高速作動バルブ方式衝撃波風洞および高速マスサンプリング

プローブを用いた超音速気体混合過程に関する実験^{*1}An Experimental Study of Supersonic Mixing Process by Using Shock Tunnel
Using Quick-Action Valves and Quick-Mass-Sampling Probe Technique畠山 雅規^{*2}・船 曳 勝 之^{*3}

Masahiro HATAKEYAMA, Katsushi FUNABIKI

安 部 隆 士^{*3}

and Takashi ABE

Key Words: High Enthalpy Flows, Shock Tunnel, Supersonic Mixing Process,
Schlieren Method, Mass-Sampling Probe**Abstract**

In order to examine the supersonic mixing process in a high enthalpy supersonic flow, the shock tunnel using the quick-action valves has been developed and confirmed their operation. The present shock tunnel enables to make a high enthalpy flow without contamination in high reproducibility by easy operation. The nozzle is designed to make parallel supersonic flows which are comprised of high-enthalpy air stream and helium stream. Mach number of air and helium flow are 3.4 and 4.2, respectively. The structure of mixing region of parallel supersonic flows thus obtained was examined by means of the mass-sampling probe which enables one to examine directly the concentration ration of the mixture gases. The measurement shows that the mixing region almost agrees with the region observed by Schlieren photograph.

1. ま え が き

スクラムジェットや強制混合形 CO₂ ガスダイナミックスレーザにおける研究分野では、それらの性能と超音速気体流相互の気体混合過程との関連性について、大きな興味をもたれている¹⁻³⁾。本研究においては、そうした高エンタルピの超音速流における、気体混合問題を対象とした研究を行うことを目指し、その第一段階として、高速作動バルブ方式による衝撃波風洞お

および高速サンプリングバルブ方式を用いた高速マスサンプリングプローブを製作し、それらの動作特性の確認を行った結果について述べる。また、一例として、超音速気体混合流の可視化実験と高速マスサンプリングプローブによる気体の濃度分布測定実験を行い、それらの比較を行ったので、併せて報告を行う。

衝撃波風洞は、高エンタルピ流れの基礎実験装置として広く用いられている。通常の衝撃波風洞では、衝撃波生成に破膜による方式が用いられている。また、試料気体と真空槽の分離にも隔膜が使用されている。本実験で製作された衝撃波風洞は、自由ピストン高速バルブ方式による衝撃波生成機構を有している。さらに、試料気体と真空槽の分離には、高速作動ゲートバルブ方式が考案され、隔膜の代わりに使用されている。自由ピストン高速バルブ方式および高速作動ゲートバルブ方式による衝撃波風洞作動時の主な長所としては、(1) 破膜による気流の汚染がない、(2) 衝撃波風洞の繰り返し操作が簡便である、等が挙げられる。

従来、超音速流中における気体の混合過程の研究は、流れの可視化により行われてきた。これに対し、マスサンプリングプローブ法では²⁾、混合状態を直接計測することができ、より詳細な混合過程の研究が可能である。高速マスサンプリングプローブによる濃度測定法の長所としては、(1) 局所における濃度測定が可能であり、三次元的な気体の混合流問題においても十分適用できうる。(2) 測定系の取扱いが簡単である。(3) 原理的には、気体相互の流入数密度の割合に依存したマスフィルタ (質量分析器) の出力比か

^{*1} 平成元年2月17日原稿受理^{*2} 武蔵工業大学大学院^{*3} 宇宙科学研究所

ら濃度を求めるため、その出力比は圧力、密度、温度等の変化に対して鈍感であり、圧縮性効果の高い流れ場においても、精度の良い濃度測定が可能である。

2. 衝撃波風洞と動作確認

2.1 衝撃波風洞 第1図に衝撃波風洞の概略図を示す。この衝撃波風洞は、これまで自由飛行体発射装置として使用されてきたものを改造したものである⁴⁾。

衝撃波風洞は大きく分けて、高圧部、低圧管、ノズル部そして真空槽から構成されている。高圧部は、内径 210 mm、長さ 2.5 m であり、低圧管は、内径 82 mm、長さ約 7.8 m である。真空槽は、内径 500 mm で長さ約 8 m である。本衝撃波風洞における設定可能圧力範囲は、高圧部では 6.86 MPa (70 kgf/cm²) 以下、低圧管に封入される試料気体初期圧力は 98 kPa (1 kgf/cm²) 以下である。真空槽は、油回転ポンプ、メカニカルブースタポンプ、そして油拡散ポンプが接続されており、最高真空度 1.3×10^{-3} Pa (10^{-5} torr) まで使用可能である。なお、真空槽耐圧力の制限により、通常は、高圧部圧力は 1.96 MPa (20 kgf/cm²) 以下で使用される。衝撃波風洞の動作は次のようである。低圧管管端で衝撃波が反射し、貯気槽状態が形成される。貯気槽状態にある気体は、低圧管下流に設けられた高速作動ゲートバルブおよび断面変換部を経て、二次元くさび形ノズルへと導かれる。低圧管下流における断面積は、段階的に小さくなり、ノズルスロート部において最小断面積となる。なお、高速作動ゲートバルブを使用しない場合には、隔膜を使用した動作ができるように、隔膜設置部が設けられている。

ノズルは、二次元くさび形ノズルであり、超音速気流相互の混合過程の基礎実験に使用されることを考慮している。反射衝撃波によって加熱、加圧された空気は、上部の超音速ノズルによって加速される。下部の

超音速ノズルによって、He が加速される。二つの超音速流を分けている分離板部の下流において、空気と He の混合が行われる。なお、He は貯気容器に封入されており、高速作動ボールバルブを介してノズルに導入される。空気を噴出するノズルのスロート幅は、6 mm であり、He を噴出するノズルのスロート幅は、2 mm である。なお、双方とも、ノズル幅は 100 mm である。

高速作動ゲートバルブおよび高速作動ボールバルブの作動メカニズムには、ラック&ピニオン式の空気アクチュエータ方式が採用されている。高速作動ゲートバルブでは、開口時間が約 2~3 ms である。高速作動ボールバルブでは、開口時間が約 5 ms である。これらの時間は、バルブの開口始動時と終了時における二つのレーザ光遮断時間間隔から測定された。

超音速気体混合層の生成に対しては、貯気槽生成時刻と高速作動ゲートバルブ、高速作動ボールバルブの作動時刻の制御をバルブの開口時刻を見込んで行い、同期を取る必要がある。マイクロコンピュータを用いて、高圧駆動部の自由ピストン高速バルブ、高速作動ゲートバルブそして高速作動ボールバルブの作動時刻の制御を行っている。

2.2 動作確認 貯気槽生成時刻と高速作動ゲートバルブの開口時刻の理想的時間関係は、衝撃波が低圧管管端で反射する時刻に無限小の時間で高速作動ゲートバルブが開くことである。しかしながら実際には、バルブは有限の時間で開口し、開口時間は前節で述べたように 2~3 ms である。そして、実験における気体混合現象の再現性に対して、貯気槽生成時刻と高速作動ゲートバルブの開口時刻との同期特性が及ぼす影響は、大きいと考えられる。そのため、高速作動ゲートバルブの使用に対する必要条件として、次のような点に留意した。(1) 高速作動ゲートバルブの動作の再現性が良い。(2) 高速作動ゲートバルブの開口時

第1図 高速作動バルブ方式衝撃波風洞の概略図

第2図 貯気槽生成時刻と高速作動ゲートバルブの開口時刻 (入射衝撃波マッハ数 $M_s=2$, 貯気槽圧力 $P_s=196$ kPa, 貯気槽温度 $T_s=750$ K, 初期試料気体圧力 $P_i=16$ kPa, 駆動圧力 $P_d=1.27$ MPa, 試料および駆動気体: 空気)

第3図 貯気槽圧力および貯気槽温度履歴 (入射衝撃波マッハ数 $M_s=2$, 貯気槽圧力 $P_s=196$ kPa, 貯気槽温度 $T_s=750$ K, 初期試料気体圧力 $P_i=16$ kPa, 駆動圧力 $P_d=1.27$ MPa, 試料および駆動気体: 空気)

間が十分短い。(3) 貯気槽生成時刻と高速作動ゲートバルブ作動時刻の同期特性が良い。作製された高速作動ゲートバルブでは、バルブ開口時間の再現性は良好である。上述(3)の同期特性を確認するため、貯気槽生成時刻と高速作動ゲートバルブおよび高速作動ボールバルブの開口時刻との時間関係について、監視を行った。バルブの回転軸に取り付けられたフォトインタラプタによって、開口終了時刻をパルス波形から得ている。第2図に、一例として、高速作動ゲートバルブに取り付けられたインタラプタのパルス波形と貯気槽圧力履歴を示す。パルス波形の終わりが、バルブが開口した時刻である。

バルブの開口が有限の時間を要することによって、貯気槽状態と衝撃波風洞の作動時間に与える悪影響が考えられる。貯気槽状態に与える影響を調べるため高速作動ゲートバルブを使用した場合と隔膜を使用した場合の貯気槽圧力、貯気槽温度の履歴の比較を行った。貯気槽圧力履歴の測定には、ピエゾ型圧力変換器(キスラー社製)が用いられている。貯気槽温度履歴の測定には、自作の白金薄膜温度センサが使用された。圧力変換器から得られた貯気槽圧力は、入射衝撃波マッハ数から得られる理論上の貯気槽圧力と一致している。貯気槽状態の持続時間は、温度センサによって貯気槽状態にある気体の温度履歴変化に注目して、確認を行った。比較を行った結果は、圧力、温度の衝撃波通過による変化量は両方式ともほぼ一致しており、高速作動ゲートバルブの動作が貯気槽状態に与える影響は、ほとんど無視できると考えられる。第3図は、貯気槽圧力と貯気槽温度の履歴である。貯気槽持続時間

第4図 貯気槽圧力および圧力プローブによる全圧履歴 (入射衝撃波マッハ数 $M_s=2$, 貯気槽圧力 $P_s=196$ kPa, 貯気槽温度 $T_s=750$ K, 初期試料気体圧力 $P_i=16$ kPa, 駆動圧力 $P_d=1.27$ MPa, 試料および駆動気体: 空気)

は、約4msと読み取れる。

高速作動ゲートバルブが有限の時間で開口することによって貯気槽状態に及ぼす悪影響はほとんど無視できうるが、高速作動ゲートバルブの設置によって、(1) 低圧管管端からノズルスロートまでの距離が長くなる、(2) 高速作動ゲートバルブの開口時間内に試料気体の一部が下流に流れてしまう、等の損失が考えられる。このような影響を受けた衝撃波風洞の気流持続時間を確認するため、貯気槽圧力履歴と超音速ノズル流の全圧履歴(ピトー圧)の比較を行った。第4図に、貯気槽圧力履歴(P_s)とノズル下流における超

音速流の全圧履歴(ピトー圧 P_{02})を示す。反射衝撃波による貯気槽状態生成時刻に比べ、超音速流の始動が約 1 ms 遅れている。しかしながら、超音速流の気流持続時間は約 3 ms 確保されている。本実験では、高速作動ゲートバルブの開閉時刻が入射衝撃波が低圧管管端で反射する直前に行われるため、試料気体が一部下流に流出するが、反射衝撃波によって加圧加熱された気体はバルブが開閉した状態でノズルに導かれ、第 4 図に示すような全圧履歴が得られ、超音速流始動を示す圧力の立ち上がりも明確にわかる。また、実験で得られた超音速流の全圧履歴 (P_{02}) における気流持続時間内の圧力は、貯気槽圧力と超音速流の全圧 (P_{02}) との理論上の圧力比から算出した値とほぼ一致する。

3. 高速マスサンプリングプローブ

第 5 図に、高速サンプリングバルブ方式を用いた高速マスサンプリングプローブの測定系の概略図を示す。プローブ先端の小孔は内径 1.5 mm であり、その先端の外形はテーパ形状のため内径と一致している。そこから採取された気体は、気流持続時間以外の気体が高速サンプリングバルブによって採取されることを防ぐため、通常、内容量 30 l の真空容器に導かれる。真空容器は常に真空ポンプによって排気されており、1.3 Pa (10^{-2} torr) 程度の真空度を保持している。プローブ先端から、約 140 mm 下流位置に高速サンプリングバルブが設けられている。この高速サンプリングバルブは、衝撃波風洞の動作により生じる、気流持続時間中のみ混合気体を採取することを可能にする。高速サンプリングバルブによって採取された気体は、0.13 Pa (10^{-3} torr) 程度の真空度にあらかじめ保持されているサンプリングリザーバに導かれた後、4 重極マスフィルタによって濃度分析が行われる。高速サンプリングバルブの機構は、一方向に軸が移動する間

に、閉→開(採取)→閉の順に状態変化が行われ、気体のサンプリングが行われる。一連の動作時間、つまり、気体をサンプリングしている時間は、1.8~2.0 ms である。マイクロコンピュータを使用して、マスフィルタ用のコントローラ。デジタルストレージスコープの制御を行い 4 重極マスフィルタからの出力を得ている。得られた波形は、全てマイクロコンピュータによって処理される。

マスフィルタでは、2 種類 i, j 気体について、それらの出力比を考えると、

$$\frac{I_i}{I_j} = F\left(\frac{n_i}{n_j}\right) \quad (1)$$

なる関係がある。 n は気体の数密度、 F は校正特性から定まる関数である。本実験においては、He と空気中の O_2 を選択し、(1) 式において、 i として He、 j として O_2 に着目して検出を行っている。空気中の組成成分比が一定とし、 O_2 と He の出力比が、空気中の他の成分よりも 4 重極マスフィルタによる検出に適しているため、 O_2 が選ばれた。

第 6 図 校正実験で得られた出力波形

第 5 図 高速マスサンプリングプローブの測定系概略図

第 7 図 空気と He の混合気体に対する校正特性

第6図に、較正特性が得られたときの出力波形の一例を示す。4重極マスフィルタは、電極に掛ける電圧によって特定の質量数をもつ気体粒子を選択し、その気体粒子の粒子数に比例した出力を検出する。なお、分析管内部は、 1.3×10^{-8} Pa (10^{-8} torr) 以下に保たれる必要がある。第7図に得られた較正特性を示す。較正特性を得る際には、既知のモル分率の混合気体を使用された。この較正特性を使用して、超音速気体混合流を形成している空気と He の混合状態を、He と空気のモル分率として測定できる。

4. 可視化実験

この衝撃波風洞を使用して、超音速流相互の気体混合流の生成状態を確認するため、シュリーレン法を用いて可視化を行った。なお第4図には、シュリーレン写真撮影に用いられる発光用トリガーパルス波形が、貯気槽圧力履歴、超音速流の全圧履歴 (ピット圧 P_{02}) とともに示されている。第8図(a)、(b)に、反射衝撃波によって加熱された空気と He の超音速気体混合流のシュリーレン写真を示す。第8図の(a)と(b)では、He のプリーナム圧力が異なっている。(a)で

は、プリーナム圧力が、343 kPa (3.5 kgf/cm^2) である。(b)では、プリーナム圧力が、588 kPa (6.0 kgf/cm^2) である。その他の条件は、(a)、(b)とも等しく、以下に示すとおりである。空気側：入射衝撃波マッハ数 $M_s=2.0$ 、貯気槽圧力 $P_s=196 \text{ kPa}$ (2 kgf/cm^2)、貯気槽温度 $T_s=750 \text{ K}$ 、分離板後端部におけるマッハ数 $M_a=3.4$ 。He 側：プリーナム温度 $T_{0H}=300 \text{ K}$ 、分離板後端部におけるマッハ数 $M_H=4.2$ 。

第8図(a)、(b)のシュリーレン写真より、分離板下流域に空気と He の混合層が生成され、分離板後端部から、混合層の上下部に斜め衝撃波が生じているのが観察される。下部に生じた斜め衝撃波は、壁面付近で境界層と干渉し、反射しているのが観察される。第8図(a)と(b)を比較すると、He のプリーナム圧力は(b)のほうが高いため、(a)に比べ(b)のほうが、混合層の中心位置が上方にあり、下側に生じた斜め衝撃波が壁面の境界層と干渉する位置も下流側となっている。写真の発光時間は、2~3 ns (Febetron 706) であり、細かい渦が存在する乱流混合層となっているのが明確に捕えられている。

5. 濃度分布測定実験

第8図(a)と同じ実験条件下において、高速マスサンプリングプローブを用いて、分離板下流域における He と空気の濃度分布測定を行った。高速マスサンプリングプローブを使用して濃度測定を行う際には、気流持続時間中の気体のみを高速サンプリングバルブによって採取することに留意して、高速サンプリングバルブの作動時刻を決定している。その作動開始時刻は、空気の超音速流開始時刻より約 $500 \mu\text{s}$ 遅れた時刻とし、高速サンプリングバルブの作動開始時刻から、1.8~2.0 ms 間気体の採取が行われる。

第9図に、実際に高速マスサンプリングプローブを

(a)

(b)

第8図 シュリーレン写真 (上：空気流、下：He 流)

第9図 濃度測定実験で得られた出力波形

第10図 濃度分布測定実験結果

使用して濃度測定を行った際の4重極マスフィルタの出力波形の一例を示す。Heと空気中のO₂に対応した電圧に対して、それぞれHeとO₂の出力が検知されている。

濃度分布測定結果を第10図(a)～(d)に示す。分離板後端を原点とし、下流方向に x 軸、垂直に y 軸を取った座標系を採用する。 x, y の単位はmmである。 $x=3, 20, 30, 40$ の位置において、 y 方向に対して濃度分布測定を行った。 $x=3$ の位置においては、 $-1 < y < 1$ の間において急激な濃度変化があり、Heと空気の混合層が薄い状態であるのがわかる。それに対して、 $x=20, 30, 40$ と下流になると $y > 0$ 方向においてHe、 $y < 0$ 方向においてO₂の割合が増し、Heと空気の混合層が広がっているのがわかる。また、濃度分布の最も急峻な濃度勾配の位置は、下流になるに従って、 $y < 0$ 方向に移動している。シュリーレン写真第8図(a)からも、下流になるに従って、混合層の中心位置が $y < 0$ 方向に移動していると読み取れる。

従来、気体混合層の可視発達速度 $(db_v/dx)/(db_v/dx)_1$ が、混合層の圧縮性効果を表すパラメータとして用いられている M^+ ⁵⁾、 M_{c1} ¹¹⁾に対して評価されている⁹⁾。ここで、 b_v は、可視化により得られる混合層の幅、 x は流れ方向に沿う座標である。す

なわち、 db_v/dx は流れに沿った混合層の発達率を示す。 i は非圧縮性の意味である。また、 M^+ と M_{c1} は、大規模構造と主流の相対的な移動マッハ数で定義され、密度比 ρ_2/ρ_1 と速度比 u_2/u_1 に関連した値となっている。これらの比で、1は高速流側、2は低速流側を示す。この可視発達速度は、通常、シュリーレン写真より判断されているが、本実験条件においては、 $M^+=0.88$ 、 $(db_v/dx)/(db_v/dx)_1=1.5$ であり、他の結果¹³⁾よりも1.2程度大きな値となっている。これは、ノズルがウェッジ形状であり気流が完全な平行流でないこと、斜め衝撃波によって圧力、密度等が変化しているなどの理由が考えられる。シュリーレン写真から読み取れる混合領域と濃度分布を比較するため、第10図には、シュリーレン写真から判断される混合層の大規模構造の領域(b_v)が示してある。その領域(b_v)は高速マスサンプリングプローブによって計測された濃度分布のうち、濃度変化の大きいおおよその領域を含んでいることがわかる。

なお、衝撃波が混合層に与える影響については、さらに詳細な研究を行う予定である。

6. 結 論

(1) 高速作動ゲートバルブそして高速作動ボールバルブの動作特性およびそれらの開閉時刻と貯気槽状態との同期の再現性は良好である。製作した高速作動バルブ方式衝撃波風洞を用いて行った実験において、超音速気体混合流の再現性は良好であり、本実験条件下では作動時間が約3ms得られた。高速作動バルブ方式衝撃波風洞を使用して、超音速気体混合問題を対象とした実験に十分使用できることが確認された。

(2) 高速サンプリングバルブ方式を用いた高速マスサンプリングプローブを使用して、超音速気体混合流れ場における気体の濃度測定が十分可能であることが確認された。

(3) 高速マスサンプリングプローブを用いた濃度分布測定実験によって、空気とHeの超音速混合層における濃度分布構造を明らかにできた。

(4) シュリーレン法による可視化実験結果と高速マスサンプリングプローブによる濃度分布測定結果の比較によると、シュリーレン写真から観察される混合層の領域は、高速マスサンプリングプローブによって測定された濃度分布のうち、濃度変化の大きなおおよその領域を含むことが確認された。

本研究にあたり、有益な示唆を頂いた小口伯郎博士、ならびに、実験に協力頂いた武蔵工業大学学部の有賀浩伸君に感謝致します。

参考文献

- 1) Papamoschou, D. and Roshko, A.: Observations of Supersonic Free Shear Layers, AIAA Paper, 86-0162 (1986).
- 2) Oguchi, H., Ohue, H., Sato, S. and Funabiki, K.: Self-Acting Double Shock Tubes and Application to Experiment of Gases Mixing Process, Proc. 15th Int. Symp. on Shock Waves and Shock Tubes, Stanford University Press, Berkeley, California, 1985, pp. 555-561.
- 3) 村上淳郎, 小室智幸, 工藤賢司, 鎮西信夫, 升谷五郎: 超音速乱流混合層の実験, 第 19 回流体力学講演会講演集, 1987, pp.132-135.
- 4) 安部隆士, 船曳勝之, 小口伯郎: 自由ピストン方式自由飛行体発射装置による宇宙飛翔体空力特性の研究, 衝撃工学シンポジウム, 1987, pp.37-39.
- 5) Bogdanoff, D. W.: Compressibility Effects in Turbulent Shear Layers, AIAA J., 21 (1983), pp. 926-927.