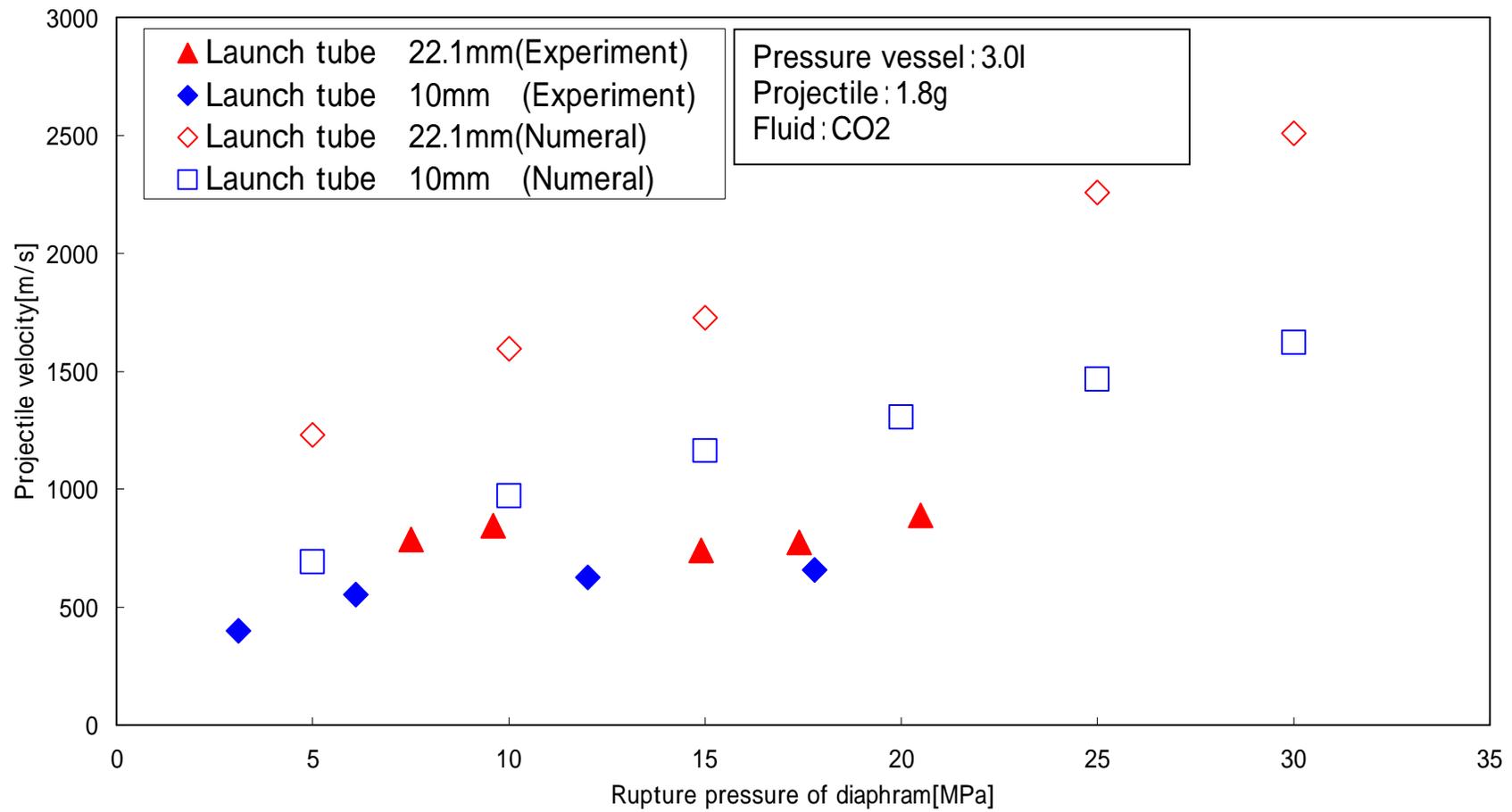
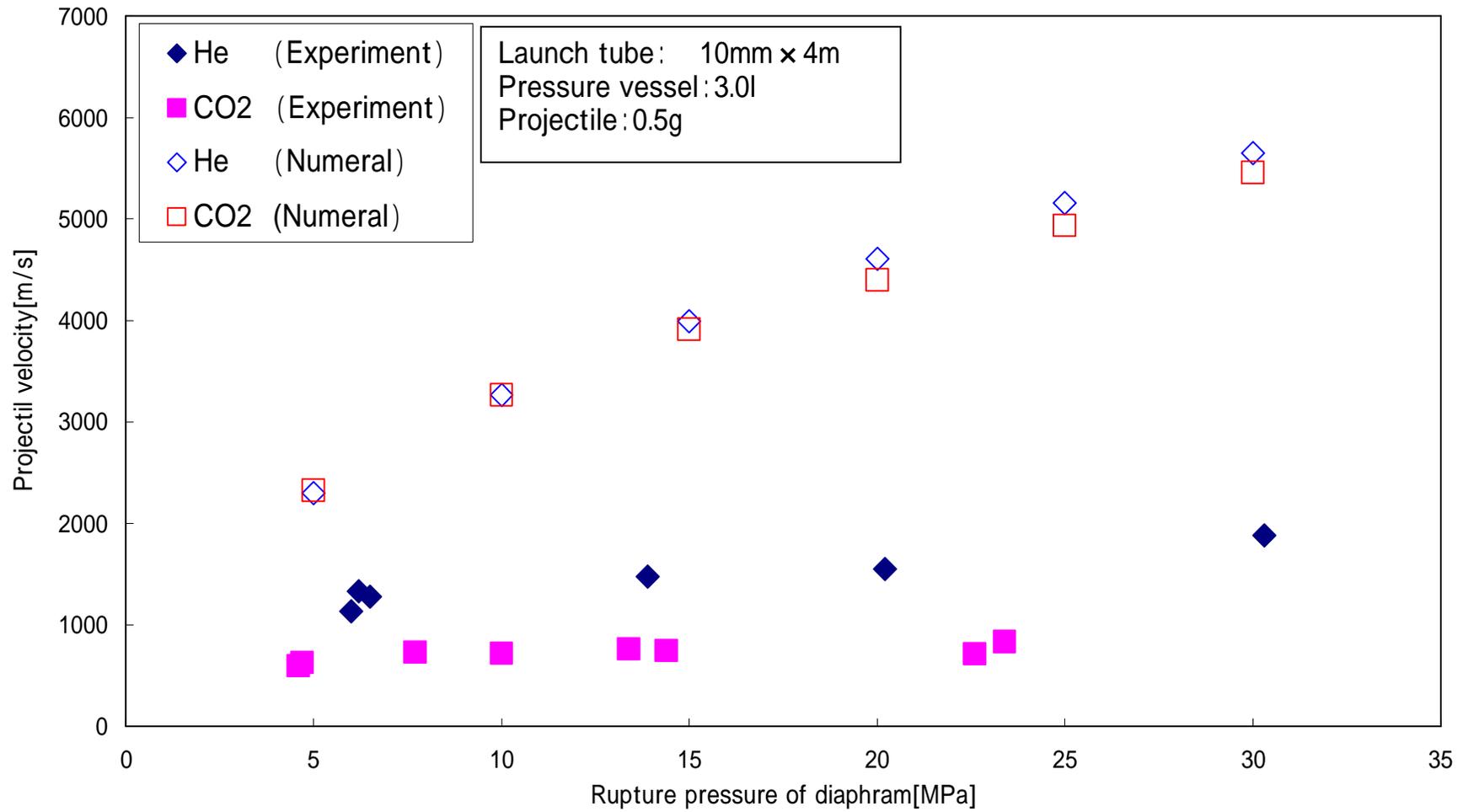


Fig.6-2 Numerical Effect of back sectional area on projectile velocity.



**Fig.6-3 Numerical effect of fluid on projectile velocity.**

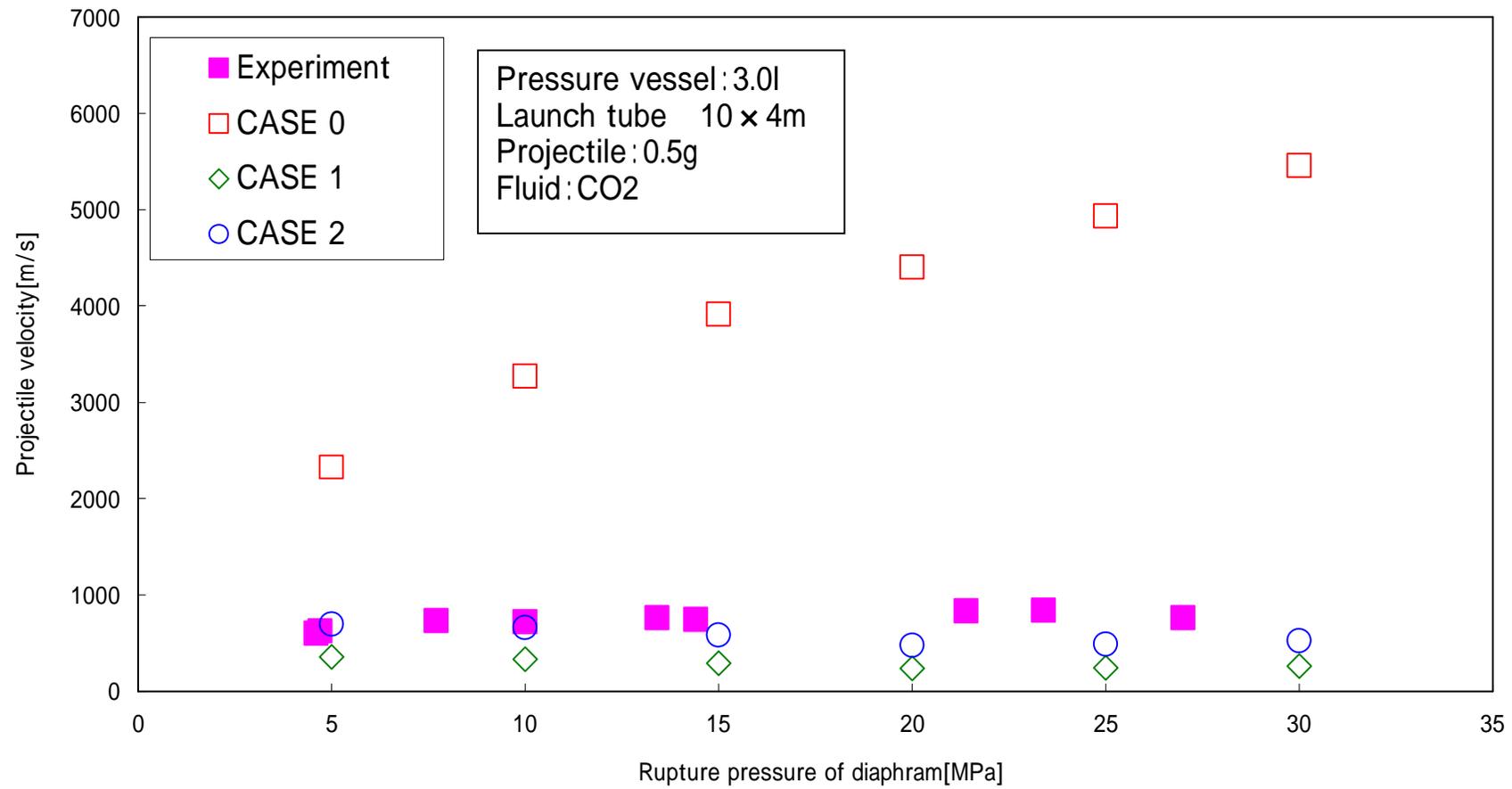


Fig.6-4 Numerical effect of fluid density on projectile velocity at CO<sub>2</sub>.

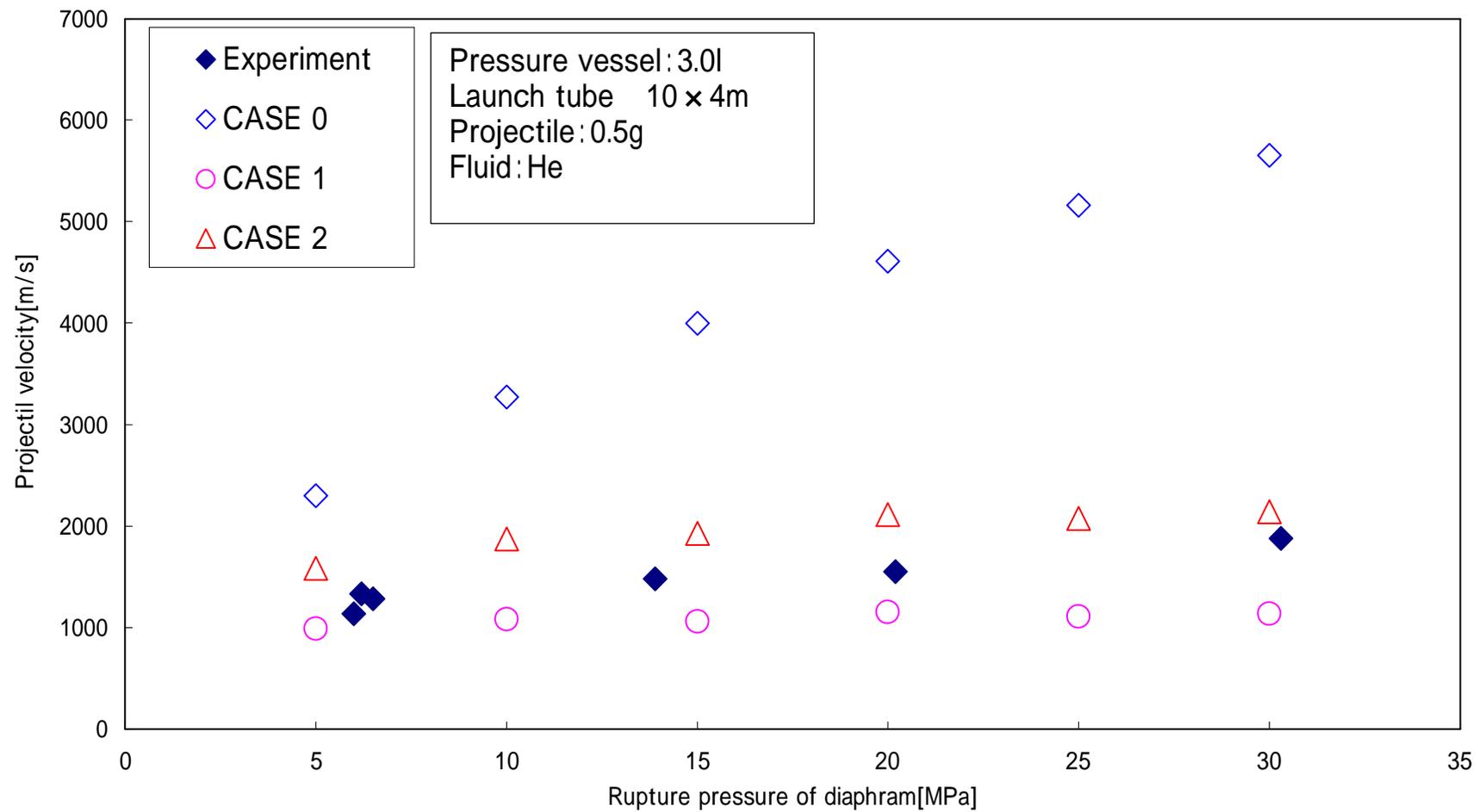


Fig.6-5 Numerical effect of fluid density on projectile velocity at He.

## 第7章 結論

超臨界流体銃の二段式化を目指し、超臨界流体銃の蓄圧器容量、加速管径および二段目の軽ガスが飛翔体速度に及ぼす影響について検討し、下記の二段式化へ向けた指針が得られた。

- ・ 蓄圧器の容量を大きくすることにより飛翔体速度が増加することから、一段目として蓄圧器の容量の増加は有効である。
- ・ 加速管内の圧力が低下しない程度に加速管を拡大することで、飛翔体速度を向上させることができたことより、ピストン径は増加させた方がよい。
- ・ 二段目の作動流体としては、二酸化炭素よりもヘリウム等の軽ガスを用いることが有効である。また、二段目は容量を増加させるよりも、圧力を増加させることが重要である。

## 参考文献

- [1] 朝日新聞(2005)1/23
- [2] R.P.Bernhard, E.L.Christiansen, and J.H.Kerr, SPACE SHUTTLE METEOROID AND ORBITAL DEBRIS IMPACT DAMEGE, Int. J. International Journal of Impact Engineering 26(2001) pp.33-38
- [3] 日暮勝、高速弾撃試験装置における火薬燃焼特性と銃口速度の関係について、防衛庁技術研究本部技報、5625 (1989)
- [4] W.D.Crozier and W.Hume,High-Velocity, Light-Gas Gun,J.Appl.Phys.,28 (1957) 892-894
- [5] 相馬隆雄、沢岡昭、斎藤進六、二段式軽ガス衝撃銃、圧力技術、11 (1973) 241-248
- [6] D.J.Grosch, J.P.Riegel, Development and Optimization of a Micro Two Stage light Gas Gun, Int.J.Impact.Engng., 14 (1993) 315-324
- [7] D.E.Munson and R.P.May,Interior Ballistics of a Two-Stage Light Gas Gun Using Velocity Interferometry,AIAA J., 14 (1976) 235-242
- [8] J.H.Price,C.W.Fulcher,M.W.Ingram,D.E.Perkins,D.R.Peterson,R.C.Zorwarka and J.A.Pappas,Design and Testing of Armatures for Large-Bore Rallguns,IEEE Trans.Mag.,25 (1989) 467-473
- [9] N.Kawashima,A.Yamori,M.Yanagisawa,H.Kubo,M.Kohno and S.Tei,Stable and Reproducible Production of High Velocity Projectile in ISAS Railgun[HYPAC], IEEE Trans.Mag.,29 (1993) 431-434
- [10] M.Katayama,A.Takeba,S.Toda and S.Kibe,Analysis of Jet Formation and Penetration by Conical Shaped Charge with The Inhibitor,Hypervelocity Impact Symposium,Nov.16-19,(1998), in USA
- [11] A.Geille, Status of Development of Space-debris Hypervelocity Explosive Multi-Stage Launcher, Int.J.Impact.Engng.,20 (1997) 271-279
- [12] E.B.Igenbergs,D.W.Jex and E.L.Shriver,New Two-Stage Accelerator for Hypervelocity Impact Simulation,AIAA J.,13 (1975)1014-1030
- [13] E.N.Avrarin,V.Z.Nechai.V.N.Nogin,V.A.Simonenko,O.N.Shubin,V.E.Cheremazov,Y.V.Olhovsky,Accelerating Devices Using Energy of Powerful Explosion, Int.J.Impact.Engng.,20 (1997) 63-68
- [14] 特許公開 2003-014398
- [15] 増田望、スペースデブリ衝突試験用超臨界流体銃の開発、法政大学大学院工学研究科機械工学専攻、修士論文(2003)
- [16] D.Pavarin, A. Francesconi, and F. Angrilli, A system to damp the free piston oscillations in a two-stage light gas used for hypervelocity impact experiment, REVIEW OF SCIENTIFIC INSTRUMENTS, Vol75, 245-252, (2004)

- [17] D.Pavarin, A. Francesconi, Improvement of the CISAS High-Shot-Frequency Light-Gas Gun International Journal of Impact Engineering 29,549-562, (2003)
- [18] 木村好次、野呂瀬進、トライボロジーの解析と対策、テクノシステム社(2003)352
- [19] 榎本祐嗣、新材料のトライボロジー、日本潤滑学会(1991)62-90
- [20] 岡島敏、河野通方、工業熱力学、学献社(1989)53-54
- [21] Angus,S. & de Reuck, K. M. :International Thermodynamic Table of the Fluid State Helium-4, vol.4, IUPAC (1977)
- [22] EOS\_SCx Ver. 0.2w, <http://hp.vector.co.jp/authors/VA030090>

## 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 直井 久 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、本研究に関して超臨界流体銃の作製及び助言を頂いた高圧システム(株) 小島保俊氏、高速衝突現象を撮影するにあたり、御協力戴いた(株)フォトロンの矢島正氏、(株)ナックイメージテクノロジー 高田健次氏、(株)ノビテック 小西信宇氏、超臨界流体銃の配管などを提供して戴きましたイハラサイエンス(株) 小池一夫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、株式会社進栄製作所 石井 信彦氏、石川島播磨重工業株式会社 生産システム事業部 島貫 貞三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、共に実験を行い有益な討論をして頂いた本学修士2年生 加納学氏、修士1年生 中神正智氏、学部4年生 野中雅浩氏、三田哲也氏、吉田託磨氏、吉村雄策氏、2004年度修了生 金本健吾氏、2003年度修了生 増田望氏、2003年度学部生 入江洋介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、修士1年生 岸本武亮、小林良江氏、出口雅紀氏、原彩水氏に心より感謝致します。