

二段式軽ガス銃による微粒子単体 衝突実験法の開発

○川合伸明¹, 鶴井健司², 長谷川直¹, 佐藤英一¹

¹宇宙航空研究開発機構, 宇宙科学研究所

²法政大学大学院, 工学研究科

日本における超高速衝突実験の現状と将来展望

@神戸大学 2011/12/12-13



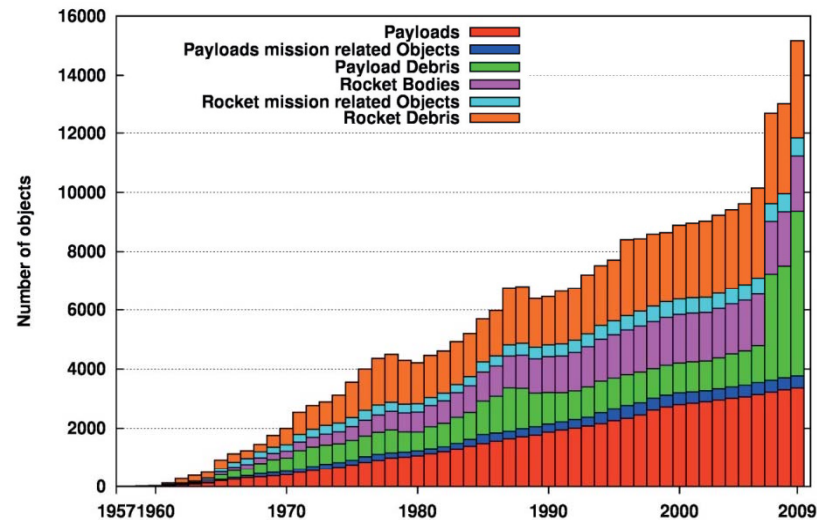
Institute of Space and Astronautical Science (ISAS),
Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)



スペースデブリ

スペースデブリ: 運用中の宇宙機を除く軌道上人工物
(ミッション終了後の衛星、運用過程で分離放出された部品、など)

地球周回軌道上物体(直径10 cm以上)の様子および推移



人類の宇宙活動に伴いスペースデブリは増加し続けている。
(直径1~10 cm:5万個, 直径1 cm以下:1兆個)

宇宙機開発における耐スペースデブリ特性の重要性は増す



Institute of Space and Astronautical Science (ISAS),
Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)



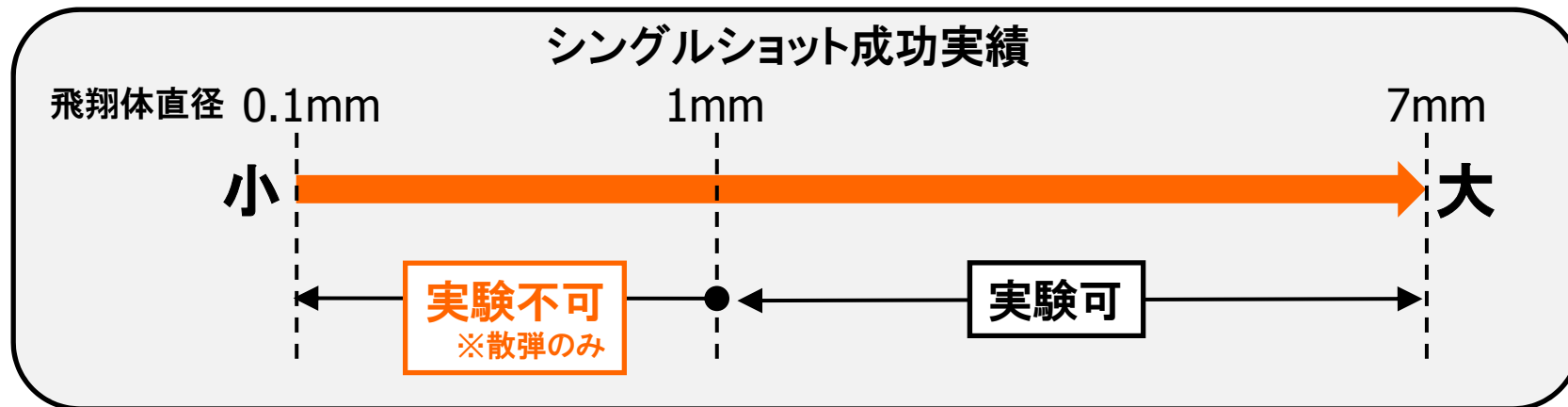
高速衝突実験

ISSや惑星探査機など様々な人工物が宇宙環境で活躍している

ISS・人工衛星では 惑星探査機では
➤スペースデブリ衝突 ➤メテオロイド衝突

構造体破壊の危険

二段式軽ガス銃を用いた超高速衝突実験による評価

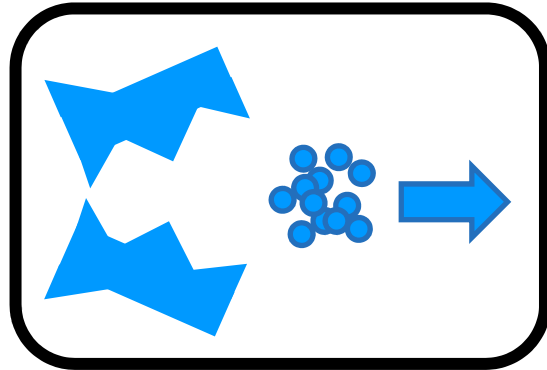


1 mm以下の微粒子飛行体シングルショット技術は未確立



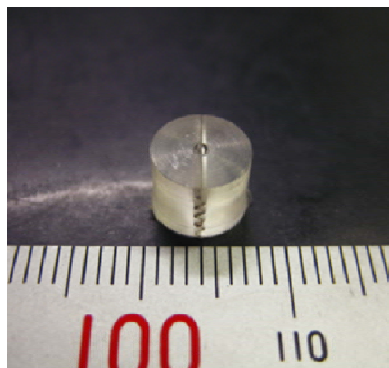
微粒子飛翔体射出法

従来の実験方法

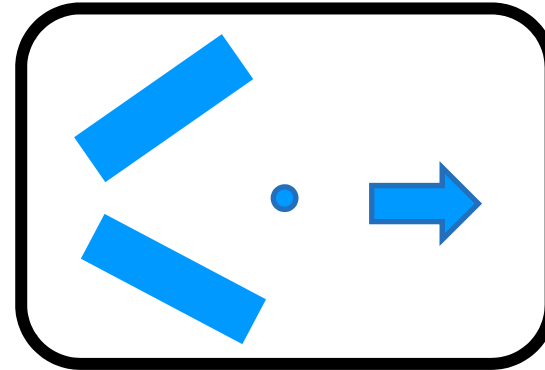


マルチパーティクルショット

- 飛翔体を複数発射する方法
- 複数衝突による損傷への影響

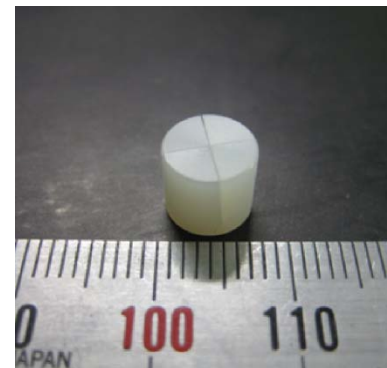


新たな実験方法



シングルパーティクルショット

- 飛翔体を単体で発射する方法
- 実験方法が確立されていない



目的

直径1 mm以下の微粒子飛翔体での
シングルパーティクルショット技術の確立



Institute of Space and Astronautical Science (ISAS),
Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)



二段式軽ガス銃(ISAS/JAXA)



加速性能(常用): ~ 7.0 km/s

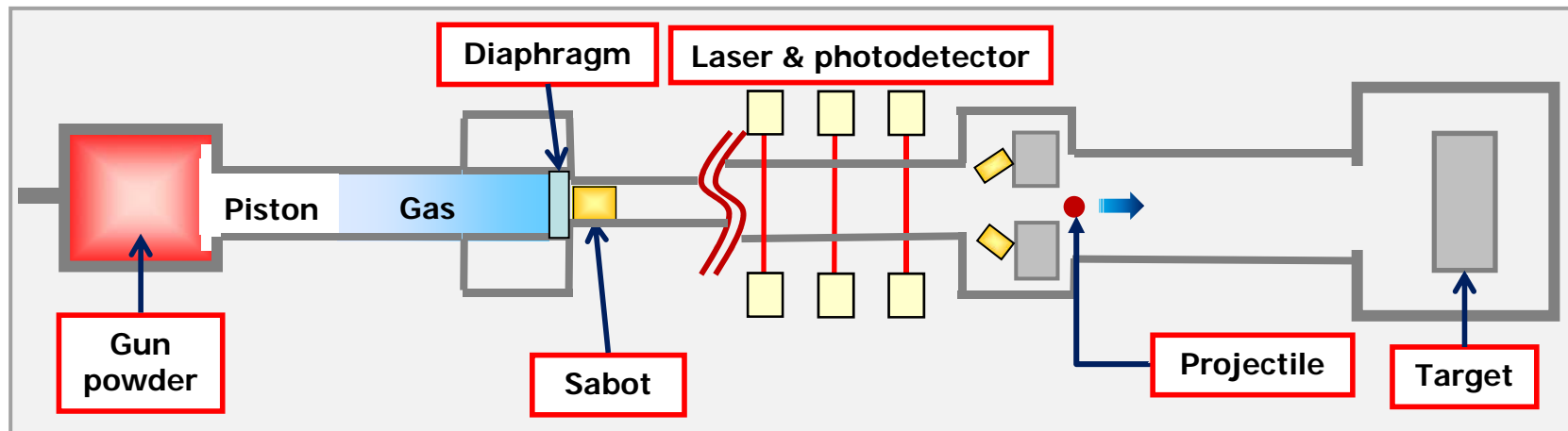
発射管内径: $\phi 7.0$ mm with rifling

加速ガス: 水素

(1 mで1回転)

フライトチューブ: 5 m

マズル to サボストッパー: 3.4 m



サボ分離幅の確認

✓ サボストッパーの衝突痕

飛翔体の衝突確認

✓ ターゲットの衝突痕



Institute of Space and Astronautical Science (ISAS),
Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)



サボ分離機構

一般的な方法

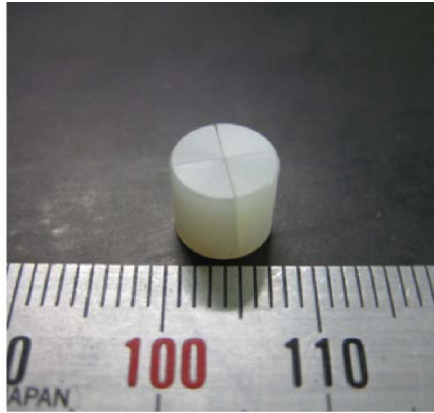
- フライトチューブ内の空気抵抗を利用してサボを分離させる
- 飛翔体の弾道に悪影響を及ぼす可能性がある

本実験での方法

- 本実験装置の銃身にはライフルバレルを使用
- サボを加速中に回転させ、遠心力によって分離する
 1. 空気抵抗に頼らない分離方法のため、フライトチューブ内を真空にでき、弾道軸の安定性を上げることができる
 2. 飛翔体の回転により弾道安定性を得ることができる

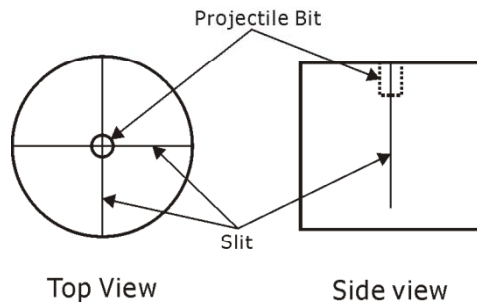


スリット導入型ナイロンサボ



特徴

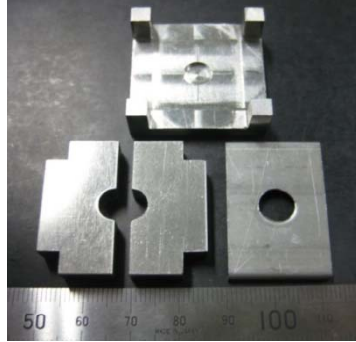
- 材質:66-ナイロン
- サボの中心に使用する飛翔体の大きさに合わせた穴を有している
- 分離のためのスリットを手作業で導入するため、作業精度が成功率に強く影響する可能性



Sabot No.	Material	Diameter [mm]	Length [mm]	Mass [g]	Slit depth [mm]
①	66-Nylon	7.05	6.5	0.290	6.0
②		7.10		0.295	
③		7.15		0.305	



スリット導入方法



サボ加工用治具

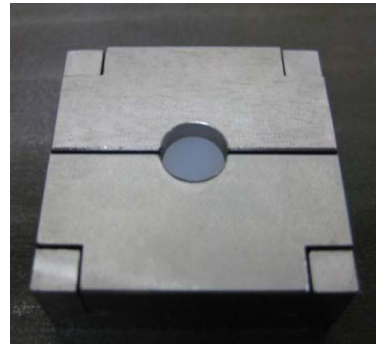


カッター刃 刃厚0.2 mm

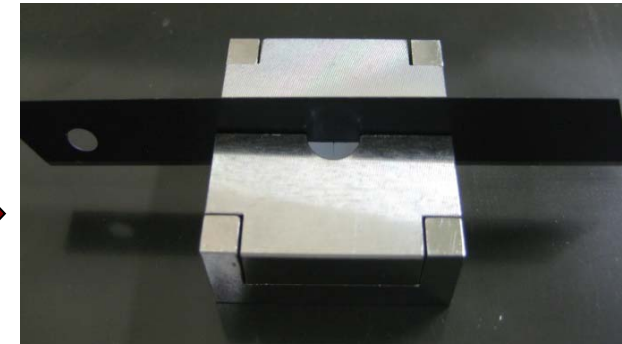
加工方法



サボを治具に固定
ヒートガンで加熱



治具を組み合わせる



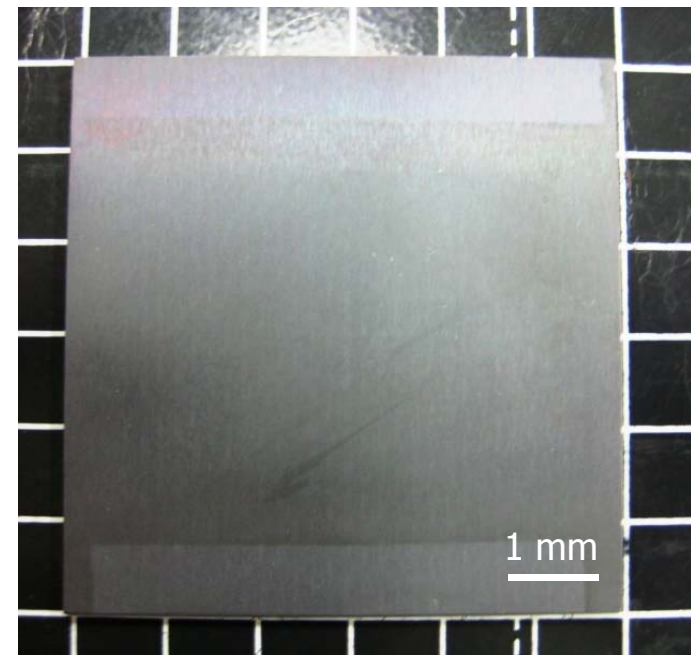
カッター刃で十字に
スリットを入れる

実験条件

ターゲット: Si_3N_4 セラミックス (京セラ製SN282)

試験片形状: 60 mm × 60 mm t=1.5~3.0 mm

Projectile		Velocity [km/s]
Material	Diameter [mm]	
Aluminum	0.1~1.0	2.6~7.0
SUS304	0.3~1.0	3.2~6.5
Alumina	0.2~0.3	4.6~6.0
Tungsten carbide	0.5	5.5
Iron	0.5	3.2~6.5

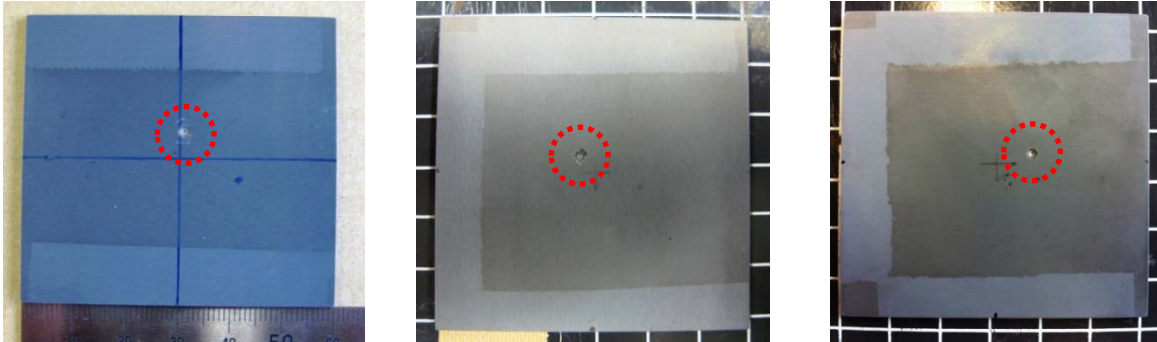


実験結果

Sabot stopper



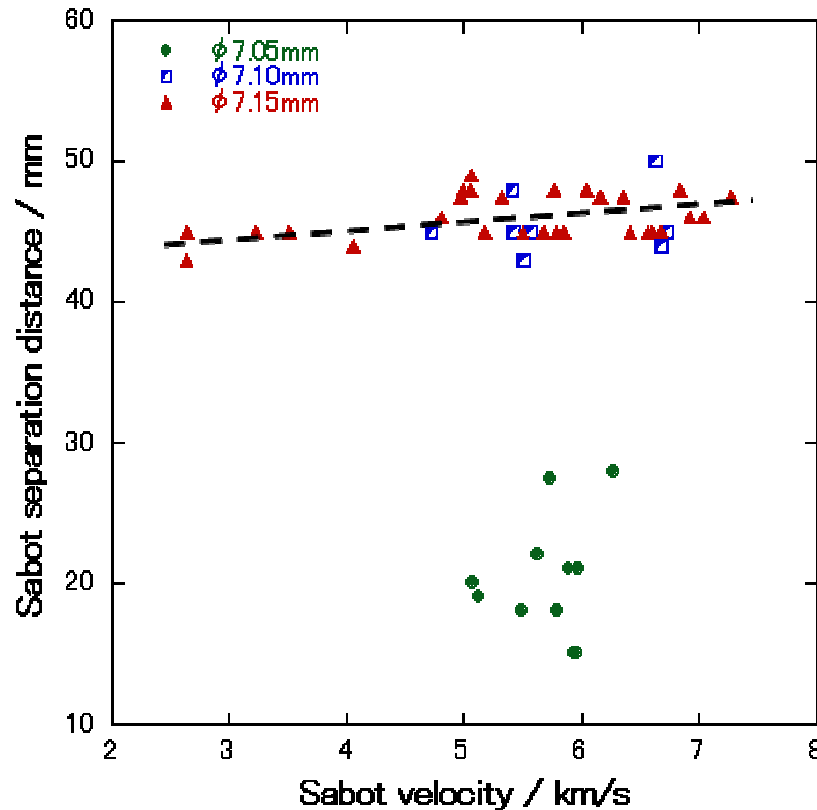
Target



Sabot diameter	φ7.05 mm	φ7.10 mm	φ7.15 mm
Projectile	SUS 0.3 mm	Al 0.3 mm	Al 0.3 mm
Sabot velocity	5.89 km/s	6.71 km/s	5.33 km/s
Sabot separation	21 mm	45 mm	48 mm
Trajectory deviation	5 mm	4 mm	6 mm



サボ分離距離



※飛翔体直径： $\phi 0.1\sim 1.0\text{ mm}$

サボ分離幅

7.05 mm < 7.10 & 7.15 mm

サボ直径: 7.05 mm

- 分離幅は30 mm以下でありばらつきが大きい

- ライフル溝とサボのかみ合いが弱く、十分な回転力が得られていない

サボ直径: 7.10 & 7.15 mm

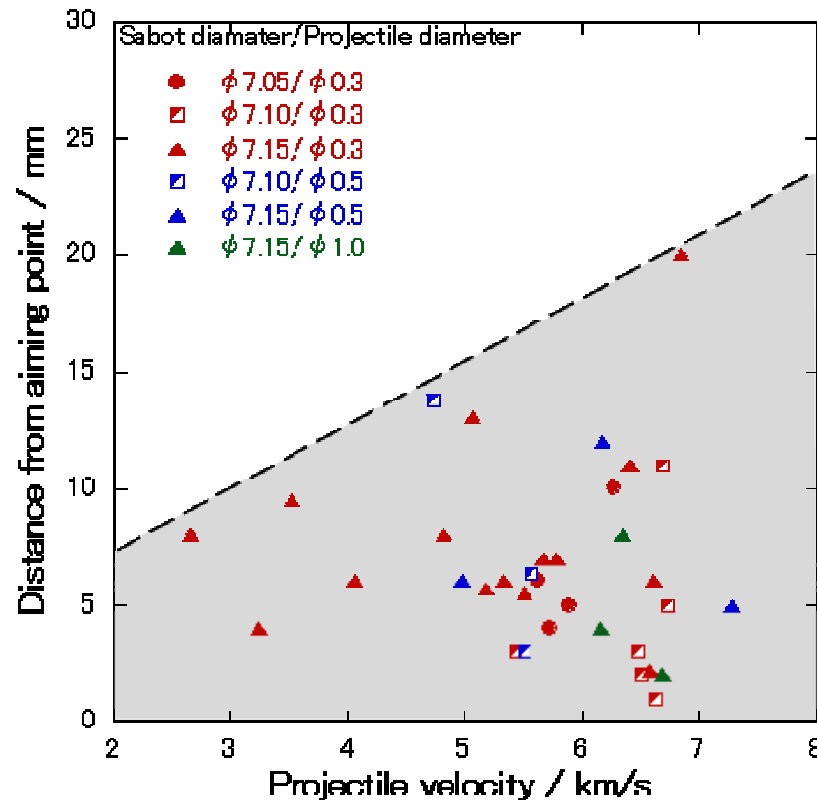
- 分離幅はほぼ一定

- 速度依存性は小さい

サボ直径を銃身内径より0.1 mm程度大きくすると良い分離

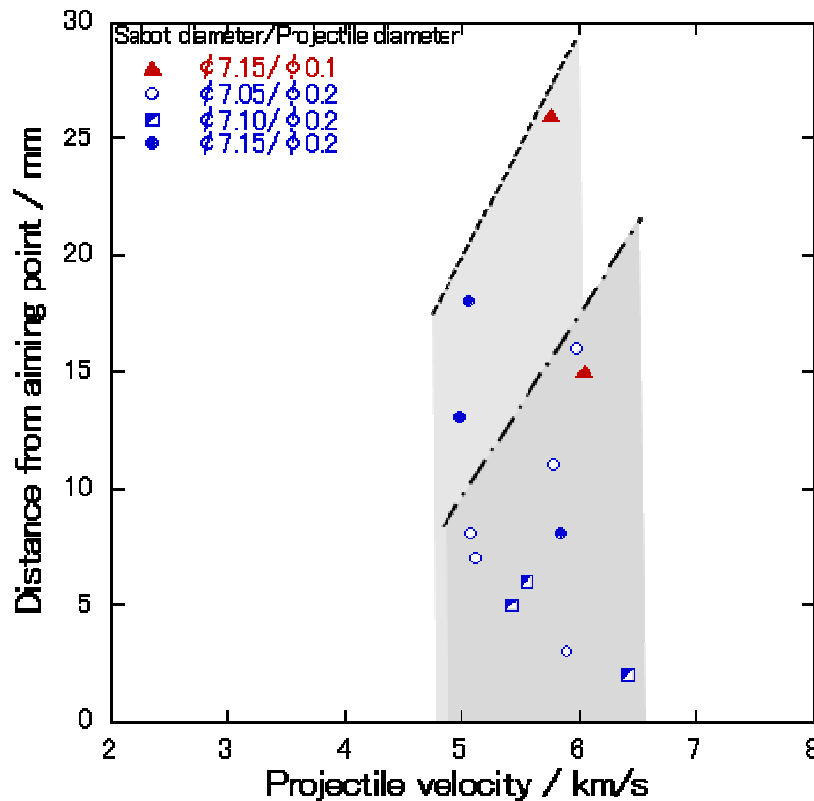


弾道誤差(飛翔体直径>0.3 mm)



- サボ直径と飛翔体直径の影響は見られない
- 飛翔体速度の増加につれて誤差が大きくなる傾向が見られた
- 概ね誤差は10mm前後で安定しており、飛翔体の直進性は高い

弾道誤差(飛翔体直径<0.2 mm)



- 誤差のばらつきが大きい
- 特にφ7.15 mmのサボ使用時に誤差が大きい
- サボ直径が大きいため、銃身挿入時にサボが変形し飛翔体中心とサボの回転軸がずれた



ずれによって飛翔体に遠心力が作用し、弾道が逸れやすくなった

全体の傾向

飛翔体直径	成功率
0.2 mm以下	約40%
0.3 mm	約70%
0.5 mm以上	約100%

➤ サボ直径7.05 mmでは分離幅が小さくばらつきが大きいため7.10 mm以上が望ましい

飛翔体直径0.2 mm以下における成功率低下の要因

➤ スリット幅に対する飛翔体直径の比が小さいため飛翔体をサボの中心に固定することが困難

□ サボ直径が大きすぎると銃身挿入時にサボが変形し飛翔体中心とサボの回転軸がずれが生じる

対策

- ✓ 刃厚0.2 mm以下のカミソリ刃などを用いてスリットを入れる
- ✓ 定期的に銃身内径を測定し、適切なサボ直径を選択する



微粒子単体衝突実験法 実用例

窒化珪素セラミックス円筒試験片 超高速衝突実験

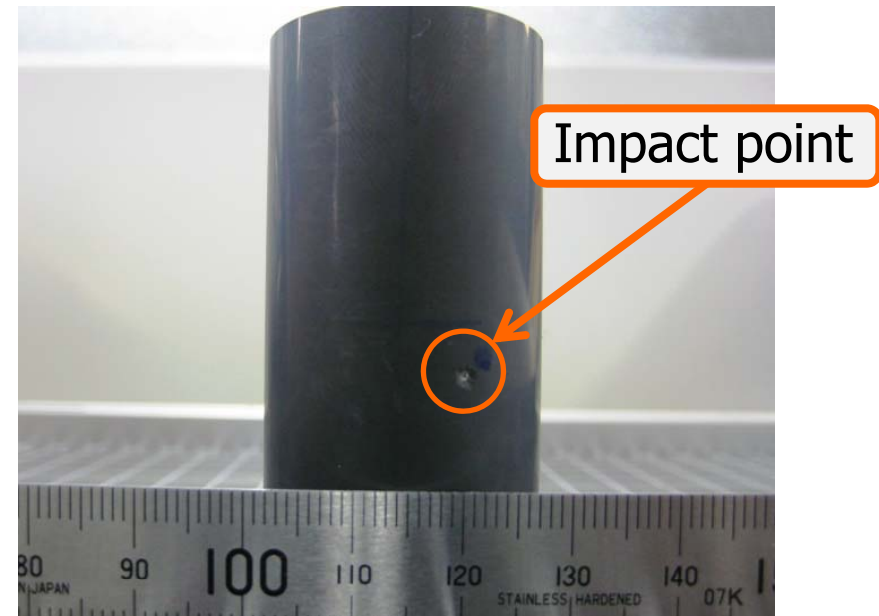
形状: $\phi 29 \text{ mm} \times \phi 23 \text{ mm} \times L 60 \text{ mm}$
 $t = 3.0 \text{ mm}$

飛翔体: Al球 $\phi 0.3 \text{ mm}$

衝突速度: 5.07 km/s

弾道誤差: 5 mm

弾道安定性が要求される
実験条件でも実験可能



本実験手法に関する論文

N. Kawai , K. Tsurui, S. Hasegawa and S. Sato,
Rev. Sci. Instrum. 81, 115105 (2010).



Institute of Space and Astronautical Science (ISAS),
Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)



まとめ

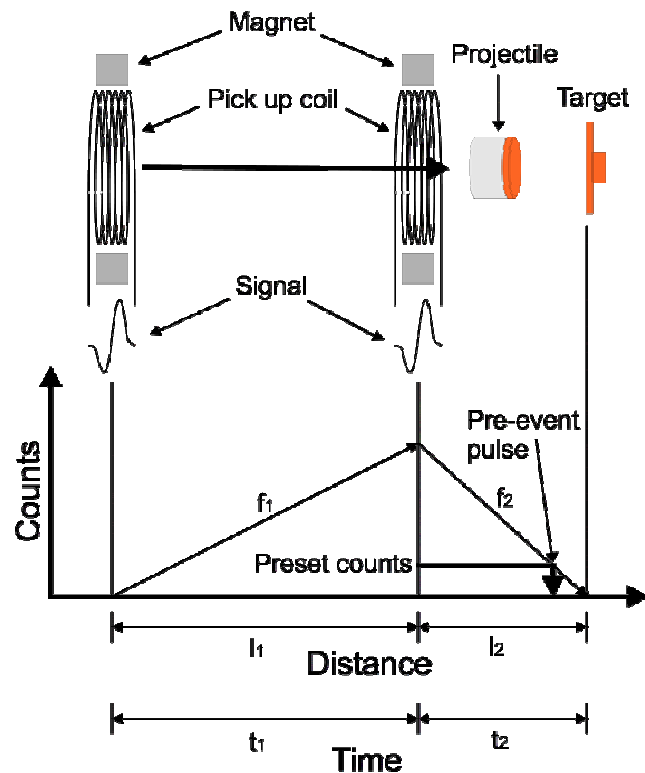
- スリット型ナイロンサボとライフルバレルを組み合わせる
ことにより、二段式軽ガス銃による直径1 mm以下の
微粒子飛翔体でのシングルパーティクルショットを7 km/s
の速度域で、高精度、高確率で行うことが可能となった。
- ✓ サボ直径と銃身内径の比がサボの分離幅や命中精度に
強く影響する
- ✓ サボ分離成功率は、飛翔体直径0.3mmで約70%、0.5mm
以上においては、ほぼ100%に達している。

同種の実験は世界的に見てもNASA JSC以外に実施可能な
装置はなく、世界に誇れる技術である。



Up Down Counter

- パルスを発生させる時刻を、飛翔体がターゲットに到達する時刻を基準に設定できる
- 目標飛翔体速度と実際の飛翔体速度の差に影響されない



$$t_1 = \frac{l_1}{V} \quad C_1 = t_1 f_1 = \frac{l_1 f_1}{V}$$

$$t_2 = \frac{l_2}{V} \quad C_2 = t_2 f_2 = \frac{l_2 f_2}{V}$$

$$\Rightarrow \frac{l_1}{l_2} = \frac{f_2}{f_1}$$



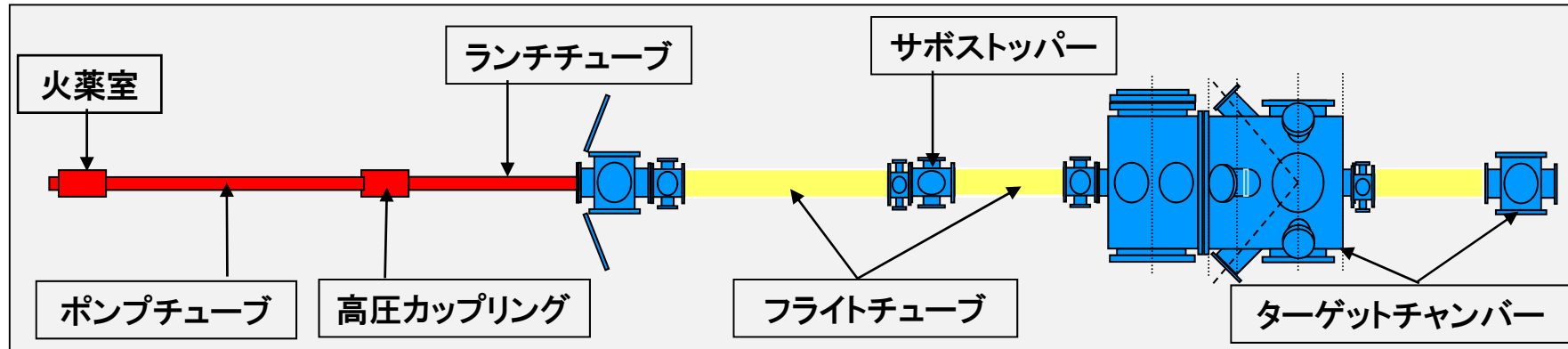
K. Kondo and H. Yasuo, Rev. Sci. Instrum. 58, 1755 (1985)



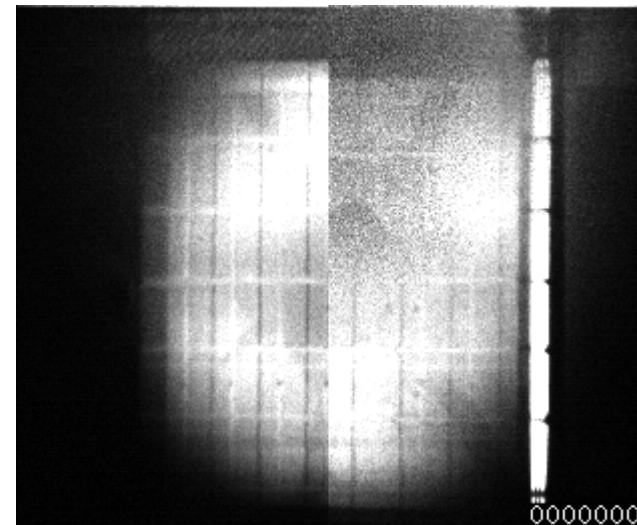
Institute of Space and Astronautical Science (ISAS),
Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)



使用例1(高速度カメラ撮影)



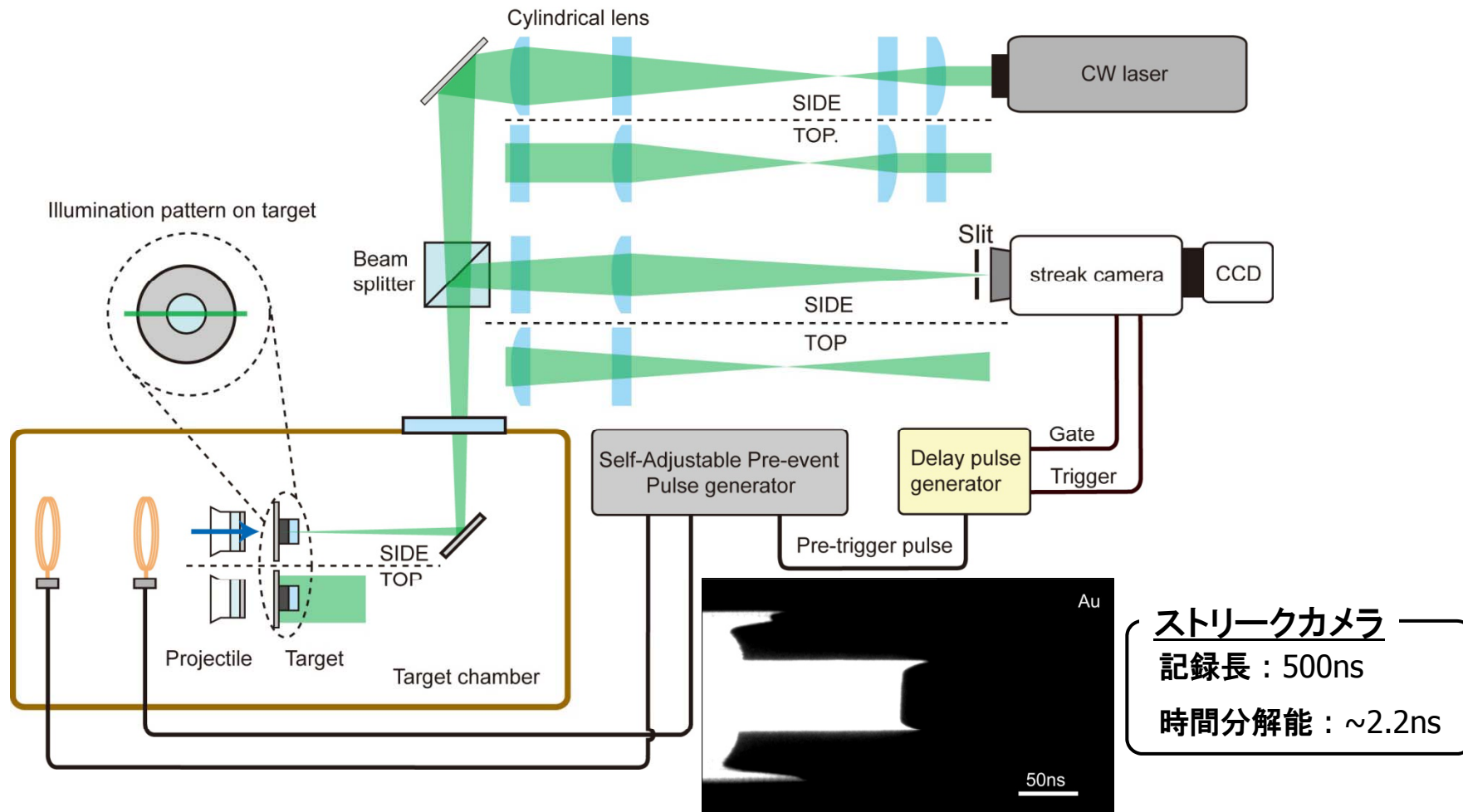
シグナル1:
マズルフラッシュ
シグナル2:
サボSTOPパーのインパクトフラッシュ
マズル to サボSTOPパー:
3400 mm
サボSTOPパー to ターゲット:
2900 mm



飛翔体:SUS球 0.5 mm @7 km/s
ターゲット:ガラス t=5 mm

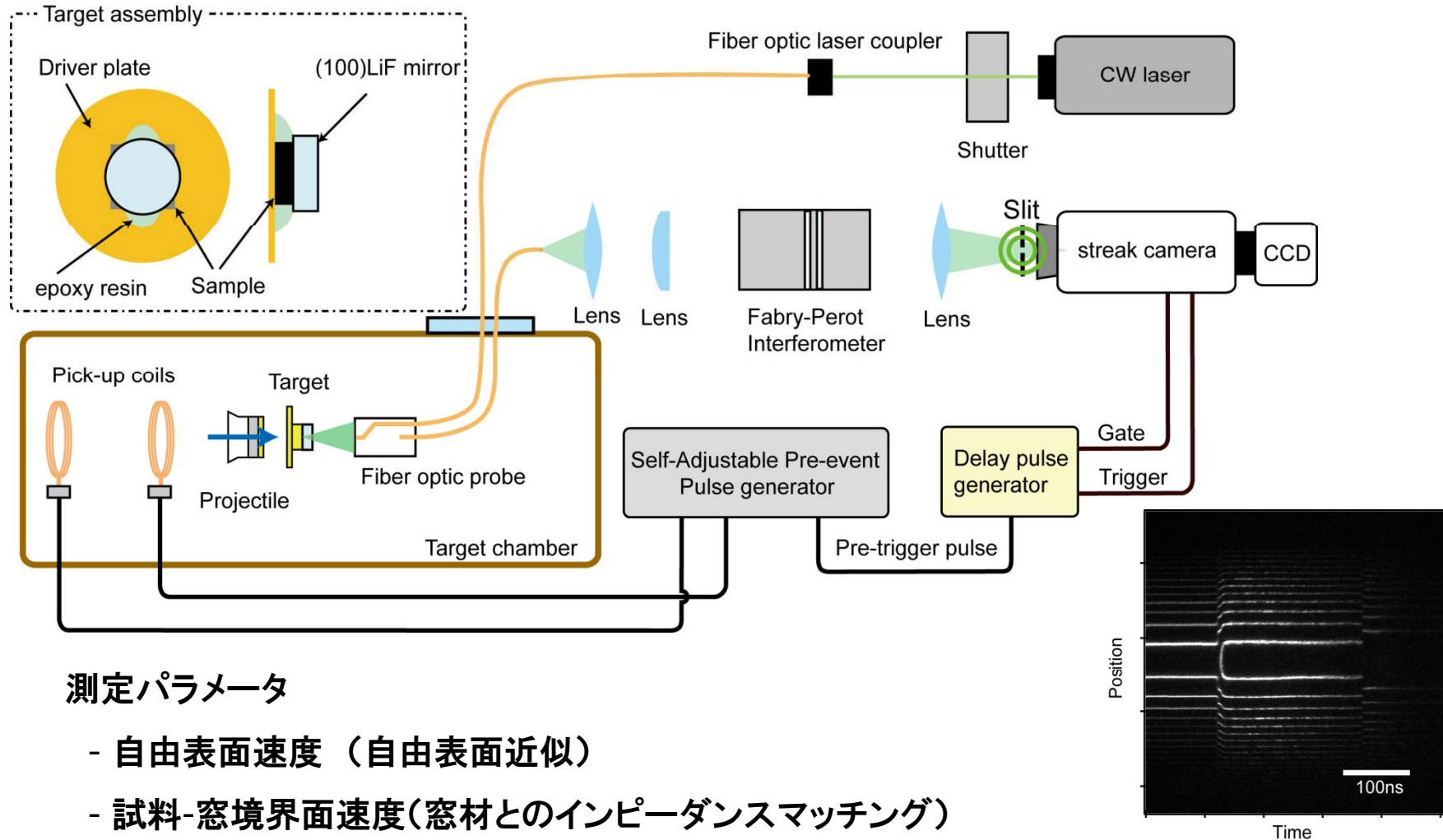


使用例2(衝撃波速度計測)



使用例3(粒子速度測定)

粒子速度計測法～ファブリ・ペロー干渉計を用いたレーザー干渉法(DLI)



測定パラメータ

- 自由表面速度 (自由表面近似)
- 試料-窓境界面速度(窓材とのインピーダンスマッチング)

