京都大学大型極超音速ガン・タンネル*

神 元 五 郎**・木 村 雄 吉***・松 為 宏 幸**
上 中 義 敏**・塚 本 明 正**

New Hypersonic Gun Tunnel at Kyoto University

Goro KAMIMOTO, Takeyoshi KIMURA, Hiroyuki MATSUI
Yoshitaka UENAKA, Akimasa TSUKAMOTO

Abstract

The many informations about the performances of the gun tunnel had been obtained theoretically and experimentally by the pilot gun tunnel which was constructed at Kyoto University in 1962. By these data, a large-sized hypersonic gun tunnel at Uji Campus in Kyoto University was new-built on March in 1967.

In this paper, its mechanisms and performances are discussed. The peculiar mechanisms are adopted as follows; i) Double diaphragm type, ii) Automatic operating system, iii) Central control system, etc.

The experimental results of the performances give the followings; i) Mach numbers of 9.5~15.6, ii) Duration time of 0.07~0.86 sec, iii) Stagnation temperature of 1,000~1,300°K and so on.

1. 緒 言

京都大学工学部航空工学教室においては、昭和37年3月パイロット・ガン・タンネルを建設し、以来その性能について数多くの理論的実験的研究が行われてきた^{1)~3)}。これらによってガン・タンネル装置が極超音速風洞として極めた秀れた風洞であることが確められている。近年極超音速流の研究の対象が飛翔体の揚力、抗力、モーメント等の空力性能だけでなく、物体まわりの流れの詳細、例えば衝撃波層、エントロピ

ー層あるいは渦層などの内部の流れの研究に推移しつつあるが、このため模型寸法の大きなものが要求されるようになった。さらに実験の精度を上げるためにも大きい模型が有利であり、これらの要求を満足するには大型の風洞が必要になってくる。また、ガン・タンネルにおいては大型になるほど持続時間が増加するという利点もある。上述の理由から昭和42年3月京都大学宇治構内に大型ガン・タンネルを完成した。第1図にその概略図を示し、第1表にパイロット・ガン・タンネルとの主要要目の比較を示す。

本報告はその構造および性能実験結果について記述している。装置の主な特徴は二段膜装置、全自動操作

第1表 ガン・タンネル主要要目

		大型ガン・タンネル (宇治構内)	パイロット・ガン・タンネル (吉田構内)
銃 尾 部	圧 力 kg/cm ²	200	150
	容 積 l	253	17
	長 さ m	5.0	1.8
	直 径 m	0.254	0.11
銃 身 部	容 積 l	126	3.76
	長 さ m	10.0	3.5
	直 径 mm	127	37
ノ ズ ル	出口径 m	0.3(0.5)	0.104
	半頂角 度	10°	3°45'
マ ッ ハ 数		10, 12, 14, 16	10, 12, 15

第1図 京都大学大型極超音速ガン・タンネル概略図

* 昭和43年度第15回日本航空学会年会にて講演。昭和43年5月28日原稿受理

** 京都大学工学部航空工学教室

*** 神戸大学工学部機械工学教室

方式、中央制御方式である。また性能実験により、マッハ数 9.5～15.6、持続時間 0.07～0.86 s、岐点温度 1,000～1,300°K 等が得られた。

2. ガン・タンネル装置

ガン・タンネル本体 ガン・タンネル装置を第1図に示す。主要部は銃尾、銃身、ノズル、測定室およびダンプ・タンクに大別される。銃尾は第1、第2銃尾に分けられているが、第2銃尾のみを常用し必要に応じて第1銃尾を接続して使用することもできる。耐圧は 200 kg/cm^2 であるが末端部は $1,000 \text{ kg/cm}^2$ まで耐えるように設計されている。銃身は全長 10m、内径 127 mm で内部をピストンが滑らかに運動できるように仕上げられている。耐圧は 200 kg/cm^2 である。銃尾、銃身ともにニッケル・クロム鋼管で作られている。ノズルはステンレス鋳鋼で作られ、出口径は 300 mm、ノズル喉部は 13.0, 8.40, 5.79, 4.19 mm の内径をもつブロックからなり、それぞれ取り替えて使用できる構造になっている。公称マッハ数は各々のノズル喉径に対して 10, 12, 14, 16 である。またノズル出口にさらに出口径 500 mm のノズルを接続して使用することもできる。ノズル下流には第2図に示す第2スロートを設けて気流中に発生する衝撃波を安定させダンプ・タンク効率を高める。また第3図に示すような固定壁流路をノズル出口に取りつけて使用することも可能である。

測定室は内径 2m、巾 2m の円筒形で、両側の側板は扉になっており開閉できる構造である。この両扉上に直径 300mm の観測窓が2対取り付けられている。

第2図 第2スロート位置

第3図 固定壁流路

ダンプ・タンクは内径 1m、全長 10m の円筒である。測定室およびダンプ・タンクは内面にメタリコンが施されて気密室になっている。到達真空度は 10^{-3} Torr で耐圧は 2 kg/cm^2 に設計されている。測定室内の模型は第4図の模型変角装置によって、その姿勢および位置を自由に変え得る。

ガン・タンネル発射時に生ずる大きい衝撃は第5図のショック・アブソーバによって吸収し、装置の安全を期すばかりでなく、実験観測等に支障なきよう講じられている。

ピストンは重量 540, 630, 990 g のナイロン製および 1,500 g のジュラルミン製のものが用いられた。

二段膜装置 銃尾と銃身の間は隔膜によって仕切られる。従来の装置においては一段膜が使用され、銃尾高圧圧力によって自然破壊されていたが、毎回の破壊圧力が変動する恐れがあり、さらに任意の圧力で破壊させることが困難であった。本装置においては第6図に示す二段膜装置が使用されている。銃尾の高圧、銃身の低圧に対して二段膜間にその中間圧の空気を挿入し、発射時にその中圧空気を一挙に大気へ放出することによって二段膜を破壊する方式である。これを用いることによって各実験ごとに高圧圧力を任意の一定値に保つことができ、実験の再現性が著しく向上する。なお、第6図に示されるパーフォレイテッド・プレー

第4図 模型変角装置

第5図 ショック・アブソーバ

第6図 二段膜装置詳細図

トはピストン背後に生ずる衝撃波を制御する目的で取り付けられている²⁾。

ガン・タンネル補機 空気圧縮機としては到達圧力 200 kg/cm^2 、流量 $100 \text{ m}^3/\text{h}$ 、出力 37 kW の横型の往復型圧縮機2基が使用されている。ここで圧縮された高圧空気は気蓄器に貯えられる。気蓄器は耐圧 200 kg/cm^2 、容積 400 l のもの10本が使用されている。排気系は容量 $6,000 \text{ l/min}$ の油回転式真空ポンプおよび容量 $3,450 \text{ m}^3/\text{h}$ のメカニカル・ブースターが直列に配置されている。

自動着脱装置 銃尾・銃身の接続および銃身・ノズルの接続はすべて自動的に行なわれる。銃尾は油圧機構によって前後、左右に移動し、銃身との結合は電動機および減速機によってロック・ナットを駆動して行なう。同様にして銃身も油圧機構によって前後に移動

第7図 自動着脱装置

第9図 中央制御盤

し、電気的に回転するロック・ナットでノズルに接続される。第7図は銃尾・銃身の自動着脱装置である。

中央制御盤 銃尾および銃身の操作は危険防止のため機側で行なわれる。しかし中央制御盤上の模型図にこれら操作の様子が表示され、銃尾あるいは銃身の移動、ロック・ナットの回転、ショック・アブソーバの嵌合等の状態が示される。また各部の嵌合を終了したとき、嵌合確認表示灯が点灯する。このように操作室内で操作の監視および確認をすることができる。なお制御盤上にはこのほかに冷却水、真空排気系、油圧系、空気圧縮機系等の表示灯がある。

高圧空気バルブ操作は操作室内で行なわれる。第8図に高圧空気配管系統図を示す。ガン・タンネルは図の電動弁を開くことによって発射されるが、上述の実験準備がすべて完了したことを表示する準備完了灯が点灯するまでは電動弁回路は遮断されており、発射することができない。第9図に中央制御盤を示す。

3. ガン・タンネル性能

岐点圧力 ガン・タンネルのように比較的軽いピストンを用いる場合、ピストンが軽くなるに従いその岐点値はピストン重量が零の場合の理論岐点値に近づく。このような極限を考えると理論計算は衝撃波管理論をそのまま用いことができる。この近似理論が実際の場合と比較的よく一致することはすでに確かめられ

第8図 高圧空気配管系統図

第10図 時間—距離線図

ている²⁾。この方法を用いる場合の $x-t$ 線図および記号を第10図に示す。ピストン速度 u 、衝撃波速度 C_s 、 $()$ はその領域内の値を示す添字とする。衝撃波管の理論より、領域 n (奇数) 内の値はつぎのように与えられる。

$$\begin{aligned}
 & \left\{ \frac{2}{(\gamma-1)\bar{\rho}_{n-1}} \right\}^{1/2} \left\{ \frac{\gamma+1}{\gamma-1} \bar{p}_n + \bar{p}_{n-1} \right\}^{-1/2} (\bar{p}_n - \bar{p}_{n-1}) \\
 & = \sqrt{\gamma} \bar{u}_{n-2} - \left\{ \frac{2}{(\gamma-1)\bar{\rho}_{n-2}} \right\}^{1/2} \\
 & \times \left\{ \frac{\gamma+1}{\gamma-1} \bar{p}_n + \bar{p}_{n-2} \right\}^{-1/2} (\bar{p}_n - \bar{p}_{n-2}) \quad (1)
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \bar{u}_n & = \left\{ \frac{2}{\gamma(\gamma-1)\bar{\rho}_{n-1}} \right\}^{1/2} \left\{ \frac{\gamma+1}{\gamma-1} \bar{p}_n + \bar{p}_{n-1} \right\}^{-1/2} \\
 & \times (\bar{p}_n - \bar{p}_{n-1}) \quad (2)
 \end{aligned}$$

$$\bar{\rho}_n = \bar{\rho}_{n-1} \left/ \left(1 - \frac{\gamma \bar{u}_{n-2}^2 \bar{\rho}_{n-1}}{\bar{p}_n - \bar{p}_{n-1}} \right) \right. \quad (3)$$

ここに $\bar{p} = p/p_0$ 、 $\bar{\rho} = \rho/\rho_0$ 、 $\bar{u} = u/a_0$ はそれぞれ圧力、密度、速度の無次元量である。領域 D_n 内の値は次式で与えられる。

$$\begin{aligned}
 \bar{\rho}_{Dn} & = \frac{1}{\gamma} \bar{\rho}_{Dn-2} (\bar{p}_n - \bar{p}_{n-2}) \left/ \left\{ \frac{1}{\gamma} (\bar{p}_n - \bar{p}_{n-2}) \right. \right. \\
 & \left. \left. - \bar{\rho}_{Dn-2} (\bar{u}_{n-2} - \bar{u}_n)^2 \right\} \right. \quad (4)
 \end{aligned}$$

領域 $n+1$ 内では、

$$\bar{p}_{n+1} = \bar{p}_{n-1} \frac{(\lambda_n + \mu + 1)(\lambda_n + \mu + 2)}{\lambda_n(\lambda_n + 1)} \quad (5)$$

$$\bar{\rho}_{n+1} = \bar{\rho}_{n-1} \frac{(\lambda_n + \mu)(\lambda_n + \mu + 1)}{(\lambda_n + 1)(\lambda_n + 2)} \quad (6)$$

ここに

$$\lambda_n = \frac{\mu + 1}{\bar{p}_n / \bar{p}_{n-1} - 1}, \quad \mu = \frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}$$

である。ここで初期の状態、例えば圧力比 p_R/p_0 (添字 R は初期の銃尾内圧力を示す) あるいは衝撃波速度 $\bar{C}_s$ が与えられれば、岐点状態は(1)~(6)式により

第11図 衝撃波速度

第12図 岐点圧力 (パーフォレイテッド・プレート挿入)

順次計算し、その漸近値が求められる。初期衝撃波速度はピストン運動から計算でき²⁾第11図にその結果を示す。実験は銃身内で1m離れた位置にピエゾ圧力計(Kistler社601H型)2個をとりつけその立ち上がりの遅れから求めた。第12図、第13図は岐点圧力の理論値と実験値の比較をパーフォレイテッド・プレートを使用した場合としていない場合について示している。なお、 p_R/p_0 は銃尾圧力と銃身圧力の比であり、 p_t は岐点圧力、 W_p はピストン重量を示している。岐点圧力の測定には601H型ピエゾ圧力計を銃身端に挿入して行ない、得られた結果の再現性は5%以内であることも確かめられた。第14図は岐点における最大圧力(ピーク圧力)の測定結果を理論曲線⁴⁾と比較している。銃尾圧力が、60 kg/cm² のように低い場合でも

ピストン重量が 1,500 g のときには, ピーク圧力は 1,000 kg/cm² にも達する。

岐点温度 上述の近似理論より岐点温度は,

$$\bar{T}_n = \bar{p}_n / \bar{\rho}_n \quad (7)$$

によって求められる。ここに $\bar{T} = T/T_0$ で無次元温度を示す。岐点温度の測定はストリーク・カメラを用いて気流速度を測定し, これより求めている。気流速度から岐点温度を求める関係は,

$$T_i = \frac{2/M^2 + (\gamma - 1)}{\gamma R} \cdot \frac{V^2}{2} \quad (8)$$

で与えられる⁵⁾。ここに V は気流速度であり, R は気

体定数, M は気流マッハ数でピトー圧力より得られる。

第 15 図に実験装置概略図を示す。隔膜の破壊をマイクロフォンによって検知し, その出力を遅延装置によって適当な時間だけ遅延させる。その遅延出力によってシュリーレン光源のスパークを発生させる。スパークはコンデンサーに貯えられた 1.0~1.5 kV の高

第13図 岐点圧力 (パーフォレイテッド・プレートなし)

第15図 気流速度測定装置概略図

a. パーフォレイテッド・プレートあり

b. パーフォレイテッド・プレートなし

第14図 最大岐点圧力

電圧の放電によって生じ、約 1 ms の間持続する。ストリーク・カメラは 8,000~9,000 rpm, ドラム内径 124 mm のものを使用し、あらかじめ回転させておく。回転は第 15 図に示す電磁ピックアップによって測定した。気流は外部から擾乱を与えず、ほとんど定常な流れと見做せるがそれでも極めてわずかな密度変化のある部分が気流とともに進んでいる⁶⁾。これをスリットを通してストリーク・カメラによってシュリーレン撮影する。第 16 図はストリーク・カメラによるシュリーレン写真である。2本の黒線はスリットに設けた基準線で 100 mm の間隔である。したがって斜めに入っている縞の勾配を読み取ることによって気流速度を知ることができる。以上の実験結果より気流速度 1,400~1,700 m/s が得られた。第 17 図に岐点温度の理論値と実験値の比較を示しているが、実験結果は

第 16 図 流れのストリーク写真

第 17 図 岐点温度

1,000~1,300°K で低い値を示すのは熱損失等によるものと推定される。

持続時間 第 2 表に持続時間の理論および実験結果を与えている。持続時間の計算は次式で与えられる¹⁾。

$$\tau = \frac{\rho_0 A_0 l_0}{\rho_* A_* a_*} \cdot \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (9)$$

ここに l_0 は銃身全長であり、 A_0 は銃身断面積を表わす。添字 $*$ は岐点値、 $*$ はノズル喉部の値を示す。銃尾圧力が低い間にはよく一致しているが、高くなると差が大きくなるのは(9)式に用いた理論岐点温度の値が実際と異なるためであろう。これらの持続時間はパイロット・ガン・タンネルの場合の少なくとも 5 倍以上におよんでいる。

マッハ数 マッハ数の測定は岐点圧力とピトー圧力の比から得られる。ピトー圧力はピエゾ圧力計 701 型 (Kistler 社) を用いて測定した。第 18 図に岐点圧力およびピトー圧力の測定結果を示す。なおこのときノズル喉径を小さくすると、写真左のようにピトー圧力が途中から大きく変動して有効な持続時間が短くなる。この弊害を防ぐため第 2 スロートを使用し、写真右のごとく有効な結果を得た。

第 19 図および第 20 図はそれぞれ径方向および軸方向のマッハ数分布の実験結果である。これらの結果によれば気流マッハ数の一様領域はノズル出口径のほぼ 2/3 を占め、ノズル出口より 300 mm 以上にわたっている。第 3 表に設計マッハ数と実験値の比較を行なっている。

第 2 表 持続時間

マッハ数	銃尾圧力 (kg/cm ²)	持続時間 sec.	
		理論値	実験値
10	60	0.17	0.17
	80	0.14	0.10
	100	0.12	0.07
12	60	0.40	0.38
14	60	0.85	0.83
16	120	1.05	0.86

第 18 図 第 2 スロートの効果 $P_R=60 \text{ kg/cm}^2$, $M=12$, $X=100 \text{ mm}$
左: 第 2 スロートなし 右: 第 2 スロートあり

第19図 径方向圧力分布 ($M=10$)

第3表 マッハ数

設計マッハ数	M_{nom}	10	12	14	16
実験マッハ数	M_{exp}	9.5	11.5	13.6	15.6

4. 結 言

装置の大型化に伴う欠点の一つに人員および運...時間の増加が考えられるが、本大型ガン・タンネルにおいては自動化および中央制御化を講じたため実験に要する人員についてはパイロット・ガン・タンネルにおけると同程度の人数で運転でき、実験時間も1回の運転について30分程度という結果を得た。

性能については初期に計画された持続時間および気流の一樣領域の増加によって、今後大型模型を用い、実験精度の向上を期待することができる。

なお本装置は著者のうちの2人、神元、木村によっ

第20図 軸方向マッハ数分布

て計画され、設計製作に当たっては三菱重工神戸造船所の高谷、中塚両技師の尽力によるところが大きい。また実験に当たっては、西山繁禧君の御協力に負うところが大きい。末尾ながら以上の方々に厚く御礼申し上げる次第である。

文 献

- 1) 神元五郎, 森敏一, 木村雄吉: 極超音速ガン・タンネルの性能について, 日本航空学会誌 Vol. 11, No. 117 (1963/10).
- 2) 神元五郎, 森敏一, 木村雄吉: 極超音速ガン・タンネルにおけるピストン運動の解析, 日本航空学会誌 Vol. 12, No. 131 (1964/12).
- 3) 神元五郎, 森敏一, 木村雄吉, 河内国昭: マイクロ波によるガン・タンネル内のピストン運動の測定, 日本航空学会誌 Vol. 12, No. 131 (1964/12).
- 4) G. KAMIMOTO, T. MORI, T. KIMURA; Equilibrium Piston Technique in Hypersonic Gun Tunnel, Proceedings of the 13th Japan National Congress for Applied Mechanics, 1963.
- 5) 神元五郎, 松為宏幸: 極超音速ガン・タンネルにおける気流速度測定, 日本航空学会誌 Vol. 15, No. 166 (1967/11).
- 6) J. W. BOWMAN; Determination of Stagnation Temperature in the R. A. R. D. E. Hypersonic Gun Tunnel from Streak Camera Measurements of Flow Velocity, R. A. R. D. E. Memo. (2/66).