技 術 論 文

プ ラズマ風洞の開発*

相 原 康 彦**・野 村 茂 昭**

The Development of a Plasma Wind Tunnel

Yasuhiko AIHARA and Shigeaki NOMURA

Abstract

The development of a 30 kW continuous argon plasma wind tunnel has been made in National Aerospace Laboratory. Its operational range of stagnation pressure is up to 30 mmHg and that of stagnation enthalpy is up to 1,000 cal/g. These ranges cover a part of simulated re-entry environment for manned satellites and vehicles.

At the same time, a study about the high speed vehicle and a basic research of the flowing plasma are in progress.

1. 緒 言

航空機やロケットの高速化に伴って、極超音速領域で生じる諸問題の解決がぜひとも必要となっている。すなわち、飛翔体に加わる空気力や熱伝達についての空気力学的研究、耐熱構造についての構造力学的研究等、各分野で解決されるべき困難な問題が多い。これらのいろいろな問題を実際の立場で解決するためには、各分野での研究を総合する、国家的研究体系が必要である。

航空宇宙技術研究所空気力学第1部において、極超音速流体力学の実験的研究のための設備の一つとして、プラズマ風洞の開発研究がすすめられてきた。一般に、極超音速飛翔体の模型実験を行なう場合には、マッハ数、レイノルズ数、澱み点エンタルピー、澱み点圧力等を実際現象に合わせる必要があるが、これらの条件を完全に満足させるには、実機大の模型に、実際の飛行状態の気流を流すほかはない。しかし、そのような設備の製作、運転には、莫大な費用が必要であり、現在、世界各国においても、小型の模型を対象とした、空気力の測定に便利な設備、空力加熱の問題の解決に便利な設備等において、おのおの本質的要素を調べている状態である。

ところで、プラズマ風洞とは、その名の示すとおり、高い澱み点エンタルピーを持つ気体としての高温の電離気体を流して、実験を行なうものである。われわれの場合は、プラズマの発生にはアーク放電を用いている。したがって、プラズマの発生から流れに至る基本的性質をまず把握することが、プラズマ風洞を有効に使用するための前提となるといえよう。プラズマ風洞の重要な特色の一つは、長時間にわたり、高い澱み点エンタルピーを持つ定常流が得られることであり、この点で、特に、飛翔体における空力加熱全般の問題にわたって、実験的研究に好適である。このプラズマ風洞を含めて、各種の極超音速風洞では、一般に、実際現象に相似させるべき種々の物理量を大幅に、また、独立に変えることが困難であるという制約を免れない¹⁾。

ここで、現在までに実現した極超音速飛翔体が大気圏への再突入時に、どのような条件の下で飛行しているかを表わす例を第1図²⁾に示す。この図から、各飛行計画によって、飛翔体に対する空気力学的条件が非常に異なっていることがわかるであろう。したがっ

第1図 種々の飛翔体の大気圏再突入時における、澱み点圧力とエンタルピー図（参考文献2より転載。ただし、弾頭の曲率半径は1フィートである。単位は分かり易く変えてある。）

* 昭和 39 年 1 月 17 日，第 7 回宇宙科学技術シンポジウムで講演。昭和 38 年 12 月 16 日原稿受理

** 航空宇宙技術研究所

て、厳密には、飛行計画が明らかとなつて、はじめて、合目的な極超音速流体力学の実際的な研究が可能となるのである。

以上に述べた理由と、現在におけるわが国の、航空宇宙研究の方針が未確定である点から、われわれは現段階において、プラズマ風洞の開発研究を、以下の三つの内容のもとにすすめてきている。すなわち、

- (1) 実験設備としてのプラズマ風洞の開発と改良、
- (2) 極超音速飛翔体に関する実験的研究、および
- (3) プラズマの流れに関する基礎的研究、である。

2. 記号

I : アーク放電電流 (A)

d : アーク放電間隔 (mm)

P_{01} : ノズル上流の激み点圧力 (mmHg)

P_{02} : プラズマ・ジェット内のピトー管の読み (mmHg), ピトー圧力

P_1 : 測定部壁圧 (mmHg)

P_2 : プラズマ・ジェット内の静圧管の読み (mmHg)

h : 激み点エンタルピー (cal/g)

z : 測定部において、ノズル出口を原点として下流方向に測った距離 (mm)

r : 測定部において、ノズル中心線を原点とし流れを横切る方向に測った距離 (mm)

3. プラズマ風洞の開発および改良

プラズマ風洞を極超音速流体力学の実験設備として用いる場合に、他の種類の、極超音速流体力学の実験設備と異なる点は、定常的に高い激み点エンタルピーの流れが得られることである。これに付随する重要な問題は、風洞の冷却である。15,000°K以上の高温に達するプラズマに接して、堪える材質はないので、風洞の保全のために、われわれは熱伝導率の良い銅をブ

ラズマ発生装置等の高温部に用いて、これを水冷する方法をとっている。しかし、この方法によっても電極の損耗を完全に避けることは不可能で、電極物質が気流中に混入する問題が、プラズマ風洞使用上の重要な課題である。

さらに、プラズマの流れのマッハ数を上げて、飛翔体の飛行条件における激み点エンタルピーに対応するだけのマッハ数を得るように、ノズル等を設定することが望ましい。また、十分なマッハ数や激み点圧力が得られれば、つぎには、測定部でなるべく一様な分布のプラズマの流れを作るようにしたい。

第2図は、航技研で開発中のプラズマ風洞における実験系統図である。使用ガスのアルゴンは、プラズマ発生装置に入り、高い激み点エンタルピーを得て、単原子気体の等エントロピー流を仮定すれば、マッハ数7.65が得られるノズルを通過して、測定部にプラズマジェットとして噴出する。測定部から、拡散筒、熱交換器を経て、真空タンクに入り、真空ポンプで排出される。この間に、プラズマ発生装置におけるアルゴンの激み点圧力と流量、および、測定部における壁圧が測定される。

3-1 排気系統 真空タンクの容量は、約15 m³である。真空ポンプはメカニカル・ブースターおよびロータリー・ポンプの連動式であり、排気量は0.5 mmHgで50,000 l/minである。真空ポンプを始動してから、風洞内部を給気前の状態である10⁻³~10⁻⁴ mmHgの真空度にするに要する時間は、約15分である。

3-2 給気系統 使用ガスは現在アルゴンであるが、この供給には高圧ポンプを用いている。高いマッハ数を得るためには、ノズル上下流での高い圧力比が必要であるが、上流側における高圧が手軽に得られ、同時

に定常的なガス供給を行なうには、ポンプの使用が便利である。ポンペにとりつけられた減圧弁によって、上流側の激み点圧力が調整され、同時にガス流量も決定する。

3-3 冷却水系統 プラズマ発生装置、ノズル、拡散筒、および、熱交換器は水冷されており、このうち、プラズマ発生装置とノズルを冷却する水の流量と温度上昇が、自記記録計等を用いて測定されて、これから、プラズマ発生装置でガスに与えられたエンタルピーのうち、測定部にガ

第2図 実験系統図

スが入る前に冷却水中に失われた分がわかる。われわれの場合では、予備実験の結果、プラズマ発生装置におけるアーク電極の損耗が少なく、かつ、冷却し過ぎない状態として、上記の冷却水流量は 350 l/h にしている。

3-4 プラズマ発生用電源 プラズマ発生装置の電源は、セレン整流器で出力電流は 50~500A、定格負荷電圧 60V、無負荷電圧 100V のものであり、現在 2 台保有している。放電開始は、両極間に 5,000V の高周波を重畳して行なう。両極間の電流電圧が測定され、極間で消費される電力がわかる。なお、使用ガスを窒素にした場合は、この電源では、定常運転にはやや容量が不足である。

3-5 プラズマ発生装置 われわれのプラズマ風洞の高い激み点エンタルピーの供給源は、ノズル上流における、アーク放電によるプラズマ発生装置であり、この性能がプラズマ風洞の特性に対して支配的であることはいうまでもない。第3図に、現在、使用しているプラズマ発生装置の構造図を示す。ノズル状の銅陽極と、棒状タングステン陰極の間に、アルゴンを螺旋状に導入して、アーク放電が一点に集中することを防いでいるが、これは、電極が局部的に加熱されて損耗することを避けるためと、ガスの加熱の一様化を目的とするものである。両極の間隔は、タングステン棒を軸方向に移動して調整される。

プラズマ発生装置の特性は、本質的には大電流のアーク放電の特性であるから、この観点から技術的な考察のよりどころも生まれてくる。例えば、ガスの加熱を有効に行なうには、中央のタングステン棒を陰極にする方がよいことがわかっているが、これは、アーク放電の特質として、陰極付近の気体が特に高温になる事実を応用しているものである。従来、この種のプラ

ズマ発生装置の特性を分類する際に流れの上流側に陽極がある場合、陰極がある場合、というような分類を用いた例がときどきあったが、気体の加熱を有効に行なうために本質的なことは、アーク放電の高温部と流れを、いかにうまく干渉させるかということである。

したがって、重要なことは極性による分類などではなく、両極、特に陰極付近の流れの構造と、極の冷却の仕方である。このプラズマ発生装置で、プラズマ・ジェットを大気中に放出した際の特性試験は、別に報告する³⁾。

電極の損耗は、放電開始直後、および、電流やガス流量を急激に変化させた場合、特に、ガスのエンタルピーを増加させるために、ガス流量を減じている場合等の、過渡的状态に生じ、一度、定常運転状態になると、電極の損耗は極めて少ない。現在、測定時間は2時間以上にわたることもあるが、電極は長時間運転に十分耐えている。第4図は、使用前と後の電極の写真である。ノズル状銅陽極のスロート付近が損耗することがわかる。ただし、ガスを窒素にすると、タングス

第4図 使用前(上)と後(下)の電極 アーク放電で、ノズル状銅陽極のスロート付近が損耗している。

テン棒にひび割れを生じ、また、銅陽極の損耗が著しく、この場合には設計を変える必要が認められる。

ここで、プラズマ発生装置の改良について、二・三述べることにしよう。電極物質が混入しない、純粋なプラズマを作り出す装置、熱効率を上げる工夫、高い激み点エンタルピーをガスに与える技術、等はプラズマ風洞の開発で常に直面するものであるが、中でも、純粋なプラズマを作るための努力には、研究者や技術者の考え方の個性があらわれていておもしろい。すなわち、第1の型としては、Tandem Gerdien Arc型と呼ばれるものがあるが、これは、“アーク放電によって電極の損耗は避けられないから、努力の目標は、混入した電極物質は吹き飛ばして

第3図 現在使用中のプラズマ発生装置

しまつて、汚れていないプラズマを測定部に送りこむことに集中する”という考え方である。装置を簡単に説明する。小室を三個隣接させて、この三室を貫く穴を開けて、この穴を通してアーク放電を行なう。つぎに、両極に近い、それぞれの小室からガスを入れると、ガスの一部は電極に吹きつけてプラズマに混入した電極物質を吹き飛ばし、残りのガスは中央の小室に入り、ここから汚れていないプラズマとなって送り出される。この装置は、実用されているが^{(4),(5)}、電極の損耗によって長時間運転中には放電特性が変わる可能性もあり、特に、高い出力のプラズマ発生装置としては不向きではないかと思われる。第2の型は、magnetically rotating arc 型である。これは、“従来のプラズマ発生装置に出来るだけ改良を加えて、電極の損耗をなくしたい”とするもので、原理的にはアーク放電に直交する磁場を加えて、ローレンツ力によってアークを移動させ、放電が電極の一部に集中するのを防ぐのが狙いである。この型は、第1の型に比べて、製作費も高く、構造も複雑ではあるが、効果が確実に現われている点で、また、恐らくは、電場と磁場の相互作用を応用する技術が、プラズマ物理学や電磁流体力学との関連で、技術者の意欲をそそった点で、諸外国でも、現在、最も盛んに開発中⁽⁶⁾である。代表的な例として、NASA のラングレー研究所のマッハ数14のプラズマ風洞⁽⁷⁾について述べると、アーク放電で30kW~1.2MWの電力が消費されているが、4,000 Gaussの磁場を用いた場合には、電極物質混入の度合は約1

%であったのが、10,000~25,500 Gaussの磁場を用いたところ、混入の度合は0.05%に減少した、と報告されている。また、重要なことは、熱効率が25%から最高80%にまで達した、と報告されていることである。磁場を強くしていくと、アークの移動速度が増して、ついに、両極間の空間全体にアークが広がったような状態になるらしく、このような状態を実現するのが、この型の理想であると思われる。

われわれも、この型のプラズマ発生装置を、2種類、準備しつつある。第5図は、全銅製（但し絶縁には布入りベークライトを用いている）の、同心円環型である。中央に円板状の電極を置き、周囲に、同心円環状のもう一方の電極を置き、両者の間隔にアーク放電をさせて、外側に巻いたコイルで放電に直交する磁場を加えて、アークの回転を行なわせようとするものであり、目下、予備実験中である。励磁電流を400Aとした場合に、放電部での磁場の強さが1,000 Gauss程度であるから、このプラズマ発生装置自体には、現状では、多くを期待出来ないが、観測窓を通してアークの回転を調べたり、その他の諸特性を測定することにより、この型の開発、改良の資料を得ている。第6図はこの型を、われわれのプラズマ風洞にとりつけて運転するために、設計したものであり、現在、製作中である。前者に比べて、形も大きく、中央の極をタングステンにしている。後方から、放電状態が観測出来るように、石英窓が設けられている。前者と特に異なる点は、コイルを自由に取り外し出来るようにしたこと

で、磁場は前者よりも相当強くなる見込みである。すなわち、現在の設計では、放電部で5,000~6,000 Gaussが得られるはずであるが、将来計画として、超伝導コイルの使用により、約10倍の磁場を得ることも検討中である。第3の型の、プラズマ発生装置には、induction heating 型があげられる。この型の基本は、“電極物質の混入は、電極があるからであり、完全に純粋なプラズマを作るには、無電極放電を行なえばよい”という、従来とは異なる方法を探ろうとするものである。装置としては、石英管の中のガスを、石英管の周囲に二、三回巻いたコイルに高周波電流を流して誘導加熱をするように作られているものが多い^{(8),(9)}。この型は、確かに異物質がプラズマに混入する心配は少ないが、現状では前に述べた型に比べて、ガス中に大電力を投入することに成功していない。しかし、将来性のあるプラズマ発生装置であると思われる。

第5図 回転アーク型プラズマ発生装置 I

第6図 回転アーク型プラズマ発生装置 II ノズルと一体になり、風洞に取り付けられるように設計されている。

以上、三つの代表的なプラズマ発生装置の型を紹介したが、第3の型は別として、電極を用いる型では、1対の電極によって無制限に大きなアーク放電が出来るわけではない。AVCO の 10 MW のプラズマ風洞は、初期の状態では、大電力をガスに投入することに走り過ぎたきらいがあるが、その後、電極物質や配列を改良して、1対の電極当たり 2 MW を限度として、合計 5 対の電極を用いることになっている⁹⁾。

3-6 ノズル 現在用いているノズルは、スロートの直径が 4 mm、出口の直径が 23 mm、長さが 55 mm の円錐状の銅製ノズルである。このノズルの面積比から計算される、アルゴン (比熱比 5/3 として) の等エントロピー流のマッハ数は 7.65 である。ノズルの大きさが、風洞全体との釣り合いの上から、非常に小さいために生じる影響はつぎのとおりである。まず、第2スロートとの適合がとれないために $M=7.65$ に必要な圧力比が得られず、ノズル上流の激み点圧力 P_{01} を上げると、測定部の壁圧 P_1 も上がる。(第9図参照) これは、真空ポンプの容量で決まる関係なのであるが、 P_1 が、ノズルを出たジェットを圧縮するほど高くなって、プラズマ・ジェットが高いマッハ数を持つ領域が、ノズル出口周辺から出る円錐状衝撃波の内側に限定される可能性がある。この状態を改めるために、目下、第2スロートの問題、真空ポンプの容量の問題等について検討中である。ノズルが小さいことによる

利点は、ノズル通過中にプラズマが冷却される割合が少なくなり、したがって、熱効率が良くなることである。

なお、ノズルの設計に、ガスの物性変化を考慮する必要があるが、アルゴン・プラズマを対象としたノズルについての研究も最近報告されている¹⁰⁾。

3-7 測定部 測定部の写真 (第7図) を示す。測定部の一方の側壁には、200 mm × 550 mm の観察用の窓があり、測定部におけるプラズマジェットの状態、模型の状態、模型の後流の様態等が外部から見られるようになっている。反対側の壁にも、84 mm × 134 mm の窓があるが、これは石英ガラスを用いて、分光測定に使用する。

この測定部に模型を置く場合は、模型は、ノズルからのプラズマ・ジェットに被われることになるが、このような実験法は、splash 法 (表現はあまり上手ではないが) と呼ばれているようである。この方法では、模型の大きさはプラズマ・ジェットの分布の一樣さで決められるべきものであるが、特に、激み点

第7図 測定部の写真、左端の円筒がプラズマ発生装置である。

付近の流れを問題にする場合には、適当な模型の寸法で差支えない。この他、実験法としては、模型に沿って流体を流すために、模型と僅かな隙間を残して外側を壁で被う Shroud 法、圧力分布、壁の曲率等の影響を除くために、管流として実験を行なう pipe 法等が代表的であろうが、いずれも、得失があり、目的に応じて使い分けるべきである。

測定部の床には、電動の微動装置が置かれていて、流れの方向 (x) と、流れを横切る方向 (r) に、模型やピトー管等を移動出来るようになっている。位置は、微動装置に取り付けられている目盛を、観測窓を通して見て決められる。この微動装置には、最初、移動終点で自動停止するためのマイクロスイッチが付い

第8図 水冷ピトー管および静圧管

ていたが、この部分や、その他、被覆が十分でない部分で、プラズマ・ジェットの出射と同時に、放電短絡が起こることがわかった。プラズマ発生装置での入力を調整したりした結果、原因は、プラズマ・ジェットからの電子の拡散であることがわかり、被覆を嚴重にしてこの事故を除くことが出来たが、これなどは予期しなかった現象の一つである。

測定に用いている水冷ピトー管の全体図、および、水冷静圧管の頭部を第8図に示す。小型で、十分冷却がいきとどき、低圧の測定に対しても応答時間が早いことが、設計上の要点となる。いずれも全銅製である。総圧と静圧を分けて測定する理由は、両者を一コの探子でままとすると小型にするのが難しいという、技術的なものである。ピトー管と静圧管は、共通の台に取り付けられて、微動装置を用いて位置を合わせながら測定するようにされている。

われわれのプラズマ風洞の特性について述べよう。第9図は、ノズル上流の激み点圧力 P_{01} と、測定部壁圧 P_1 の関係である。両者の関係は、放電電流 I 、極間隔 d によらず、ほぼ一様であることがわかる。また、この圧力比は、 $\gamma=5/3$ (単原子気体) の等エントロピー流の場合には、 $M=7.65$ を出すには十分であることがわかる。物性変化を考慮に入れても、測定部に噴出するプラズマ・ジェットは圧縮される傾向にあると思われる (第9図と、第12図の P_2 を参照)。

第9図 ノズル上流の激み点圧力と測定部壁圧の関係

第10図は、アルゴンの流量に対するプラズマジェットの激み点エンタルピーを、熱平衡の関係から求めたものである。この図から直ちにわかることは、放電電流を一定にしておけば、激み点エンタルピーはガス流量によらず、ほぼ一定に保てることであり、この性質はわれわれのプラズマ風洞の特徴的な性質である。ガス流量は、 P_{01} で決められるものであるから、第10図の結果は、測定部における激み点エンタルピーは I のみで調整され、 P_{01} にはよらないことを意味している。したがって、もし、測定部における激み点圧

第10図 アルゴン流量と激み点エンタルピーの関係

力 P_{02} が、 P_{01} のみに支配され、 I にはよらないならば、測定部での激み点エンタルピーおよび圧力を、それぞれ、独立に変えることが出来ることになる。第11図は、ノズル出口から下流 26 mm ($x=26$ mm) の中心線上 ($r=0$) にピトー管を置いて、 $I=200$ A を一定に保ち、 P_{01} を変えた場合の、 P_{02} を調べたものである。明らかに、 P_{02} は P_{01} に対し直線関係で支配さ

第11図 ノズル上流における激み点圧力と、測定部でのピトー圧力の関係

れていることがわかる。そこで、 P_{01} を一定に保った場合に、同じ位置で、 P_{02} が I にどのように影響されるかを調べた (第12図)。同図の上方が、 P_{02} と I の関係を示しているが、 $I=0$ から放電を開始した際に、 P_{02} は、 I が低い場合には、低下する。 I が 100 A か

第12図 測定部のピトー圧力と静圧におよぼす放電電流の影響

ら200Aでは、ほぼ一様であるが、250A以上では P_{02} は増加する。したがって、 P_{02} は I によって影響を受け、その変化は $I=0$ の場合の33%程度である。 P_{01} を変えた場合も同様である。第12図の下方は、同位置における静圧 P_2 の I に対する変化を調べたものである。 P_2 は I の増加とともに、一様に減少していく*。このことから、われわれは、測定部における激み点圧力とエンタルピーを全く独立には調整出来ないことがわかる。しかし、以上の特性を調べた上で、 P_{01} と I を制御して、適宜、実験条件を調整することは可能である。なお、 $I=0$ での測定値から計算されるマッハ数は、6.1である。

さらに、 $z=26$ mmで、 r 方向の P_{02} の分布を調べてみた(第13図)ところ、プラズマ・ジェットの P_{02} の分布が、超音速ノズル出口付近で予期される値の一樣流ではなく、中心線上で最大値を持ち、周辺にいくにつれて減少する型の分布であることが認められた。このことは、ノズル出口付近に模型を置いて実験する場合の、条件を苦しくさせるものである。また、同じ P_{01} に対し、 I を変えると、中心線付近の分布に影響

* 一定の P_{01} を得るために必要とされるガス流量は、 I が大きいほど、少なくてすむ。一方、第12図から、 I が大きいほど、 P_{02} の中で動圧の占める割合が大きくなる。したがって、 I が大きいほど、少ない流量で大きな運動量のプラズマジェットが出来ることになる。現在、宇宙空間飛行で要求される高い specific impulse のロケット・エンジンとして、電気推進機関が研究されているが、われわれのプラズマ発生装置とノズルの組み合わせと同様の機構で、電気推進を研究している人々もいる。われわれの得た結果は、それらの人々の研究の参考になるかもしれない。

第13図 ノズル出口付近でのプラズマ・ジェットのピトー圧力分布

が顕著に現われることがわかるが、 I を増加すると、分布の一樣性は悪くなる傾向にある。

以上、われわれのプラズマ風洞の特性について述べたが、本風洞を、極超高速飛翔体の大気圏再突入時の問題の実験的研究に用いるとすると、人工衛星が高度60,000m以上、速度4,500 m/s以下で飛行する状態に相似出来ることがわかる(第1図参照)。

4. 極超高速飛翔体に関する研究

一般に、飛翔体は飛行計画によって流体力学的条件を左右されるから、空力特性や構造上からの要求によって形状は、場合により著しく異なる。現在、わが国で具体的な飛行計画が示されていない段階では、われわれは、一般問題として、プラズマ風洞の特質を生かして、激み点における空力加熱の問題から研究をはじめることになっている。第14図は、設計製作した飛翔体弾頭模型である。激み点圧力、熱伝達、激み点におけるプラズマの状態を測定する計画である。熱伝達は、激み点から模型軸に沿う銅棒に分布した4対の銅-コンスタンタン熱電対で測定される。銅棒に伝わる熱が一次元的に流れるように、周囲とは耐熱材で熱絶縁している。この耐熱材を通して、激み点付近に、ラングミュア複探針が出ている。これと、測定部外からの分光測定によって、激み点でのプラズマの測定を行なう予定である。模型は、弾頭の一部を除いて全銅製であり、水冷されている。プラズマ風洞での熱伝達の測定には、convection と radiation が含まれるので、将来は、これらを分離して測定したい。差し当たりの問題として、プラズマ発生装置におけるアークからの輻射が、スロートを通して影響する懸念があるが、AVCOで用いられている方法⁹⁾等を参考にして是正していきたい。

5. プラズマの流れに関する基礎的研究

プラズマの流れについて基礎的な資料を得ることは、その事自体、プラズマ物理学や反応性気体の流体

第14図 飛しょう体弾頭模型

力学の上に意義があり、またプラズマ風洞を用いて飛翔体に関する実験を行なう場合に、不可欠な前提となる。これまでに、プラズマ・ジェットを大気中に噴出させた場合の分光測定の結果が発表されているが³⁾、目下、測定部におけるプラズマ・ジェットについての分光測定を行なう準備を進めている。ピトー管を用いて測定した、 P_{02} の分布を第15図に示す。下方の図は、ジェット中心線上の分布である。ジェットは、衝撃波および膨張波で区切られる領域を形成しており、下流にゆくにつれて P_{02} が一様に低くなるのではなく、途中で圧力回復の傾向を示している。そこで、 $z=26\text{ mm}$ と、中心線上の P_{02} が低くなる $z=76\text{ mm}$ 、および、 P_{02} が再び高くなる $z=126\text{ mm}$ (図中の矢印の位置) で、 r 方向の分布を測定したところ、 $z=76\text{ mm}$ では、中心部よりも周辺で高い P_{02} が表われ、 $z=126\text{ mm}$ では、再び中心部の P_{02} が高くなることがわかった。ここで注意を要することは、 P_{02} を高くする原因は、その点における激み点圧力が高いことその他に、マッハ数が低いことが含まれることである。したがって、流れの場を理解するには、温度測定等の結果と照らし合わせる必要がある。 $z=26\text{ mm}$ に比べ

て、下流の方が中心部に一様な分布が認められ、下流でのジェットの広がりもゆるやかである。 $I=200\text{ A}$ 以上では、 P_{02} の測定から得られるジェットの広がりよりも、プラズマの発光している領域は広い。 $I=0$ の場合の P_{02} の分布は、第15図とは大幅に異なっており、流れの場が激み点エンタルピーに影響されていることがわかる。

以上の実験を通じて、プラズマ発生装置の特性が必ずしも一定していないことは、アーク放電を用いているために止むを得ないが、圧力測定の再現性は良好である。

6. 結 言

プラズマ風洞の開発研究を進めてきた結果、衝撃波下流の激み点圧力 30 mmHg 、激み点エンタルピー $1,000\text{ cal/g}$ のアルゴン・プラズマのジェットを定常的に流すことが出来るようになった。これらの量を増加させることは可能であるが、現在の設備では、高度 $60,000\text{ m}$ 以上、速度 $4,500\text{ m/s}$ 以下における人工衛星の、大気圏再突入時に相似させるのが適当である。プラズマ風洞の開発に平行して、極超高速飛翔体に関する研究、プラズマの流れに関する基礎的研究を進めている。

最後に繰り返して述べるが、この種の風洞は、どのような実験を行なうかという目的を決めて、建設されるべきものである。現在、わが国では、宇宙開発の方針が決まっていないために、われわれの仕事も集中的に行なわれ得ない状態である。航空研究や宇宙開発は国家的規模で行なわれるべきものであり、したがって国家的な研究体系が必要である。

本研究は、航空宇宙技術研究所空気力学第一部平木一郎長の御指導の下で行なわれてきたものである。本

風洞の設計には、村崎寿満元技官、須郷道也元技官および井上建二技官が尽力された。末尾ながら、実験と整理は打越一夫技官と佐藤俊逸君の御協力に負うところが大きい。以上の方々に厚く御礼申し上げる次第である。

参 考 文 献

- 1) 平木 一: 極超音速風洞, 日本航空学会誌 第11巻 第117号 昭38, 10月, p. 298
- 2) Scala, S.M.: The Ablation of Graphite in Dissociated Air; Part I, Theory; G.E. MSVD T.I.S. R 62 SD 72, Sept., 1962.
- 3) 井上建二, 野村茂昭: プラズマ発生装置の諸特性, 航空宇宙技術研究所報告. 近刊.
- 4) Diaconis, N. S., Gorsuch, P. D., and Sheridan, R. A.: The Ablation of Graphite in

第15図 プラズマジェットのピトー圧力分布

- Dissociated Air; Part II; Experimental Investigation; G. E. MSVD T. I. S. R 62 SD 86, Sept., 1962.
- 5) Weber, H. E., and McGinn, J. H.: A Constricted Arc for High-Energy Gas Flow. Aerospace Eng., High Temp. Issue, (1963/1) p. 202.
 - 6) Cordero, J., Diederich, F. W., and Hurwicz, H.: Aerothermodynamic Test Techniques for Re-Entry Structures and Materials. Aerospace Eng., High Temp. Issue, (1963/1) p. 166.
 - 7) Mayo, R. F. and Davis, D. D. Jr.: Magnetically Diffused Radial Electric-Arc Air Heater Employing Water-Cooled Copper Electrodes. AAS Electric Propulsion Conf., Preprint No. 2453-62, Berkeley, Calif., March 1962.
 - 8) Mathews, B. E.: Research and Development on Induction Heating Methods of Simulating Aerodynamic Heating WADC-TR-59-523 Part IV, Oct., 1962.
 - 9) Bond, C. E., Cordero, J., Curtiss, H. A., and Henshall, B. D.: The Development of a 10 Megawatt Multi-Arc and Its Operational Use in Hypersonic Re-Entry Vehicle Studies. AVCO RAD-TM-62-5, Feb., 1962. paper presented at the IAS 30 th Annual Meeting, Preprint No. 62-69, New York, Jan., 1962.
 - 10) Bray, K. N. C., Ionic Recombination in wind tunnel nozzles. AGARD Meeting on High Temperature Aspects of Hypersonic Fluid Dynamics, Brussels, Belgium, April, 1962.

表紙写真説明

新三菱重工業が単独で開発した多用途機 MU-2 の試作 1 号機の初飛行は 1963 年 9 月 14 日に行なわれたが、写真はその後小牧空港で撮ったもの。最近ア

メリカやヨーロッパで続々開発されるこの種のいわゆるビジネス機は、スピードを狙ったジェット機が多いが、本機はSTOL性を狙ってターボプロップ機としたところに、稀少価値をもっている。