

自由飛行体発射装置とその特性に関する実験

小 口 伯 郎・船 曳 勝 之・佐 藤 俊 逸

Free-Piston-Driven Range and its Characteristic Performance

By

Hakuro OGUCHI, Katsushi FUNABIKI and Shun-ichi SATO

Abstract: The present report is concerned with the characteristic performance of free-piston-driven range and some of the associated measurements. This facility consists of high pressure chamber (2.8 m long), free-piston barrel (5 m long, 8 cm in diam) and flight test chamber (10 m long, 50 cm in diam), which can be evacuated down to 10^{-5} Torr. An interchangeable use of different sizes of launchers is devised to be made for various flight models. Maximum attainable pressure at the end of free-piston barrel is designed to be about 400 kg/cm^2 , and thus flight velocity is moderately ranged within about 3 km/sec. The flight velocity at launcher exit and test sections is measured for cases of various test chamber pressures, and as a result the basic performance of the present facility is clarified. Moreover, an optical observation for the flow induced by a sphere flying between two parallel plates is made by means of both shadowgraph and Schlieren methods.

概 要

ピストン駆動方式による自由飛行体発射装置の機構、特性および基本的実験手法のいくつかについて報告されている。全長約 19 m で、高圧部、ピストン走行部および試験筒 (50 cm ϕ , 10 m 長) よりなり、発射管は内径 5, 10, 22.2 mm の 3 種類が用意された。最高駆動圧は約 400 kg/cm^2 で、5 mm ϕ ナイロン製球に対し最高到達速度は 2.5 km/sec であった。試験筒の内圧は常圧より 10^{-5} Torr まで可変で所要の排気系をもっている。駆動圧の測定、模型の発射速度と飛行速度の測定がなされ、特に試験筒内圧の変化による速度の減衰が明らかにされている。また影写真およびシュリーレン法により、平行平板間を飛行する球による流れの様模が観察されている。

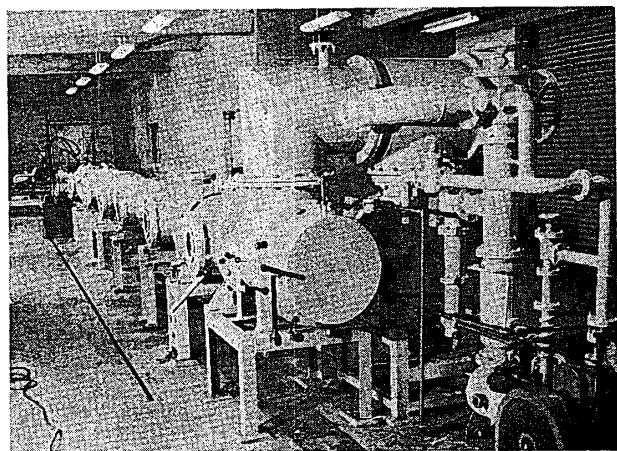
1. は し が き

航空機、ロケットなどの飛行体の空力特性を計測する手段として通常、風洞が用いられることはよく知られている。衝撃風洞 (Shock Tunnel)、ホットショット (Hot Shot) などを含

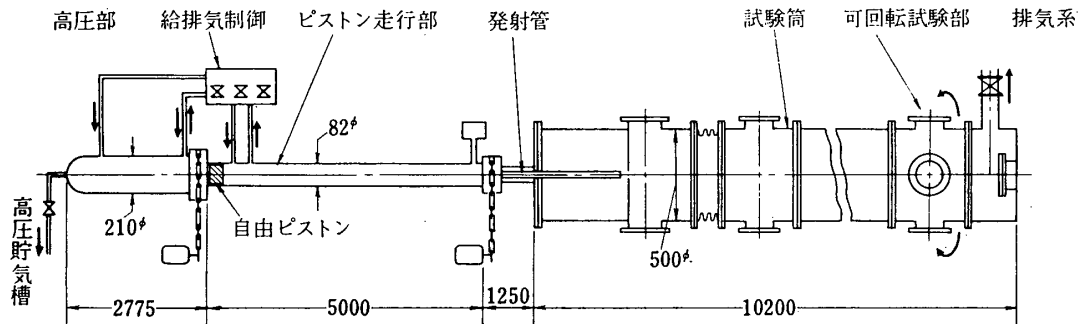
め風洞試験においては、気流中に飛行体模型を取り付けて、模型の受ける空気力学的な力、熱伝達あるいは流れの模様の観察などが行なわれる。模型の取り付けによるしょう乱は一般に避けることのできない難点となる。特に物体後流および衝撃波の遠方への伝ばんの模様などを正しく明らかにすることはできない。また大気状況の変化による挙動、たとえば成層大気あるいは稀薄な高層大気中の飛行に関連しては、そのような気流状態を一つの風洞でシミュレートすることはむずかしい。以上の点を考えると、風洞試験におけるとは異なり、模型を静止気体中に飛行させる自由飛行体発射装置によると、i) 模型支持による難点の除去、ii) 大気状況の再現性など特徴的な長所を生かした試験が可能となる。なお飛行速度に関して低亜音速から超高速の領域にまたがって同一の装置を活用しうる点は大きな特徴と言える。その反面、複雑な形状の飛行体模型については反復使用について特にその回収に工夫を要すること、また計測しうる空力特性については風洞におけるような直接的計測が容易でないから、計測の対象が制限されるなどの欠点を指摘することができる。上述のことを考慮すると、空力特性に関しては、発射装置は風洞などによる計測と相補的な役割りに用いられるもので、これによってのみ計測可能な現象に対象の主眼がおかるべきものと言える。歴史的には自由飛行体発射装置はいん石落下などに関連する宇宙物理学的現象の実験室内での再現を目的として開発され、続いて人工衛星などの高速飛行体の大気圏突入時における熱防御に関する強い技術的要請から 1950 年代末より 1960 年代にわたって格段の改良進歩が加えられた [1]。したがって発射装置を用いた研究の主流は超高速飛行体のアブレーションなどに関する熱現象の問題であった。現在では超高速粒子の固体との衝突を取り扱ういわゆる“高速衝撃”の分野で有力な実験手段として活用されている。今後この種発射装置はその特徴的な点を生かして、関連する多くの分野への発展的利用がなされるものと期待される。このような背景のうえに、将来における有用性を考慮し、また特に前に指摘した飛行体の空力特性計測についての特徴を考慮して、設計試作された自由飛行体発射装置に関し、その特性に関する実験結果およびそれによる 2, 3 の計測について報告したい。

2. 自由飛行体発射装置

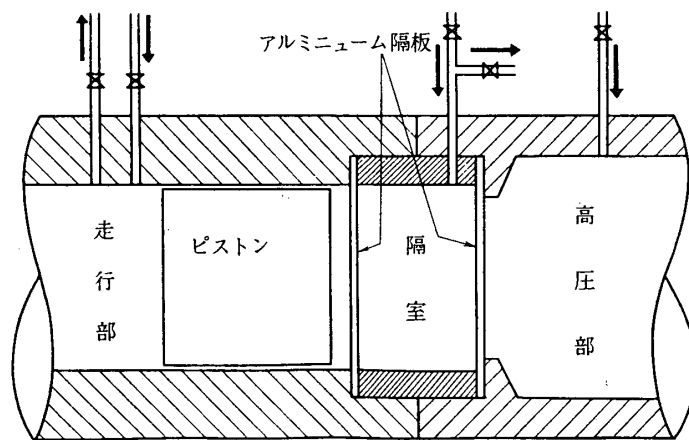
発射装置の特性は被発射体すなわち飛行模型の質量、大きさおよびその発射速度をもって代表される。それらは発射駆動圧および発射管径、長さによって大よそ定められる。飛行模型の諸元が与えられるとき、大きな発射速度を得るためには高い駆動圧が必要となり、したがってその発生手段が問題となる。特に超高速を目標とするとき水素、ヘリウムなどの軽気体を爆発させて高圧を得る方式 (Light Gas Gun と呼ばれる) や大容量のコンデンサに貯



第 1 図 自由飛行体発射装置外観



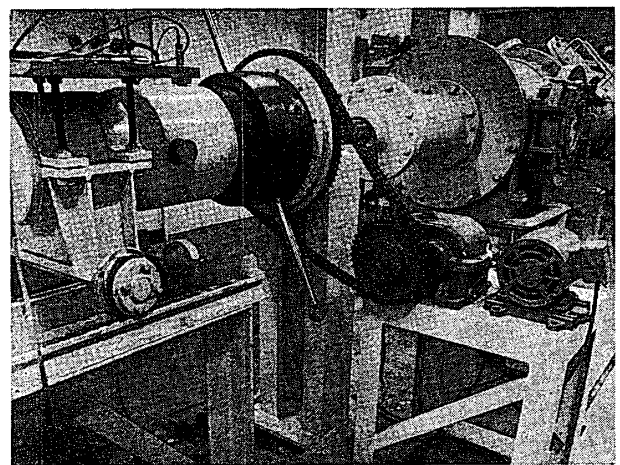
第2図 自由飛行体発射装置説明図



第3図 高圧部とピストン走行部の結合機構

えられた電気エネルギーを短時間に放出させる方式などがある。他方到達発射速度はそれらの方式に及ばないが、操作の簡便さ、低い建設費用などの点で燃焼、加熱をともしない単純な方式がある。ここでは後者のうち、比較的効率の高い自由ピストン方式が選ばれた。

装置の概観および説明図がそれぞれ第1図と第2図に示されている。ピストン駆動用高圧部、自由ピストン走行部、発射管および試験筒よりなっている。別屋に設置された貯気槽 (0.5 m³) に、15HP 圧縮機 (最高到達圧 300 kg/cm²) によって貯えられた空気はピストン駆動用高圧部に供給される。高圧部とピストン走行部 (82 mm 内径, 500 cm 長) との間はピストンおよび隔膜取付けのため、電動による分離・結合がなされるようにしてある (第3図)。なお発射管は試験筒前部に固定されるが、内径、長さの異なる三種類 ((5 mm 内径, 75 cm

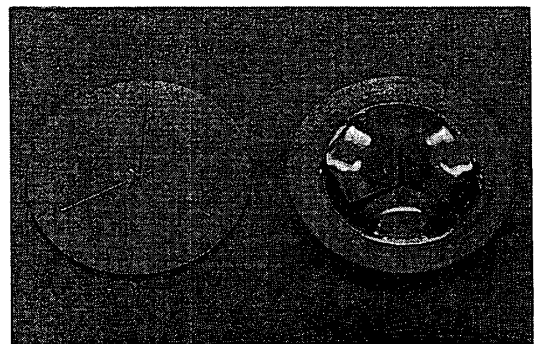


第4図 ピストン走行部・試験筒の結合

長), (10 mm 内径, 150 cm 長), (22.2 mm 内径, 333.4 cm 長)) が目的に応じて交換使用できるようにされている。発射管とピストン走行部との間は模型装着のため電動による分離結合方式が採用されている(第4図)。試験筒は常圧から 10^{-5} Torr にわたる範囲の圧力に設定できるよう, 5HP R.P., オイルエジェクター, 20 in D.P. よりなる排気系と連結されている。観測窓 (15 cm 径) は試験筒後端より2か所にはそれぞれ2対, その前方に1対ずつ5か所に設けられた。特に最後端部は主要な試験部で, 窓の位置が変えられるよう筒軸まわりに回転できるようにしてある(第1図)。試験筒末端内面に模型を受け止める容器が設けられ, 模型の破かい飛散を防ぐようにされている。

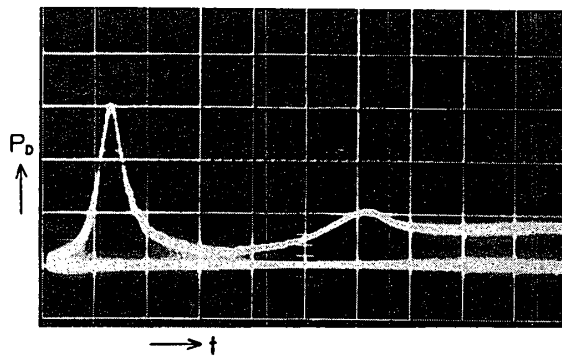
3. 発射の操作と駆動特性

発射の操作としては, (1) 発射管端 (ピストン走行部末端との結合部) に模型を装着し, スコッチテープによって密封し, ピストン走行部を結合。(2) ピストン走行部先端にピストンをそう入, アルミニウム隔板を取り付け高圧部を結合する。ピストン走行部と高圧部との結合部は第3図に示すように, 小さな隔室をもちこの部分の空気を抜くことによりピストンの走行が開始し, 発射が行なわれる。以上の設定が完了してのち, 試験筒

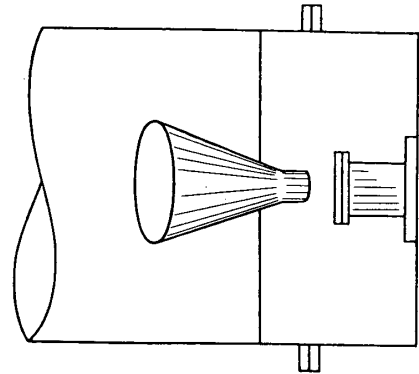


第5図 アルミニウム隔板 (破断前後)

の圧力は所定の値に排気され, 高圧部および結合部隔室にはそれぞれ必要な高圧空気が供給される。ピストン走行部については排気後ヘリウムが $1 \sim$ 数 kg/cm^2 に充てんされる。ピストン駆動によって走行部末端での最高到達圧力は, 高圧部およびピストン走行部の設定圧に依存するが, 現在までの使用では高圧部設定圧は $40 \sim 100 \text{ kg/cm}^2$ の範囲で, 走行部設定圧は常に 1 kg/cm^2 であった。実際の例をつぎに示す。たとえば, 高圧部設定圧 80 kg/cm^2 , 結合部隔室設定圧 40 kg/cm^2 , ピストン走行部設定圧 1 kg/cm^2 の場合について述べることにする。この場合, 隔室の両側に取り付けられるアルミニウム板は 2 mm 厚のもので $70 \sim 80 \text{ kg/cm}^2$ で確実に破断されるように溝が切られている(第5図)。制御弁によって隔室の高圧空気を急速に放出するとき, まず高圧部端のアルミニウム板が破断し, それによって走行部端のアルミニウム板の破断が誘起される。アルミニウム板の破断前, 後の状態が第5図に示されている。板の破断によりピストンは走行を開始し, 走行部のヘリウムを断熱的に圧縮することになる。ピストンは走行部内径と同じく 82 mm 径で, 82 mm 長のナイロン製のものが用いられた。半導体圧力計(豊田工機製)による走行部端における圧力変化の記録が第6図に示されている。この場合最高到達圧力は図から見られるように約 350 kg/cm^2 で, 測定された発射速度は 2.2 km/sec であった。なお発射管としては 5 mm 径, 750 mm 長のものが使用され, 模型は $5 \text{ mm} \phi$ のナイロン球である。発射管内を模型が走行している時間はおよそ $0.3 \sim 0.4 \text{ mmsec}$ と推定されるから, 模型は発射管を走行中ほとんど最高到達圧力によって押し続けられていることが判る。模型の射出後圧縮されたヘリウムは発射管から放



第 6 図 ピストン走行部末端における圧力変化
(116 kg/cm²/div., 2 m sec/div.)



第 7 図 飛行模型受け止め部

出されるとともにピストンの逆行によって圧力は急速に減衰する。圧力降下後の多少の振動はピストン静止までの往復運動によるが、発射そのものには全く影響のないものである。ここで見られたような走行部末端における急激な圧力変化は当然、装置全体の機械的振動を誘起し、種々の計測に支障を来す恐れがある。そこで本装置は全体として十分な基礎の上に設置されるとともに、試験筒は中間においてベローズ結合によって防振されている(第 2 図)。

発射管から射出された模型は試験筒内を飛行するが、続いて放出される駆動気体(ヘリウム)をしゃ断するために発射管出口直近に小孔をもつ隔板(第 2 図)が設けられた。後に示される試験部における光学観測の結果から、放出気体によるじょう乱の影響はほとんど見られないと言える。なお模型は試験筒末端に設けられた容器に受け止められるが、衝突による破壊および散乱を少なくするために第 7 図に示すような形状の容器が用いられ、中に適当な詰め物が充てんされた。模型を確実に回収するためには、この部分にさらにくふうが必要となる。

4. 射出特性

発射装置の射出速度は駆動圧(ピストン走行部最高到達圧) P_D 、模型質量 M 、発射管径 D および長さ L によって定まる。ただしここでは簡単のため模型前面面積は管断面積 $S(=\pi D^2/4)$ に等しいとする。また駆動圧 P_D は模型が発射管中を走行中一定とし、発射管壁とのまさつは省略されるものとする。以上の簡単化によって射出速度 V_0 はエネルギーと仕事の関係から [2]*

$$V_0^2 = 2P_D \left(\frac{SD}{M} \right) \frac{L}{D} \quad (1)$$

のように与えられる。これによると大きな射出速度を得るためには、駆動圧、模型寸度が与えられるとき模型質量を小さくするかまたは管長を大きくするかであるが、いずれも限界があり、特に管長については大きくするとともに駆動圧 P_D が減衰するためある長さ以上にしてもあまり効果はない。実際 5mmφ 内径、750mm 長発射管を用いて 5mmφ 径ナイロン製球を発射した場合、駆動圧(実測値) 348 kg/cm² に対し、(1) 式によって得られた射出

* 駆動圧 P_D の変化をも考慮した計算が神元らによって発表されている [3]。

速度 V_0 は

$$V_0 \doteq 3.7 \text{ km/sec}$$

であった。この場合、射出速度の実測値は

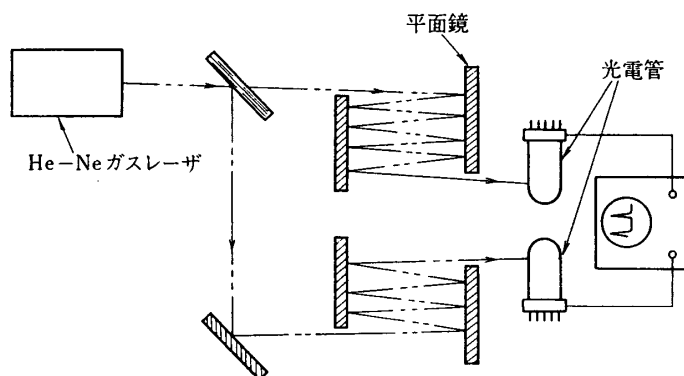
$$(V_0)_{\text{meas}} \doteq 2.0 \sim 2.3 \text{ km/sec}$$

で理論値の約60%で、その損失は駆動気体の発射管壁と模型との間からの逃げによるものと考えられ、有効駆動圧 P_D は最高到達圧の約50~60%とも見なすことができよう。

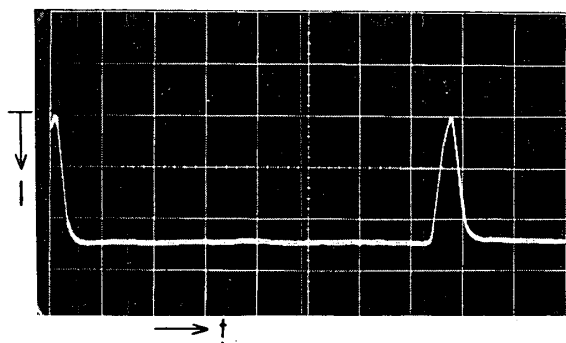
5. 模型速度の測定とそれによる空力抵抗の推定

本装置を用いる実験で、最も基本的なものとして模型の位置を認定することと速度を計測することがある。模型の位置の認定はそのまま速度測定を可能にする。すなわち適当な間隔をもつ2面の光スクリーンを試験筒軸に直角に設け、飛行体がそれらを通過する時間を知ることによる方法が一般である。その場合模型の飛行径路はあらかじめ判らないから、光スクリーンの面積を大きくとらなければならない。したがって単純に点光源を拡大平行して作られるスクリーンを用いると模型の通過による信号は弱いものとなり、気体の発光、機械的振動によるノイズと判別することが容易でなくなる。このような欠点を取り除くために、第8図に示されるような光スクリーンが用いられた。一本のレーザ光線をほぼ平行におかれた平面鏡の間を多数回反復反射させて他方から取り出すもので、実際に用いられたビーム径は約5mmのものであった。模型の大きさとビーム径が同程度であるならば、通過時に取り出される光電管の信号はほとんど0となり、大きなパルスを得ることができる。実際にこのようにして得られたオシロスコープの記録が第9図に示されている。図から見られるように、かなり鋭いパルスとして模型の到達を知ることができる。この信号は速度計測に用いられると同時に、また種々の計測に必要なトリガー・パルスとしても用いられる。たとえば遅延回路を通して光学観測用の瞬間光源のトリガーとして用いられた。

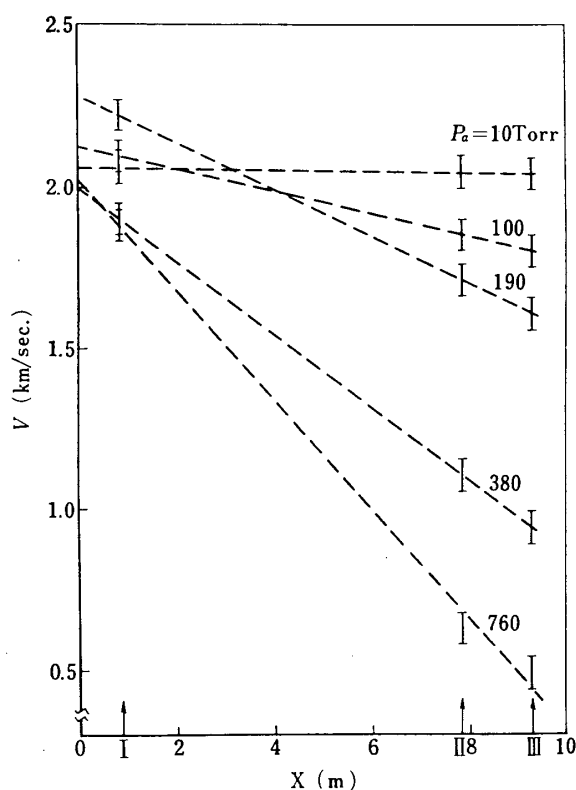
飛行径路の時間的追跡が行なわれるならば、模型に働く空気力、すなわち揚力および抵抗を知ることができる。このためには高速度カメラなどによる光学観測がなされなければならない。その場合にも試験筒内の飛行径路はほぼ軸方向に制限されるため、精度の良い揚力測定は容易でない。それに反し、抵抗については比較的容易なものとなる。すなわち飛行径路



第8図 光スクリーン



第9図 光スクリーンによって得られた信号
(速度測定, $5 \mu \text{sec/div.}$)



第10図 飛行速度と試験筒内圧との関係

1 kg/cm^2 で、試験筒圧 P_a は 10, 100, 190, 380, 760 Torr にそれぞれ変えられた。現在の実験では速度 V の測定精度は $\pm 5\%$ 程度であったから、(4) 式による抵抗推定に十分な速度変化は 760, 380 Torr の場合測定点 I と III (あるいは II) の間においてのみ現われた。これらについて、得られた抵抗係数 \bar{C}_D の値は従来の測定結果 [4] と矛盾しないものであった。なお、さらに精度の高い抵抗係数の決定については、より一層の速度測定精度を必要とする。このためには、光スクリーンの設定精度、タイム・カンターの分解能をより向上させなければならない。

を軸方向 x と見なすことができるから、 x 一方向の運動方程式は飛行速度 V , 抵抗 D とすると

$$M \frac{dV}{dt} = -D$$

すなわち

$$MV \frac{dV}{dx} = -D \quad (2)$$

抵抗 D は模型断面積 S , 大気密度 ρ , 抵抗係数 C_D とすると

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (3)$$

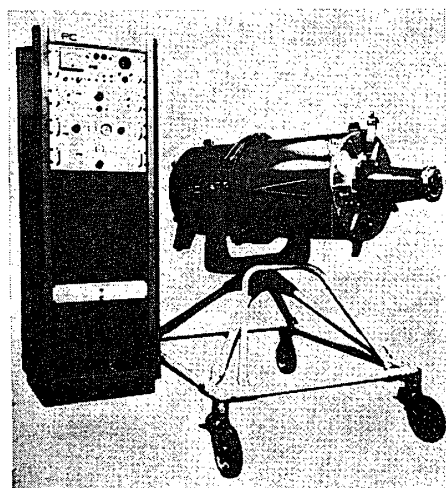
によって与えられる。(3) 式の D を (2) に代入して、 C_D を一定と見なし得る区間 (x_0, x) で積分すると

$$C_D = -\frac{2M \ln(V/V_0)}{\rho S (X - X_0)} \quad (4)$$

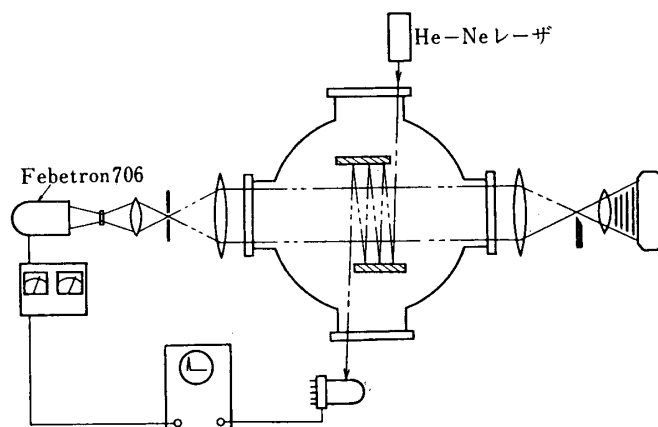
を得る。ここで $X = X_0$ において $V = V_0$ とする。これによって十分近い 2 点 (X, X_0) において速度差を検出できるならば、その速度における抵抗係数 C_D を正しく知ることができる。しかし、速度検出には精度の限界があるため、実際このようにして測定される抵抗係数 C_D は速度 V が $V_0 \sim V$ の範囲における有効値としての抵抗係数 \bar{C}_D を与えることになる。実際に $5 \text{mm}\phi$ のナイロン製球の速度を、発射管出口付近 (I) および試験筒後端の 2 か所 (II, III) で測定した結果を第 10 図に示す。駆動条件は高圧部 80 kg/cm^2 , ピストン走行部初期圧

6. 光学的観察

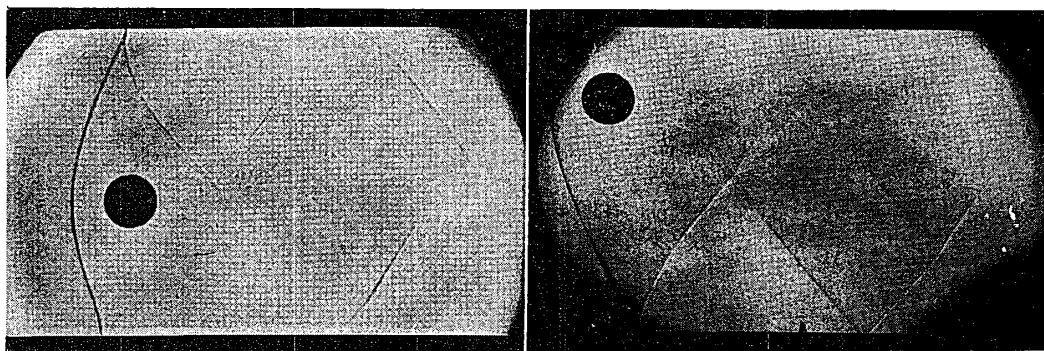
飛行体の姿勢およびじょう乱の伝ぱんなどを知る手段として、光学的観察が重要なものとなる。試験筒圧 P_a が数 Torr 以上の場合には、通常のシュリーレン法、影写真、光干渉法などが有効となる。その場合問題となる点は、模型が高速で移動するために、光源の持続時間あるいはシャッタ速度が模型をほとんど静止の状態を観察できるほど速いことが求められる。たとえば飛行体の移動が $1\text{ mm}/\mu\text{sec}$ とし、物体長が 10 mm とするとき 1% 内のずれに止めるためには露出時間として 10^{-8} sec 以内であることが要求されよう。このために $2\sim 3\times 10^{-8}\text{ sec}$ の瞬間光源として Febetron 706 (Field Emission Inc. 製) が用意された。作動原理は超高压電子線 (600 keV) で CdS などの発光ターゲットを照射して、それによる発光を利用したものである。なお X 線源としても用いられる。制御パネルには遅延回路が内臓されていて、さきに述べた光スクリーン通過のトリガー信号を導いて、所定の時刻で発光を得ることができる。装置の外観が第 11 図に示されている。



第 11 図 Febetron 706



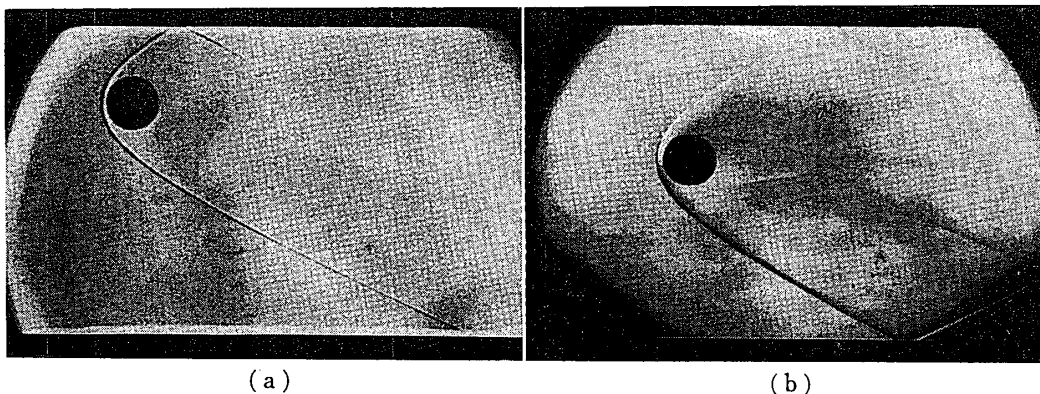
第 12 図 光学観測系



(a)

(b)

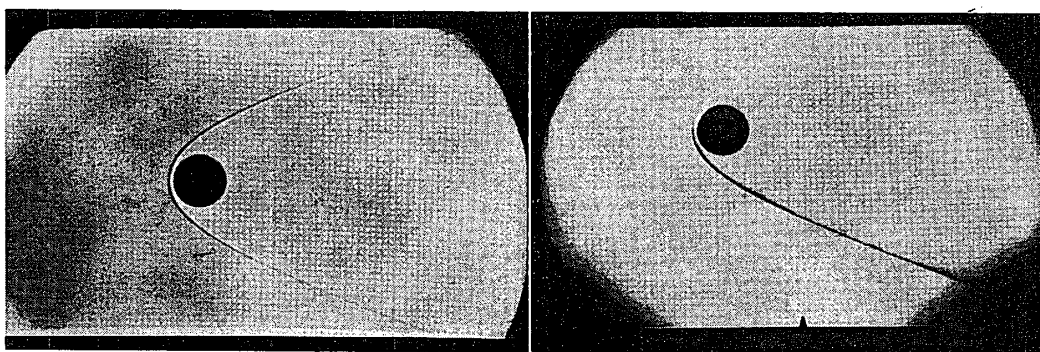
第 13 図 (a) 平行平板間の球の飛行 ($V=0.44\text{ km/sec}$, $P_a=760\text{ Torr}$)
(b) ($V=0.43\text{ km/sec}$, $P_a=760\text{ Torr}$)



(a)

(b)

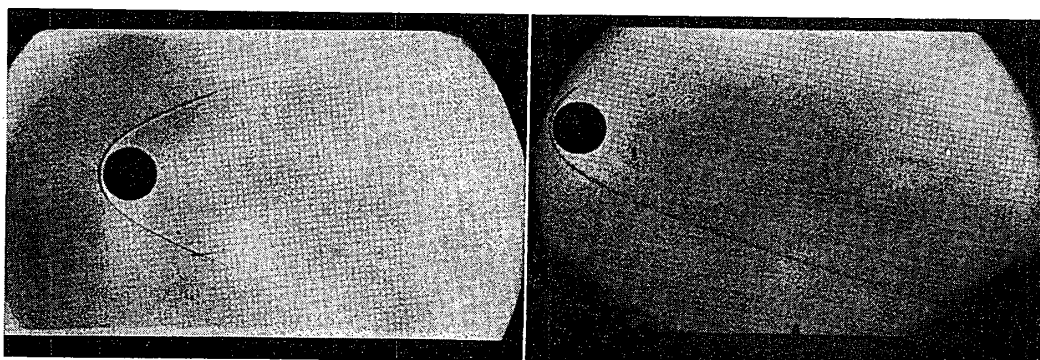
第 14 図 (a) ($V=1.0$ km/sec, $P_a=380$ Torr)
(b) ($V=0.98$ km/sec, $P_a=380$ Torr)



(a)

(b)

第 15 図 (a) ($V=1.35$ km/sec, $P_a=190$ Torr)
(b) ($V=1.38$ km/sec, $P_a=190$ Torr)



(a)

(b)

第 16 図 (a) ($V=1.77$ km/sec, $P_a=100$ Torr)
(b) ($V=1.87$ km/sec, $P_a=100$ Torr)

よう乱と固体表面との干渉の模様を観察することを目的として、試験部に 30 mm の間隔をもつ 2 板の平行平板を設定した。光学系は第 12 図に示されるような一般のもので、光源として Febetron 706 が用いられた。模型は 5 mm ϕ のナイロン製球で駆動条件は前章の速度測定の場合と同一であった。得られた結果の例が第 13a 図より 16b 図までに示されている。

ここで a は影写真法, b はシュリーレン法によるものである。これらの写真から大気密度の変化 (速度変化をとともう) によって流れの模様がどのようになるか, また模型によって発生された三次元曲面衝撃波が平板と干渉し, さらにその反射と模型後流のじょう乱との干渉の模様を見ることができる。

前に述べたように, 進行する三次元衝撃波の固体表面との干渉, 後流じょう乱の模様など, 通常の風洞を用いて観測が困難な現象について, 有力な観測手段を与えることが見られる。上述の現象に関連する問題についてはさらに詳細な研究が計画され, それとともに光学観測が可能でなくなるより低密度中の飛行に関連しては電子線発光法などによる観測手段の適用が予定されている。これらについては近い将来報告できることを期待したい。

む す び

以上ここでは自由飛行体発射装置の特性とそれに関連する基本的計測手段のいくつかについて報告された。

なお, 本報告における自由飛行体発射装置およびそれに付属する計測装置の一部は, “航空機の安全性に関する研究” において “SST と空力加熱の研究” の課題のもとに河村, 辛島両所員および著者の一人 (小口) が担当した研究に対し交付された研究費および河村所員を代表者とし大島・辛島両所員および著者の一人 (小口) が分担者となる科学研究費によって完成されたものである。

最後に, 発射装置の設計, 製作に当って三菱重工業, 神戸造船所出河原・松井両技師のご協力, ご援助を付記して感謝します。

1971 年 5 月 15 日 航空力学部

参 考 文 献

- [1] J. S. Rinehart: Some Historical Highlights of Hypervelocity Research, in Proc. of National Symposium on Hypervelocity Techniques, Inst. of the Aeron. Sci., New York, 1960, p. 4.
- [2] A. G. Charters and J. S. Curtis: High Velocity Guns for Free-Flight Ranges, in the High Temperature Aspects of Hypersonic Flow, Pergamon Press, 1964, p. 371.
- [3] 神元, 木村, 塚本: バリスティック・レンジの基礎実験, ショック・チューブ・シンポジウム講演集 (東大宇宙航空研究所), 1969, p. 25.
- [4] S. F. Hoerner: Fluid-Dynamic Drag, Published by the Author, 1958.