

ISSN 0389-4010
UDC 533.6.011.8:
533.6.07:
533.665

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-765

大型衝撃風洞の新運転手法

曾 我 国 男 ・ 井 上 安 敏 ・ 山 崎 喬

1983年6月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

大型衝撃風洞の新運転手法*

曾 我 国 男** 井 上 安 敏** 山 崎 喬**

A New Operation Method for a Large-Scale Shock Tunnel

Kunio SOGA, Yasutoshi INOUE

and

Takashi YAMAZAKI

ABSTRACT

In order to construct and operate a large-scale shock tunnel for use in such projects as the recovery of rocket payloads and artificial satellites, a new operational method for short-duration wind tunnels using a large-orifice plate and high speed valves is proposed in this paper. The practicability of this method has been studied using the gun tunnel, and the results of these experiments are shown in this paper. The subject matter of the experimental study was the measurements of the tunnel stagnation pressure and temperature changing the orifice area with and without a piston; performance test of the high speed valve installed in front of the nozzle; and measurements of pitot pressure and stagnation heat-transfer rate of the cylinder to diagnose the flow established in the test section.

The results of the preliminary experiment showed that the present method would be very useful for construction and operation of a large-scale short duration wind tunnel. The exclusion of the diaphragms and the piston enabled us not only to make a large-scale wind tunnel but also to eliminate dust in the flow. By using a large-orifice plate together with high speed valves, early stabilization of tunnel stagnation conditions and a steady flow in the test section were achieved. The use of high speed valves to replace the diaphragms and the elimination of the piston enabled us to reuse both the states of high pressure in the driver tube and the partially evacuated pressure in the dump tank after the tunnel operation. Therefore, the tunnel reset time was reduced dramatically. The effect of a piston on the performance of the tunnel was negligible.

On the basis of the above results, a construction plan for a large-scale shock tunnel to do research on a hypersonic flow having Mach numbers of 10 and 15 is presented. The tunnel consists of a spherical high pressure chamber of 10 m^3 which can withstand air pressure of 30 MPa , an electrically heated driven tube 25 cm in diameter and 20.5 m in length and two spherical vacuum chambers of $1,800\text{ m}^3$. The nozzle exit diameter is 60 cm .

1. ま え が き

航空宇宙技術研究所では、将来の宇宙活動に不可

欠となる技術の一つとして、宇宙飛行体の回収技術の研究を取り上げ、その調査・研究を行ってきた。昭和53年度より、宇宙開発事業団との共同研究の一つとして、既存の風洞を活用した「宇宙材料実験用小型ロケットTT-500Aの空力特性と回収に

* 昭和58年6月1日受付

** 空気力学第一部

関する研究」を進め、そのペイロードの回収時に必要な空力的データを集積してきた¹⁾。また、昭和 55 年度以来、既設の極超音速風洞による熱・空力特性試験と小型アーク加熱風洞による熱保護材料に関する実験を行い、周回軌道からの回収時に必要なデータも取得されている^{2,3)}。これらの研究を進める一方、周回軌道からの回収技術の確立のために必要な空気力学的基礎資料をうる目的の諸設備(風洞)の調査・検討も行い、その一つとして 450kW のアーク加熱風洞が宇宙開発事業団と共同で昭和 57 年度にすでに建設された⁴⁾。さらに、総合試験としての小型ロケットによる回収模型の打込実験のシステム検討も進められた⁴⁾。

回収時に飛しょう体が遭遇する広範囲の飛行条件を単一の風洞で模擬することは困難である。そのため、高いマッハ数領域での空気力学的基礎資料をうるためには、衝撃波管を利用した簡便な衝撃風洞⁵⁾、その中圧室(銃身部)に軽量のピストンを挿入したガン・タンネル^{6,7)}などが使用される。また重いピストンによるピーク圧を利用し、高レイノルズ数の極超音速流をうる Longshot free piston H.W.T.⁸⁾、逆に軽いピストンとオリフィスを利用した Piston compression H.W.T.⁹⁾、Isentropic light piston H.W.T.¹⁰⁾などもその目的に応じて利用されている。当所においても、既設の極超音速風洞¹¹⁾ではえられない高いマッハ数領域での基礎研究用として小型のガン・タンネル¹²⁾を有している。しかし、小型のため気流持続時間が短く、空気力、圧力の測定系の時定数から、実用的データをうるのに十分であるとはいえない^{13,14)}。そこで、回収技術の研究に供するため、ガン・タンネルの大型化の検討を行ってきた。

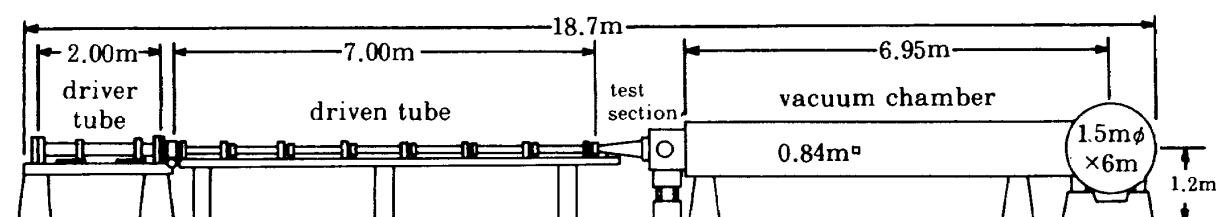
第 1 図に示すガン・タンネルは、衝撃風洞とともにそれぞれ隔膜によって仕切られた高圧室(駆動部, driver tube)、銃身部(中圧室, driven tube)とノ

ズル(nozzle)および測定部、真空槽(test section, vacuum chamber)から成っている。いずれも隔膜の破裂によって瞬時に気流を成立させるのが一般的である。このため風洞運転後、高圧室あるいは銃身部など装置の一部を移動して、隔膜の交換を行う必要があった。また、ガン・タンネルでは、ピストンの往復運動による衝撃圧縮過程をとおして風洞よどみ点状態が形成されるので、必ずしも安定した気流はえられず、その高速運動による摩耗のために気流は汚染され、数回の使用でピストンの交換も必要となる。

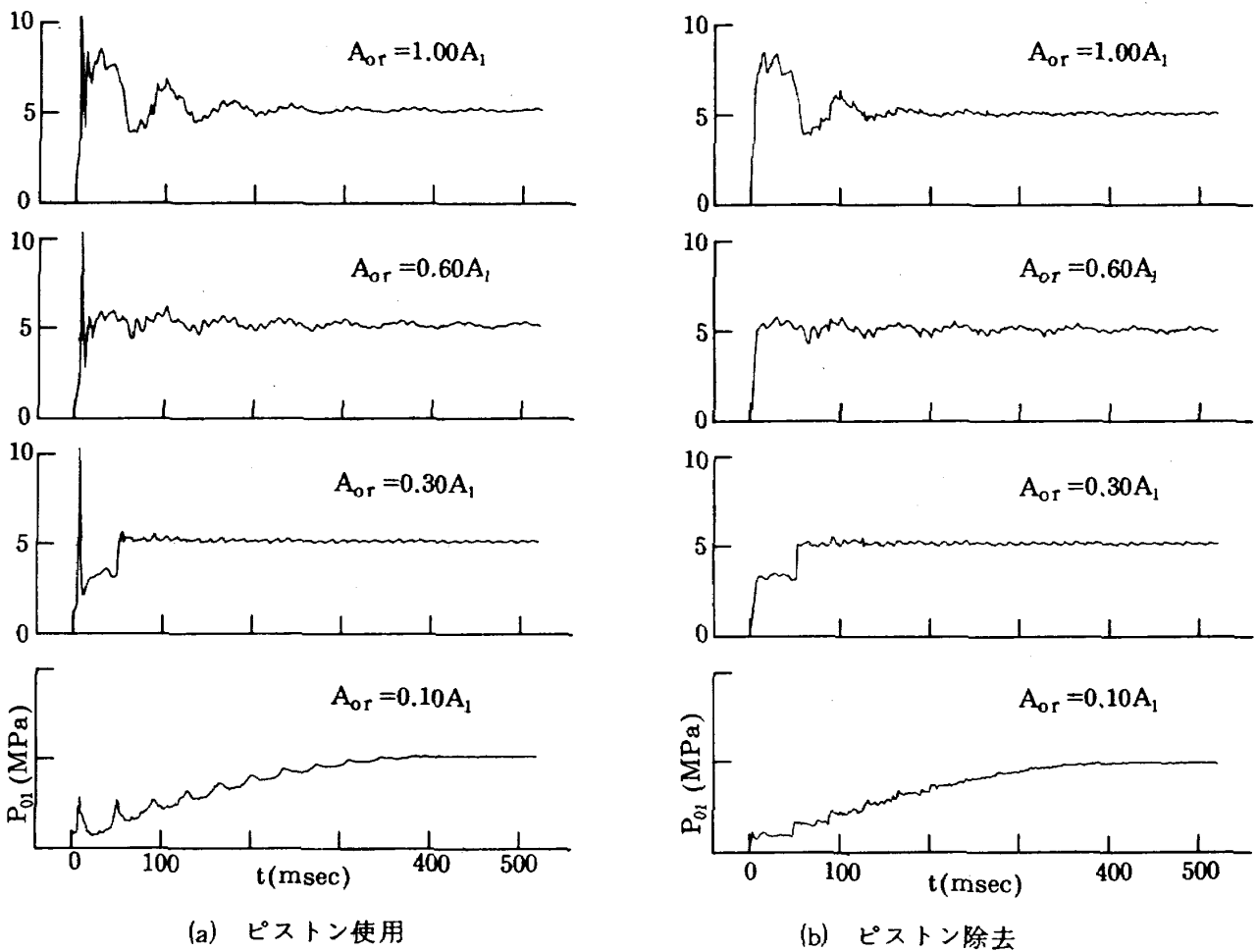
装置を大型化するためには、隔膜とピストンを除去し、装置の可動部をできるかぎり固定する必要がある。そこで、既設のガン・タンネルを用い、気流の早期安定化のためのオリフィスと破膜時間に匹敵する開閉時間をもつ二つの急速開閉弁の試作、試験を行い、ピストンと隔膜を使用しない新たな運転方式による衝撃風洞の予備試験を行った。その結果、開発研究に供しうる大型衝撃風洞の実現が可能であるとの結論がえられた。これらの試験結果は、すでにいくつかの機会をとおして紹介してきたが^{15,16)}、本報告はこれらをまとめたものである。

2. 風洞よどみ点状態の早期安定化

高圧室と銃身部との間に、銃身部断面積 A_1 に対し 100 ~ 10 % の断面積を有する種々のオリフィスを挿入し、高圧室と銃身部の初期設定圧力比 P_4/P_1 を 6 ~ 156 に変化させ、風洞よどみ点圧力 P_{01} がどのような履歴を示すかを系統的に調べた。ただし、両部の断面積比 A_4/A_1 は 5.9 であり、使用した気体はいずれも室温の乾燥空気である。なお、この一連の試験では、通常隔膜を使用した。一例として、 $P_4/P_1 = 80$ 、 $P_1 = 101 \text{ kPa}$ の試験結果を第 2 図に示した。



第 1 図 既設NALガン・タンネルの概略図



第2図 風洞よどみ点圧力の安定化に及ぼすオリフィス面積の効果

第2図の(a)は銃身部にピストンを挿入した場合、(b)はピストンを使用しない場合の試験結果を示している。(a)の $A_{or} = A_1$ の結果は、通常のガン・タンネルでえられる風洞よどみ点圧力履歴を意味する。ピストンのオーバスイングによるピーク圧と強い膨脹波の到達に基づく $t \approx 40 \sim 70$ msec 付近の急激な圧力降下との間の約 20 msec の準定常領域が風洞のよどみ点圧力として利用される。同図(a)のピーク圧の存在を除けば、(a)と(b)との圧力波形に大きな差異は認められない。また、初期設定圧力比を変化させても、同一のオリフィスに関しては相似な圧力波形がえられ、安定化の効果にほとんど変化は認められなかった。

通常のガン・タンネルの運転では、ノズル入口部に第2隔膜がセットされ、銃身部における圧力上昇と同時に破壊され、圧縮・加熱されたテスト気体がノズルを通して測定部内に流入し始めるので、本装置では $A_{or} = 0.6 A_1$ のオリフィスを使用するのが適

当である。しかし、本報の次節で述べる第2急速閉弁を使用する場合には、気流の始動時を任意に設定できるので、より安定化した P_{01} を示す $A_{or} = 0.3 A_1$ のオリフィスを使用すべきである。いずれにしても、適当な開口面積を有するオリフィスを高圧室と銃身部との間に挿入することによって、風洞よどみ点状態の早期安定化が実現できる。

積極的に重いピストンを用い、その慣性力に基づくピーク圧を利用し、高レイノルズ数の極超音速流をうることを目的とした V.K.I. の Longshot free piston H.W.T. とは対照的に、気流の安定化を主目的としたものに Piston compression H.W.T. や Isentropic light piston H.W.T. などがある。前者は、三段のオリフィスを用い、約 1 秒程度の時間をかけてテスト気体を圧縮して安定した風洞よどみ点状態をえており、衝撃風洞の一種というよりはむしろブローダウン方式の風洞と言えよう。後者も本質的には前者と同様であるが、テスト気体が圧縮され、そ

の圧力が上昇中に気流をスタートさせ、ノズルスロートから流出する体積流量とオリフィスから流入する量をマッチングさせることによって、風洞のよどみ点状態を安定化させている。一枚のオリフィス板を用いた本方式は、テスト気体を1段階あるいは2段階の衝撃的圧縮によって早期安定化を試みたもので、この点が従来の方式とは異っている。安定化に要する時間は、2段階圧縮の場合、約 $2L_1/a_4$ である。ここで L_1 は銃身長を、 a_4 は駆動気体の音速を意味する。

テスト気体の圧縮比が比較的小さい場合には、安定化後の風洞よどみ点状態は等エントロピー圧縮を仮定した次式で推定できるであろう。

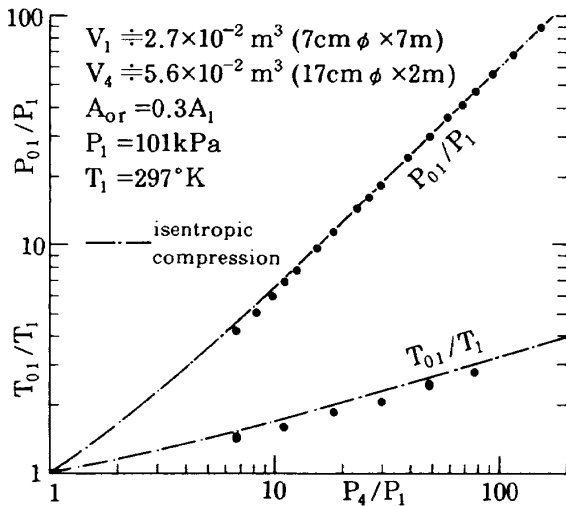
$$\frac{P_{01}}{P_1} = \left\{ \frac{1}{1+k} \left(\frac{P_4}{P_1} \right)^{\frac{1}{\gamma}} + \frac{k}{1+k} \right\}^{\gamma} \quad (1)$$

$$\frac{T_{01}}{T_1} = \left\{ \frac{1}{1+k} \left(\frac{P_4}{P_1} \right)^{\frac{1}{\gamma}} + \frac{k}{1+k} \right\}^{\gamma-1} \quad (2)$$

ここで、 $k = V_1/V_4$ で、銃身部と高圧室の容積の比である。第3図に示すように、初期設定圧力比が比較的小さく、 $P_4/P_1 < 200$ の範囲では、風洞よどみ点圧力の実測値は(1)式の計算値と一致する。25 μ m の熱電対で測定した風洞よどみ点温度 T_{01} は(2)式の計算値と比較して多少低いが、壁面への熱伝達損失を考えると妥当な値がえられている。

3. 試作第1, 第2急速開閉弁とその作動特性

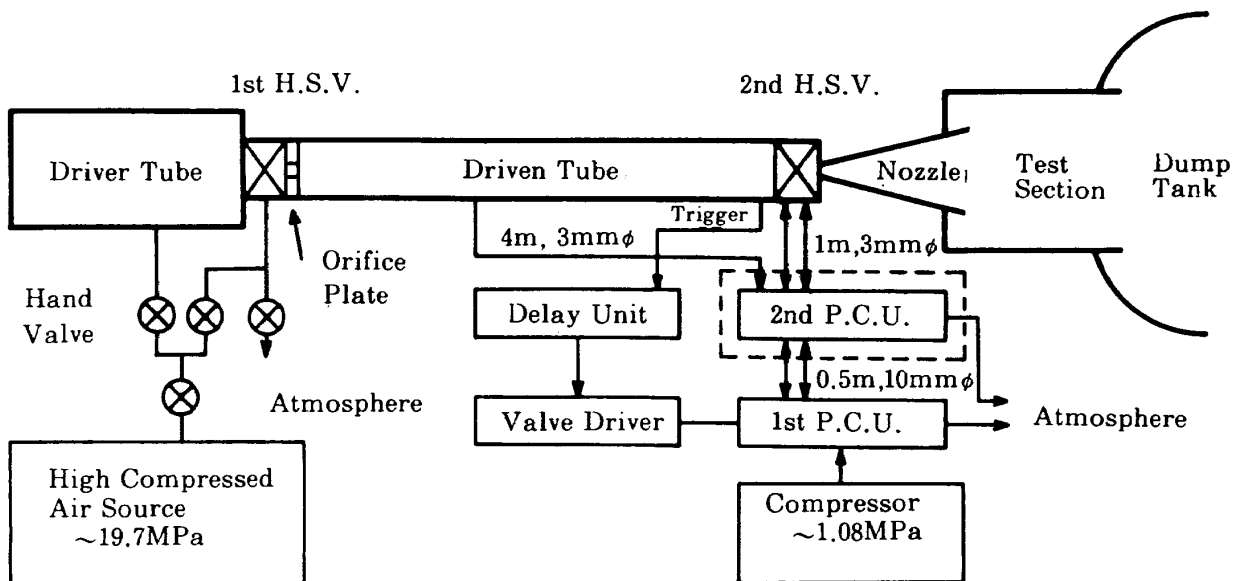
第1章で述べたように、装置の大型化のためには、まず従来から使用されてきた第1, 第2隔膜の代りとなる急速開閉の可能な弁を試作し、その実用性を確認する必要があった。この試作に当っては、既設のガン・トンネルを使用するため、取り付けのためのスペース等の制約を受けたが、一応満足できる性能をもつ二つの急速開閉弁がえられた。急速開閉弁とその操作装置のブロック・ダイアグラムを第4図に示す。



第3図 安定化後の風洞よどみ点圧力と温度

3.1 第1急速開閉弁

高圧室と銃身部の間にセットされる第1隔膜を急



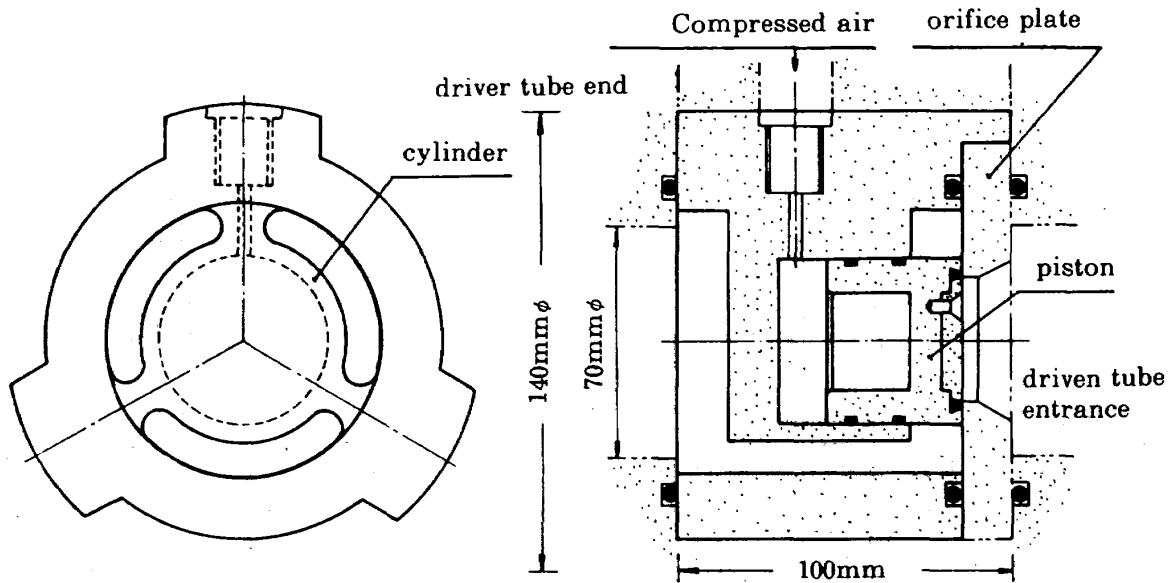
第4図 急速開閉弁とその操作システム

速開閉弁で置き換える試みは、わが国においてもすでに行われている¹⁷⁾。既設ガン・タンネルの始動は二重隔膜法によって行われており、隔膜の交換のために複雑な構造をしている。第5図に示すような急速開閉弁を試作し、その狭い空間に取り付けた(第4図の1st H.S.V.)。この弁では、前章の結果をふまえたオリフィスを使用できる流路断面積、 $0.3 A_1$ 、が一応確保されている。なお、弁の開閉は、既設ガン・タンネル操作盤の手動バルブを開閉し、シリン

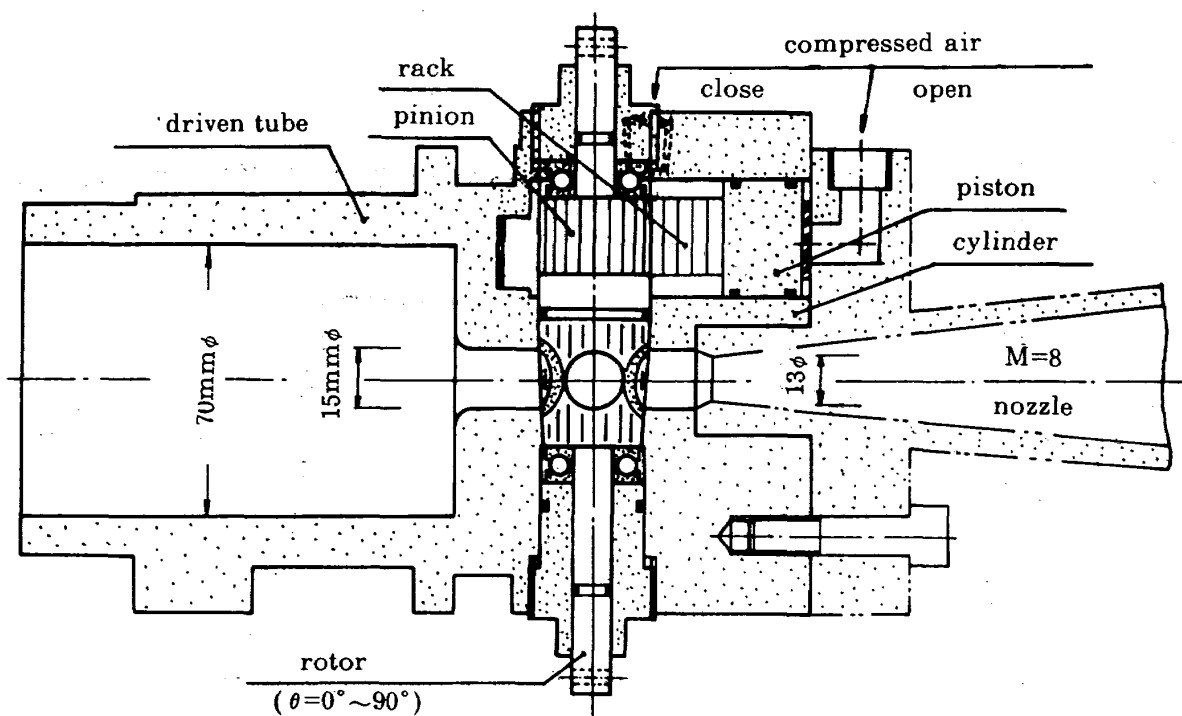
ダー部を加圧・減圧して可動部(ピストン)を動かすことによって行われる。

3.2 第2急速開閉弁

銃身部とノズル入口部との間にセットされる第2隔膜に代る第2急速開閉弁(第4図の2nd H.S.V.)は、高温高压のテスト気体に接するため、金属製の回転弁を使用した。第6図に示すように、この弁は、ラック付ピストンを空気圧により往復運動させ、ピ



第5図 試作第1急速開閉弁の概略図



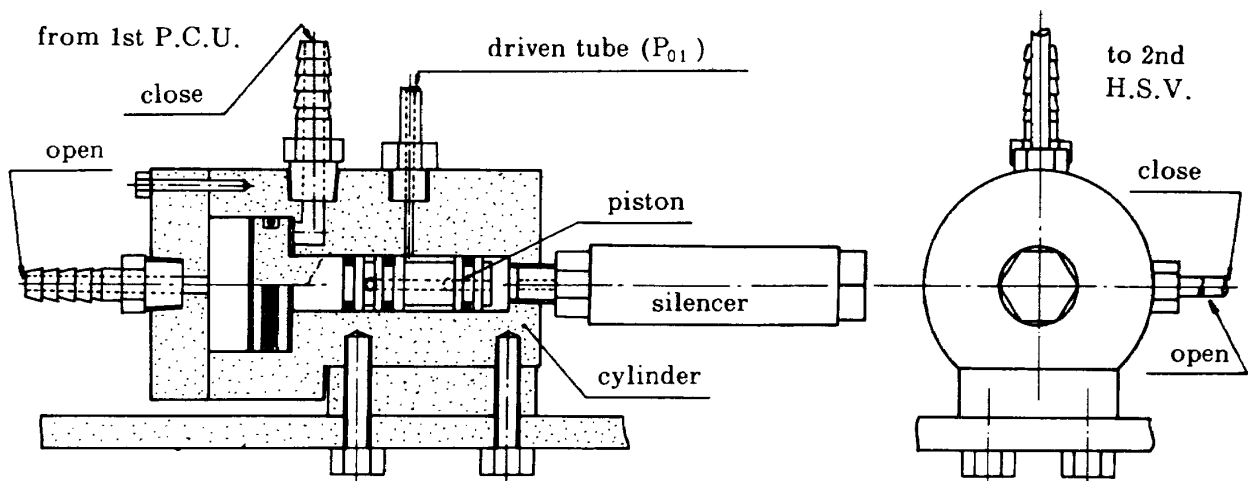
第6図 試作第2急速開閉弁の概略図

ニオン付回転弁を $0 \sim 90^\circ$ 回転させてその開閉を行う。このラック付ピストンは、風洞よどみ点圧力 P_{01} が低い場合、市販の電磁式圧力切換器(第4図の1st P.C.U.)を用い、 $0.5 \sim 1\text{MPa}$ の圧力をその前後に加えることによって駆動できる。風洞よどみ点圧力が高い場合には、第7図に示した試作圧力動作型圧力切換器(第4図の2nd P.C.U.)を前述の電磁式圧力切換器で動作させ、より高圧の空気をラック付ピストンの前後に加えて駆動する。その高圧空気は、第4図に示すように銃身部から導かれ、風洞よどみ点圧力そのものを利用する方式がとられている。

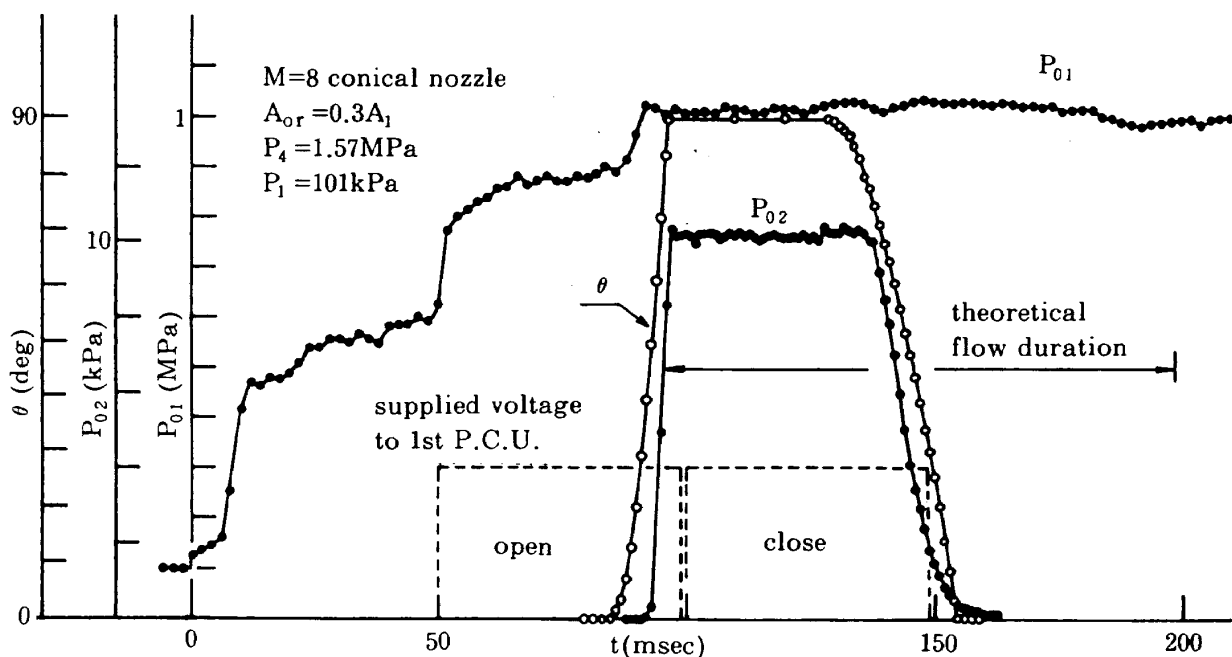
3.3 第2急速開閉弁の作動特性

すでに述べたように、第1隔膜を急速開閉弁で置き換えることはわが国でも試みられており、ピストン・シリンダー型の急速開閉弁の開口時間は 1msec のオーダーで、衝撃波管にも利用できることが報告されている。¹⁷⁾ 従って、同様な方式を用いた第1急速開閉弁の作動特性試験は割愛した。

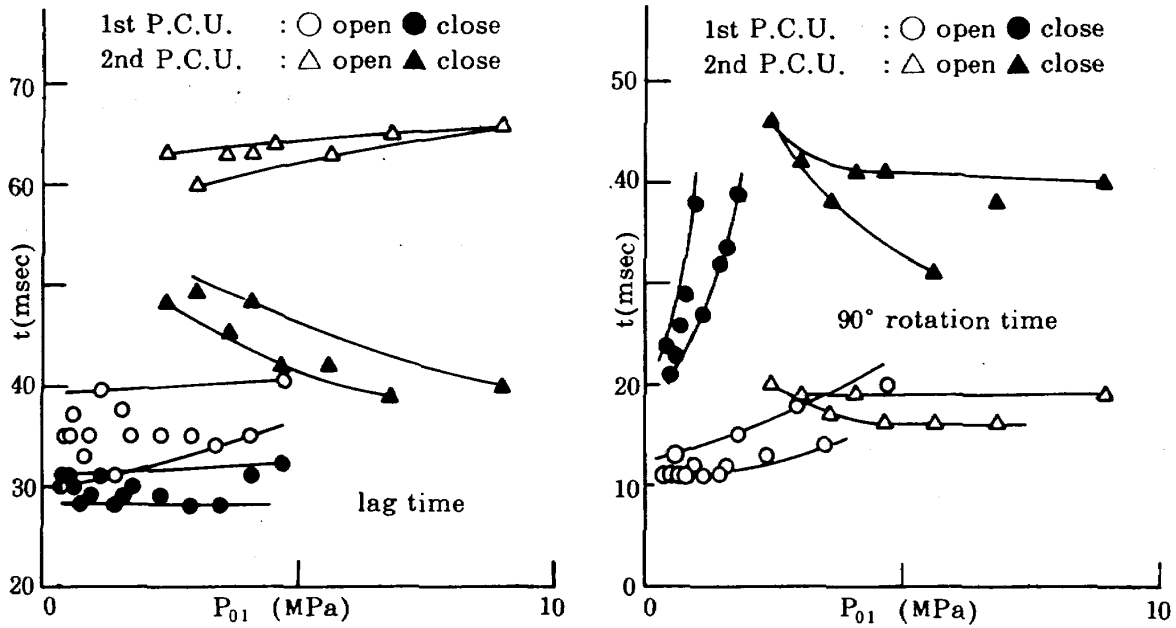
第2急速開閉弁の作動特性は、実際に風洞を運転して調べた。風洞の運転は、まず第1急速開閉弁を前述の方法で開き、始動させる。第4図に示すように、銃身端における圧力上昇をトリガーとし、プリ



第7図 試作第2高圧切換器の概略図



第8図 風洞運転状況の記録の一例

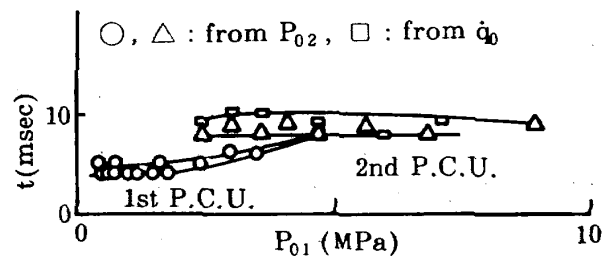


第9図 第2急速開閉弁の作動特性

セット・カウンター (delay unit) であらかじめ設定した時間で電磁式圧力切換器を作動させ、高压空気の流路を切り変え、その圧力を第2急速開閉弁のラック付ピストンのシリンダー部に導き、その開閉を行って圧縮・加熱されたテスト気体をノズルを通して測定室内に放出および遮断する。最後に第1急速開閉弁を閉じて風洞の運転は終了する。この風洞運転状況の記録の一例を第8図に示す。なお、同図は風洞よどみ点圧力が低い場合の例で、第2急速開閉弁は電磁式圧力切換器のみで駆動されている。図中の P_{01} は銃身端圧力、破線は電磁式圧力切換器の駆動電圧、 θ は第2急速開閉弁の回転角度、 P_{02} は $M=8$ の円錐ノズルを通して形成された測定部気流のピトー圧を示している。

電磁式圧力切換器に通電され、回転弁が動き始めるまでの時間を作動時間遅れ (lag time)、回転弁が回転し始めてから停止するまでの時間を 90° 回転時間 (90° rotation time)、また、ピトー圧が立ち上がり始めてから一定値に達するまでの時間を開口時間 (opening time) と定義し、種々の実験条件下で得られた結果をまとめたのが第9、10図である。

同図中の○、●印は電磁式圧力切換器のみで第2急速開閉弁を駆動した場合の結果で、△、▲印は圧力作動型圧力切換器を併用した場合の結果を示している。なお、第10図には、次節で述べる2次元円柱のよ



第10図 第2急速開閉弁の開口時間

どみ点熱伝達率の立ち上がり時間から求めた開口時間も比較のため□印で示してある。第9図が示すように、作動時間遅れと 90° 回転時間は必ずしも十分短いとは言い難い。しかし、ノズル出口直径 80 cm の $M=15$ ノズルに相当するスロート口径用に製作された第2急速開閉弁の実質的な開口時間は、第10図に示すように、風洞よどみ点圧力が低い場合は約 4 ~ 5 msec、高い場合でも 10 msec 以下で、十分実用に供しうると言える。なお、これらの特性時間は、配管の長さや太さおよび駆動圧力等を改善することによって、さらに短縮することも可能であろう。

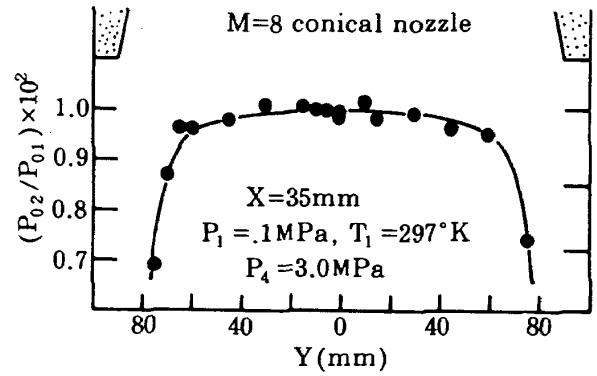
4. 測定部気流の検討

オリフィスと急速開閉弁を用いた衝撃風洞の新たな運転方式とその作動状況は、前節で述べた通りである。ここでは、新たな運転方式でえられた測定部気流の二、三の測定結果について述べる。

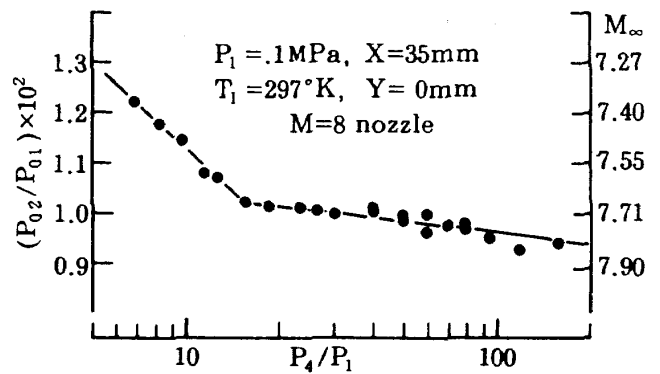
銃身端でえられる第 8 図の風洞よどみ点圧力 P_{01} は $A_{or} = 0.3 A_1$ のオリフィスを使用したにもかかわらず、第 2 図-(b)の $A_{or} = 0.3 A_1$ の結果と異なり、3 段階圧縮で安定化されている。その理由は、第 1 急速開閉弁の幾何学的流路は $0.3 A_1$ の断面積が確保されているが、その形状が複雑であるため、縮流等により流路そのものが $0.3 A_1$ より小さなオリフィスとして作用したものと考えられる。しかし、えられる気流に特別な影響はない。

$M = 8$ の円錐ノズルを用いてえられた測定部気流のピトー圧分布の一例を第 11 図に、また、ノズル中心軸上のピトー圧と初期設定圧力比の関係を第 12 図に示す。第 12 図において、 $P_4/P_1 = 16$ 付近で P_{02}/P_{01} 分布の勾配が急変している。 $P_4/P_1 > 16$ の領域のおだやかな勾配は、ノズル壁面上に発達する境界層の影響によるものと考えられる。 $P_4/P_1 < 16$ の領域の大きな勾配は気流の液化¹⁸⁾によって生じたものと推測される。これらを明確にするため、第 12 図の無次元ピトー圧より推定した気流のマッハ数と第 2 図の風洞よどみ点圧力、温度を用い、測定部気流の静圧と静温度を求め、ノズルによる膨脹効果を考慮した Daum¹⁹⁾ の空気液化曲線と比較した。なお、第 12 図の $P_4/P_1 < 16$ の領域のマッハ数は $P_4/P_1 > 16$ の領域の勾配で外挿した無次元ピトー圧より求めた。極超音速ノズルを通して膨脹した気流は、第 13 図の onset line で液化し、同図の左上側が液化領域である。実験結果より推定した気流の静圧と静温度は実線で示されており、 $P_4/P_1 \approx 16$ 付近で onset line と交差している。従って、 $P_4/P_1 < 16$ の領域でえられた気流は、液化を伴った気流とみなすのが妥当である。液化しない $P_4/P_1 > 16$ の領域では、ノズル上流部に第 2 急速開閉弁が設置されているが、第 11 図のピトー圧分布と合せ考えると正常な極超音速流がえられているものと推定され、第 2 隔膜を急速開閉弁で置き換えることに起因する不都合は認められない。

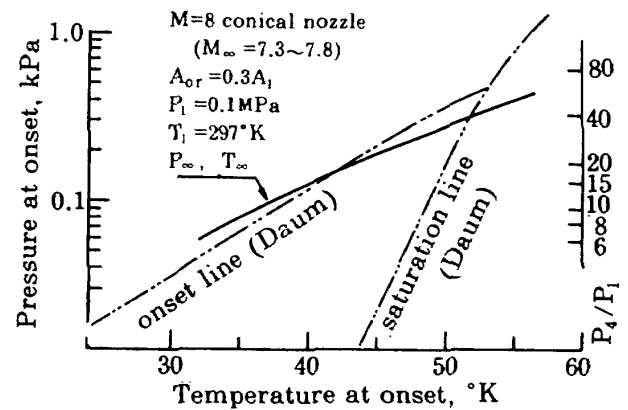
気流のよどみ点温度と風洞の持続時間を診断するため、白金薄膜抵抗温度素子とアナログ変換回路²⁰⁾を用い、測定室内に成立した気流中で半径 15mm の 2 次元円柱のよどみ点熱伝達率の測定を行った。この試験では、ピストンの有無はもとより、第 5 図中



第 11 図 気流のピトー圧分布



第 12 図 ピトー圧に及ぼす初期設定圧力比の影響

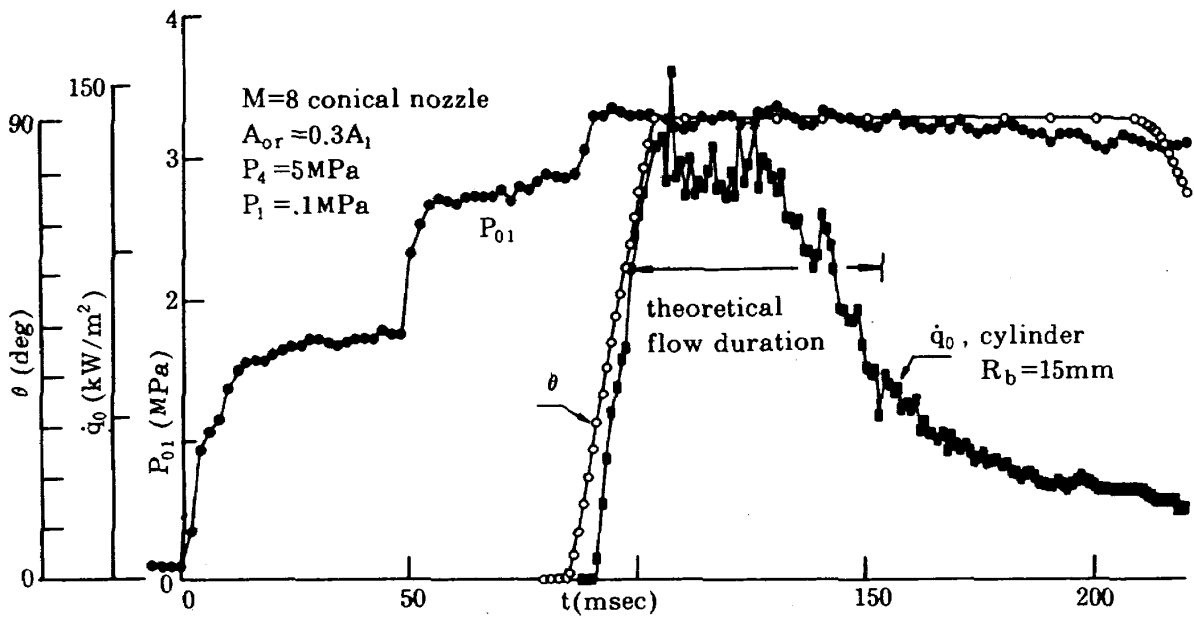


第 13 図 気流の液化温度と圧力の関係

に示したオリフィス板の他に、テスト気体と駆動気体のミキシングの状況を調べるためにノズル状のオリフィス・ブロックも使用した。オリフィス板を用い、ピストンを挿入しないで風洞を運転した場合の試験結果の一例を第 14 図に示した。

上述の系統的な一連の試験結果を考慮すると、第 14 図に示された熱伝達率の変化は以下のように考察することができる。

気流成立後のほぼ一定の熱伝達率を示す時間は、

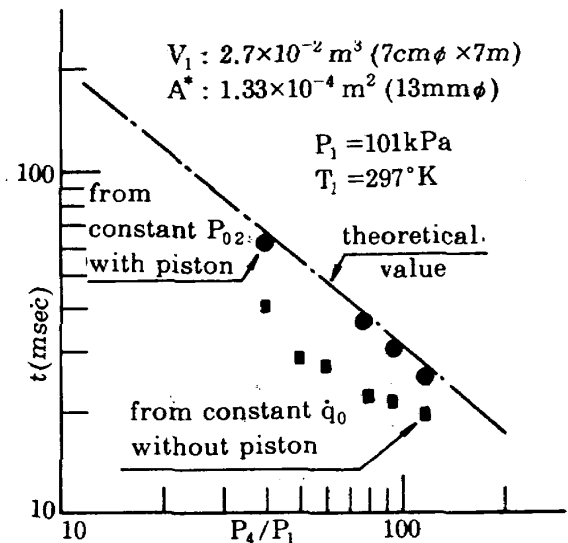


第14図 2次元円柱よども点熱伝達率履歴

風洞の初期設定圧力比によって変化するが、ピストンの有無およびオリフィス板の形状には左右されない。この一定の熱伝達率から逆算した気流のよども点温度は、先に示した 25 μm の熱電対で測定された風洞よども点温度とはほぼ一致する。

一定状態に続く熱伝達率の急激な低下は、実験条件によって多少異なるが、いずれの試験結果も同様な傾向を示す。ピストンを挿入したガン・タンネルの場合、テスト気体の圧縮過程において、ピストンの前面付近に渦が形成され、圧縮加熱されたピストン近傍のテスト気体が銃身壁への熱伝達によって冷却されることがすでに指摘されている²¹⁾ピストンの有無にかかわらず同様な熱伝達率履歴を示すことから、この熱伝達率の急激な低下は、ピストンの前面あるいは接触面付近に渦が形成され、その結果加熱されたテスト気体の一部が対流によって冷却されたことに起因すると考えるのが妥当であろう。なお、オリフィス板およびオリフィス・ブロックを用いた試験結果がいずれも同様な結果を示していることから、テスト気体と駆動気体の混合に起因する部分があるにしてもその影響は小さいと考えてよい。

ピストンを挿入した場合、テスト気体流出後の熱伝達率は当然ながらほぼゼロになっている。第14図の場合、150 msec 以降は駆動気体の流れが存在し、熱伝達率は負またはゼロに近い値を示すと予想され



第15図 気流持続時間の測定結果

たが、同図が示すようになりかなり大きな正の値を示している。その理由は、駆動気体が膨脹して流定部に流入する間に、オリフィス板、銃身壁、ノズルスロート壁等から加熱され、室温の初期設定温度以上にそのよども点温度が上昇したためであるが、その過程は解明されていない。

気流成立後の熱伝達率がほぼ一定に保持される時間を実質的な気流持続時間とみなし、理論値と比較したのが第15図である。なお、同図中には、ピトー管の測定結果から求めた気流持続時間も参考のために示してある。すでに述べたように、気流の液化

現象をピトー圧履歴から見いだすのは困難である。従って、このピトー圧測定から求めた気流持続時間はピストンを使用してテスト気体の流出時間として求められており、理想状態を仮定した理論値とはほぼ一致している。しかし、気流の物理量が一定に保持される実質的な気流持続時間は、本装置では、その理論値の 60～70% である。

この実質的な気流持続時間の減少は、中圧室の細長比、中圧室管壁の初期温度分布、圧縮時間等を改善することによって短縮されるが²¹⁾さらに十分な検討が必要である。しかし、この現象は、ピストンの有無にかかわらず存在し、ピストンの除去によって実質的な気流持続時間の短縮は観測されなかった。従って、本試験の範囲内では、ピストンを除去したことに起因する不利益は認められない。第 2 隔膜を不都合なしに急速開閉弁で置き換えられることはすでに述べた。

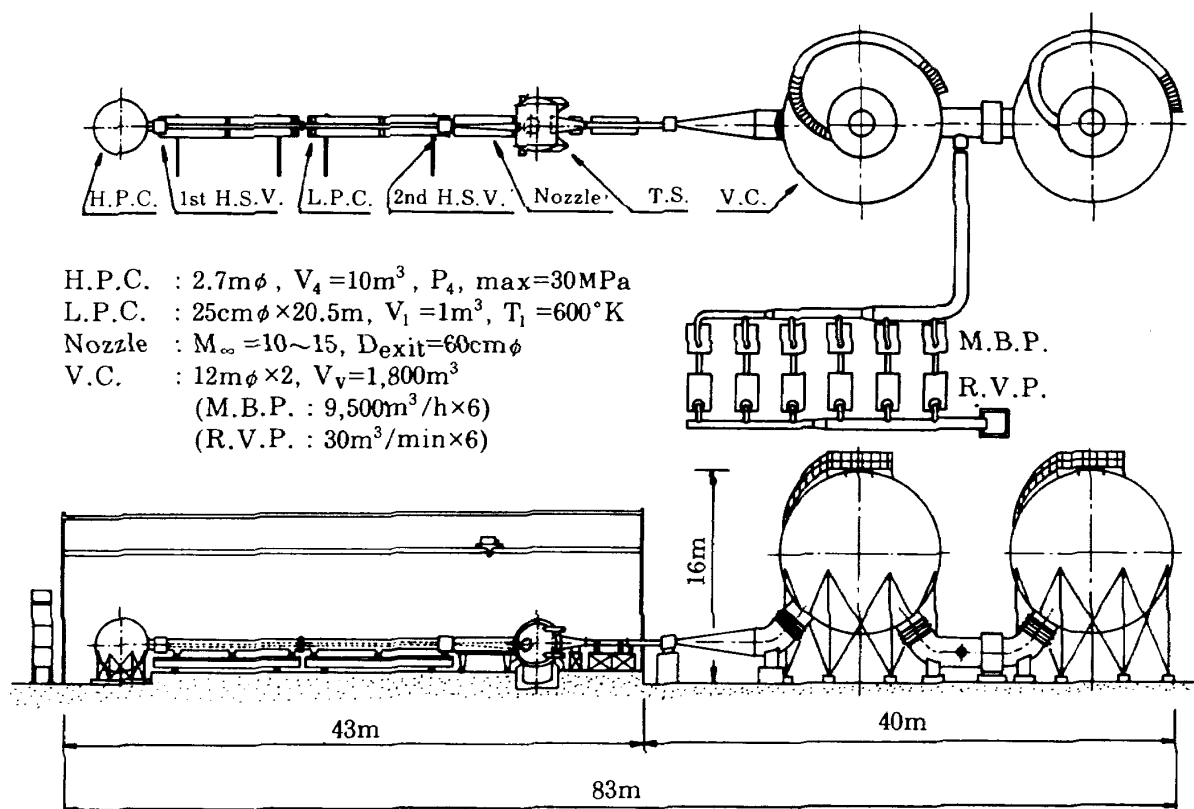
5. 将来型大型衝撃風洞

ガン・タンネルを通常の作動方式で運転する場合には、隔膜とピストンを使用するためその大型化は困難であった。しかし、すでに述べたように、オリ

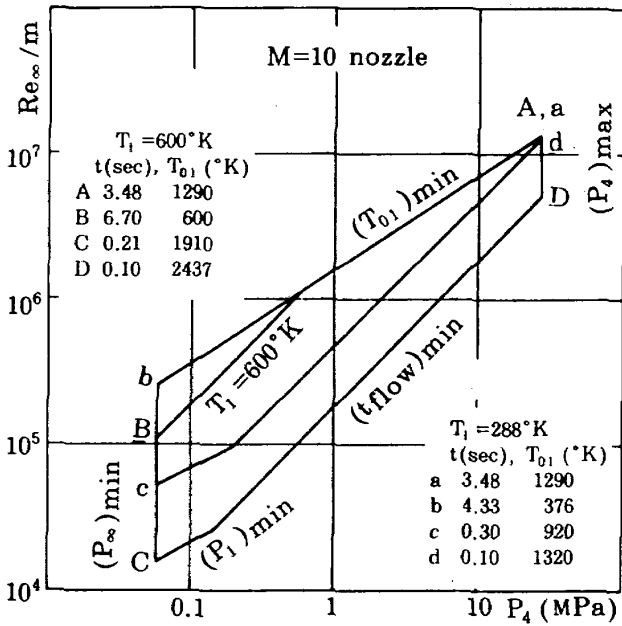
フィス板と急速開閉弁を用いた新たな運転方式を採用することによって、定常な極超音速流がえられ、またこの種衝撃風洞の大型化も可能になった。既設極超音速風洞ではえられない高いマッハ数領域をカバーする試験設備として、開発研究に供しうる大型衝撃風洞の検討を行った。その構想図を第 16 図に示す。

第 16 図では、安定化後のテスト気体の圧縮比を高めるため、高圧室と中圧室の容積比を 10:1 とし、より高温の風洞よどみ点温度をうるため、中圧室は約 600°K まで予熱できるようになっている。既設極超音速風洞のノズル出口径は 50 cm であるが、低レイノルズ数領域において同程度のテストコアがえられるように、本装置では 60 cm となっている。真空槽は安全性の見地から 1,800m³ となっているが、約 1 時間で大気圧から 1.3 Pa (0.01 mmHg) まで減圧できる排気装置を装備してある。なお、本装置の最大常用圧力は他の装置との関連から 29 MPa (300 kgf/cm²) とした。

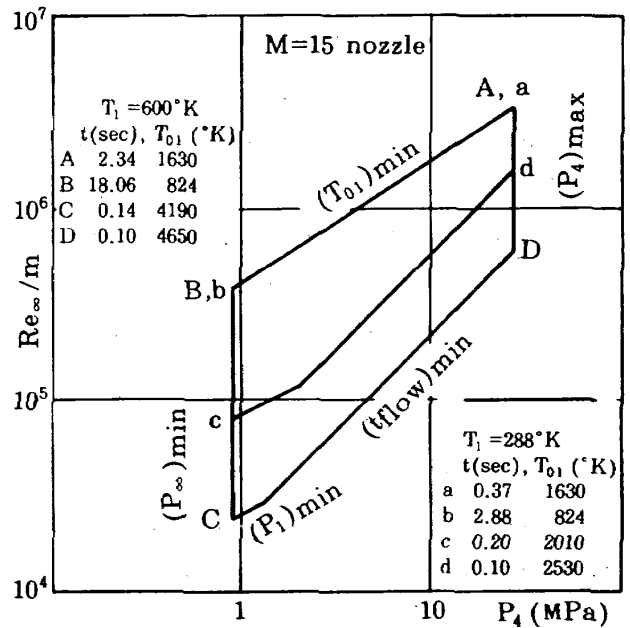
マッハ数 10, 15 のノズルを用いた場合の気流のレイノルズ数をそれぞれ第 17 図の(a)と(b)に示した。同図中には理想状態を仮定した気流持続時間と風洞



第 16 図 大型衝撃風洞の構想図



(a) M = 10 ノズル



(b) M = 15 ノズル

第 17 図 大型衝撃風洞でえられる気流のレイノルズ数

よどみ点温度も示してあるが、第 4 章で述べたように、気流の物理量が一定に保持される実質的な気流持続時間はその 60 ~ 70 % 程度であろう。常用最大圧力を 29MPa に設定したため、本風洞でえられる最大レイノルズ数は同図が示すように比較的低い、再突入初期の飛しょう体の空力特性におよぼす希薄効果や粘性効果を調べるための有力な設備として利用されるであろう。

6. あとがき

ガン・タンネルの大型化に必要な技術的問題点を解決するため、既設の小型ガン・タンネルを用いてその予備試験を行い、以下に示す結果をえた。

1) ガン・タンネルを通常の作動方式で運転する場合には、隔膜とピストンを使用するためその大型化は困難である。しかし、本報告で示した急速開閉弁とオリフィスを用いた新たな運転方式を採用することによって、この種衝撃風洞の大型化は可能となり、また定常な極超音速流をうることができる。

2) 本試験の範囲内では、第 2 隔膜を急速開閉弁で置き換えることに起因する不都合は生じず、また、ピストンを除去することによって気流持続時間が短縮されるようなことも認められなかった。

3) 高圧室と銃身部との間に適当な断面積を有す

る単一のオリフィス板を挿入することによって、テスト気体は 1 ~ 2 段階で衝撃的に圧縮され、風洞よどみ点状態の早期安定化をもたらし、定常な極超音速流をうるのに役立つ。

4) 隔膜に代る急速開閉弁の使用は、風洞運転後の残留高圧ガスと真空槽の減圧状態の再使用を可能とし、風洞運転間隔の大幅短縮と省エネルギー化をもたらす。

5) ピストンの除去は、隔膜に代る急速開閉弁の使用とあいまって、理想的なクリーンな気流をもたらす。

以上のように、大型化に必要な技術的問題点を解決することができたので、これらの成果を取り入れ、開発研究に供しうる大型衝撃風洞の構想を提示した。

最後に、本研究の推進にご助力下さった空気力学第一部 和田 勇部長、第 2 急速開閉弁の試作にご協力された佐野屋鉄工所の萱場嘉夫氏に感謝の意を表します。

参 考 文 献

- 1) 航空宇宙技術研究所, 宇宙開発事業団: TT-500A 型ロケットの空力特性と回収に関する研究, 昭和53, 54, 55 年度共同研究成果報告書. または, 宇宙材料実験用ロケット回収研

- 究チーム：宇宙材料実験用ロケット頭胴部の大迎角空力特性に関する研究，航技研資料 TM-396, 413, 426 (1979~1980).
- 2) Nomura, S., Yamamoto, Y. and Watanabe, M. : Studies on Aerodynamic and Aerothermodynamic Characteristics of Atmospheric Re-entry Vehicle, Proc. of 13th ISTS, AGNE Publishing Inc., Tokyo, Japan (1982), pp.497~502.
 - 3) 山本行光, 渡辺光則, 野村茂昭, 穂積弘一, 小山忠勇：カプセル型回収体の極超音速三分力測定試験，航技研資料 TM-476 (1982).
 - 4) 航空宇宙技術研究所，宇宙開発事業団：回収技術の研究，昭和55, 56年度共同研究成果報告書。
 - 5) Glass, I. I. and Hall, J. G. : "Handbook of Supersonic Aerodynamics" Section 18, 'Shock Tubes', NAVORD Report 1488 (Vol. 6) (1959).
 - 6) 神元五郎, 木村雄吉, 上中義敏, 橋本 晃, 橋本宏行：鈍頭半円錐物体の極超音速空力特性の測定，航空学会誌，第15巻，第166号 (1967).
 - 7) Hinada, M. : Experimental Study on the Drag of Blunt Bodies of Revolution at Hypersonic Speeds, ISAS Report No.432 (1968).
 - 8) Richards, B. E. and Enkenhus, K. R. : Hypersonic Testing in the VKI Longshot Free-Piston Tunnel, AIAA Paper No.69-333, (1969), AIAA J., Vol.8, No.6 (1970), pp. 1020~1025.
 - 9) Leuchter, O. : Soufflerie Pilote Hypersonique R_O, O.N.E.R.A. T.P. No.296 (1965).
 - 10) Jones, T. V., Schultz, D. L. and Hendley, A. D. : On the Flow in an Isentropic Light Piston Tunnel, Univ. of Oxford, R. M. No. 3731 (1973).
 - 11) 極超音速風洞建設グループ：50 cm 極超音速風洞の計画と構造，航技研報告 TR-116 (1966).
 - 12) 和田 勇, 曾我国男, 井上安敏：航技研ガン・タンネルの構造と特性およびその応用，航技研報告 TR-556 (1978).
 - 13) 和田 勇, 曾我国男：極超音速における鈍頭円錐の空力特性，日本航空宇宙学会誌，第23巻，第262号 (1975), pp.619-624.
 - 14) 曾我国男, 山崎 喬：ガン・タンネルによる鈍頭円錐の圧力測定実験，日本航空宇宙学会誌，第25巻，第283号 (1977), pp.362-370.
 - 15) Soga, K. and Wada, I. : Review of Shock Tube and Shock Tunnel Advancements at NAL, Proc. of 13th Int. Symp. on Shock Tubes and Waves, State Univ. of New York Press, Albany, New York (1981), pp.21~31.
 - 16) 和田 勇, 曾我国男：衝撃風洞の大型化 (将来型衝撃風洞)，日本航空宇宙学会誌，第31巻，第351号 (1983), pp.19~23.
 - 17) Oguchi, H., Funabiki, K. and Sato, S. : An Experiment on Interaction of Shock Wave with Multiple-Orifice Plate by Means of Snap-Action Shock Tube, Proc. of 10th Int. Shock Tube Symp., Shock Tube Soc. of Japan, Kyoto (1975), pp.386~391.
 - 18) Crane, J. F. W. and Marshall, R. J. : Air Condensation Effects Measured in the R. A. E. 7in. x 7in. Hypersonic Wind Tunnel, ARC, R. & M., No.3551 (1968).
 - 19) Daum, F. L. : Air Condensation in a Hypersonic Wind Tunnel, AIAA J., Vol.1, No.5 (1963), pp.1043~1046.
 - 20) 井上安敏, 山崎 喬：航技研ガン・タンネルにおける空力加熱測定法，航技研報告 TR-780 (1983).
 - 21) East, R.A. and Qasrawi, A.M.S. : A Long Stroke Isentropic Free Piston Hypersonic Wind Tunnel, A. A. S. U. Report No.334 (1978).

航空宇宙技術研究所報告765号

昭和58年6月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12
