



宇宙機研究のための小型自由ピストン型高エンタル ピ衝撃風洞の開発

メタデータ	言語: jpn 出版者: 室蘭工業大学 公開日: 2007-06-12 キーワード (Ja): キーワード (En): high enthalpy flow, hypersonic flow, shock tunnel, space plane 作成者: 新井, 隆景, 杉山, 弘, 溝端, 一秀 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/166

宇宙機研究のための小型自由ピストン型高エンタル ピ衝撃風洞の開発

その他（別言語等） のタイトル	Development of Small-Scale Free Piston Type High Enthalpy Shock Tunnel for the Study of Space Plane Physics
著者	新井 隆景, 杉山 弘, 溝端 一秀
雑誌名	室蘭工業大学紀要
巻	49
ページ	187-194
発行年	1999-11-30
URL	http://hdl.handle.net/10258/166

宇宙機研究のための 小型自由ピストン型高エンタルピ衝撃風洞の開発

新井 隆景*, 杉山 弘*, 溝端 一秀*

Development of a Small-Scale Free Piston Type High Enthalpy Shock Tunnel for the Study of Space Plane Physics

Takakage ARAI, Hiromu SUGIYAMA and Kazuhide MIZOBATA

(原稿受付日 平成11年5月10日 論文受理日 平成11年8月31日)

A Small-Scale Free Piston Type High Enthalpy Shock Tunnel has been developed at the Aeronautical and Space Engineering Division of Mechanical Systems Engineering in Muroran Institute of Technology for the study of hypersonic and high enthalpy flow being essential for space plane. By employing this shock tunnel, obtained free stream Mach number and total pressure were about 8 and 0.03MPa, respectively. The flow duration was about 1 ms and estimated flow enthalpy was about 3 MJ/kg. Photographs taken by CCD camera showed the developing shock wave and the shape of radiating region around the model. And also, the interaction of the hypersonic flow and sonic jet injected normally into free stream was observed. The future works such as the real gas effect problems, supersonic combustion in high enthalpy flow and so on, which are related to space plane development, will be able to be conducted using this high enthalpy facility.

Key Words : High Enthalpy Flow, Hypersonic Flow, Shock Tunnel, Space Plane

1. 緒 言

宇宙開発が盛んになるにつれて完全再使用型の宇宙往還機の実現が望まれ、各国でその研究・開発が行われている。これらの機体は高高度を極超音速で飛行するため、機体まわりの流れは高エンタルピ極超音速流れとなり、気体の解離や電離を生じる⁽¹⁾。また、これらの機体の推進システムとして、スクラムジェットエンジン⁽²⁾が有望視されているが、その実現のためには、実際の飛行条件に対応する高エンタルピ流れ中での、種々の実験・計測（例えば、超音速混合や超音速燃焼実験）が必要となる。

地上の実験室で極超音速・高エンタルピ流れを再現し、基礎的なデータを取得するための実験装置としては、衝撃波管、衝撃風洞、ルートピーク管、バリスティックレンジ、

アーク加熱風洞等の各種風洞・装置が用いられるが、それぞれに一長一短がある⁽³⁾。本論文で述べる自由ピストン型高エンタルピ衝撃風洞は基本的には衝撃風洞と同じ作動原理であるが、高圧ガス源として自由ピストン式圧縮管と衝撃波管を用いた2段圧縮機構を採用して、高エンタルピの極超音速流れを得ることができる。大型のものに、日本の航空宇宙技術研究所角田宇宙推進技術研究センターに設置されているHIEST⁽⁴⁾、オーストラリア、クイーンズランド大学のT4⁽⁵⁾、アメリカ、カルフォルニア工科大学のT5⁽⁶⁾、ドイツ、ゲッチンゲンのHEG⁽⁷⁾などがある。また、比較的小型のものには、名古屋大学⁽⁸⁾、東北大学⁽⁹⁾などがある。代表的な装置の性能を表1に示す。

著者らは、ここ数年来、スペースプレーン（宇宙機）やスクラムジェットエンジンに関する基礎的な研究を行って来ており⁽¹⁰⁻²⁶⁾、その研究の一環として小型の自由ピスト

*機械システム工学科

表 1: 世界の自由ピストン型衝撃風洞の性能比較

Facility	圧縮管				衝撃波管			ノズル出口 直径 (mm)	エンタルピ (MJ/kg)
	長さ L(m)	内径 (mm)	L/D	ピストン 質量 (kg)	長さ L(m)	内径 D(mm)	L/D		
T3, Aust. Nat. Univ.	6	300	20	90	6	76	79	300	~25
T4, Univ. of Queensland	25	228	110	90	10	75	133	388	~40
T5, Cal. Tech.	30	300	100	150	12	90	133	314	~40
HEG, Göttingen	33	550	60	685-760	17	150	113	880	~45
HIEST, NAL	42	600	70	580	17	180	94	1200	~25
Tohoku Univ.	6	100	60	3.1	2.04	38	54	150	~13
Nagoya Univ.	2.3	80	29	2.0	2.5	40	63	122	~10
Muroran Inst. Tech.	2	35	57	0.1	1	16.2	61.7	60	~3

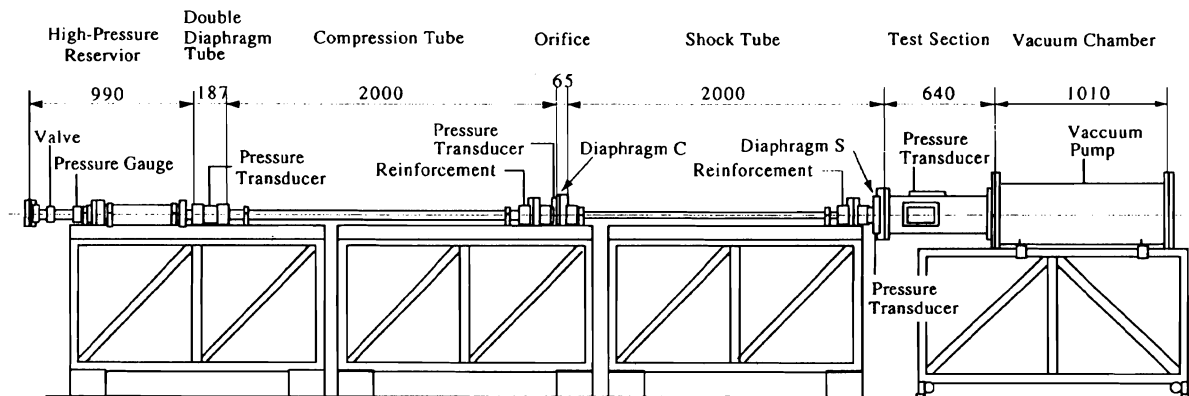


図 1: 実験装置概略

ン型高エンタルピ衝撃風洞の開発を行ってきた^(27,28). スペースプレーンの飛行経路は動圧一定 (50kPa~100kPa) とすることが考えられている. 例えば, マッハ 8 の極超音速飛行を考える場合, 飛行高度は約 30km となる. したがって, 高エンタルピ衝撃風洞を開発する場合, この飛行条件 (高度 30km, マッハ 8) を模擬できることが一つの目標となる. また, マッハ数 8~13 の中極超音速領域においては, 宇宙機まわりの流れにおいて分子振動緩和, 解離・再結合反応, 等の化学変化が複雑に発生し⁽²⁰⁾, これが宇宙機の飛行特性に大きく影響すると考えられている (実在気体効果). しかるに, この領域の流れの特性は, 実験において未解明であり, また近年発達がめざましい数値流体力学 (Computational Fluid Dynamics: CFD) においてもこの領域に適合した計算技術が確立していない. したがって, この領域の流れについて詳細な実験データを蓄積し, 流れ特性を解明すると共に, これに基づいて CFD 計算技術を改良する事が望まれている⁽²⁹⁾.

本論文では, 機械システム工学科航空基礎工学講座で開発した小型自由ピストン型高エンタルピ衝撃風洞の性能を明らかにすると共に, 本衝撃風洞を用いた流れの可視化結果などの実験例を示す. 機械システム工学科航空基礎工学

講座では, 本装置を用いて, 宇宙機の開発に関連する実在気体効果の研究やスクラムジェットエンジンに関する超音速燃焼試験を行うことを目指している.

2. 小型自由ピストン型衝撃風洞

2.1 作動原理

自由ピストン型衝撃風洞は, 高圧室, 圧縮管, 衝撃波管, 極超音速ノズル, 真空チャンバからなる. この装置は一般の衝撃風洞と異なり, 自由ピストン式圧縮管と衝撃波管によって二段に気体を圧縮することによって, より高圧で, 高温な空気源を形成し, その結果高エンタルピの極超音速流れを得ることができるものである.

図 1 は航空基礎工学講座で開発した小型自由ピストン型衝撃風洞の概略を, 図 2 はその外観写真を, 図 3 は実験装置系統図を示している. 本風洞の作動原理を述べると以下のとおりである. まず, 作動前に高圧室に 2.1MPa の高圧窒素を, 圧縮管には 0.1MPa のヘリウムまたは空気を, 衝撃波管には 0.1MPa の空気を入れておく. 高圧室と圧縮管の間には二重隔膜部を設けており, そこには 1MPa の窒素

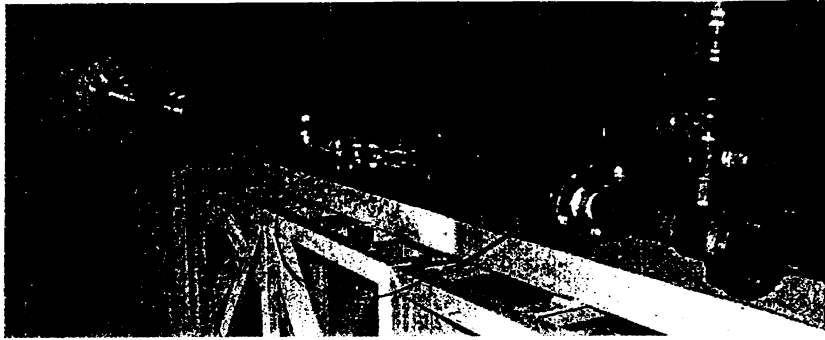


図 2: 実験装置外観

を入れおく。圧縮管と衝撃波管の間の隔膜 C にはアルミニウム板を、衝撃波管とノズルとの間の隔膜 S にはルミラ膜を用いた。二重隔膜部はルミラ膜で高圧室と圧縮管とを隔離している。二重隔膜部の圧力を減ずると高圧室と圧縮管とを隔離しているルミラ膜が破れ、高圧窒素が自由ピストンを加速し、圧縮管内のヘリウムあるいは空気を圧縮する。そしてその高圧のヘリウムあるいは空気が隔膜 C を破膜する。次に衝撃波管内に衝撃波が形成され、衝撃波管端で反射することによって高温高圧の空気が形成される。この圧力上昇により隔膜 S は破れ、高温高圧の空気が極超音速ノズルで加速され、測定部に極超音速気流を作り出すことができる。

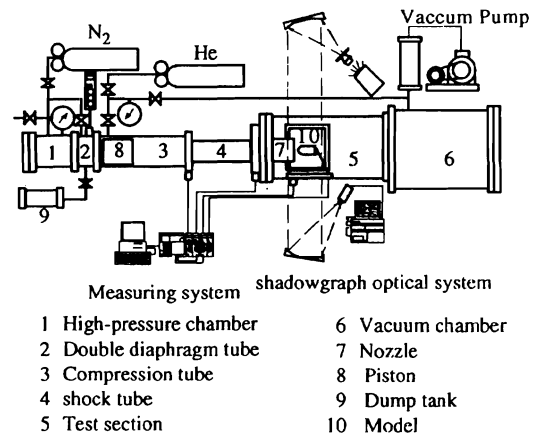


図 3: 実験装置系統図

2.2 高圧室, 圧縮管, ピストン, 隔膜 C

高圧室は内径 76.2mm, 長さ 480mm の円管, 圧縮管は内径 35mm, 長さ 2000mm の円管を使用した。ピストンはテフロン製で質量 0.1kg である。また、ピストンの破損を防ぐために、圧縮管管端にテフロン製のダンパーを設けた。圧縮管と衝撃波管との間の隔膜 C は 0.3mm から 0.6mm の厚さのアルミニウム板を用いた。自由ピストン型衝撃風洞の場合、隔膜の破片が飛散するとノズルや供試物体模型に損傷を与える危険性があるので、実験では隔膜の破片が飛散しない破膜の仕方をする厚さを選定した。

2.3 衝撃波管

衝撃波管を設計する時、衝撃波管の長さ L と内径 D の比 L/D が大きすぎると、衝撃波管内径に対して境界層厚さが相対的に厚くなり、反射衝撃波と境界層の干渉によって駆動気体が汚染される危険性が指摘されている⁽³⁰⁾。そこで、衝撃波管として、ステンレス製で内径が 16.2mm, 長さが 2000mm ($L/D=123.5$), 1500mm ($L/D=92.6$),

1000mm ($L/D=61.7$) の 3 種類の円管を使用し、 L/D の影響を調べ、本装置として最適な衝撃波管を選ぶことにした。後述するように、結果は $L/D=61.7$ の場合が最も性能が良いことが判明した。衝撃波管管端には圧力計が設置されている。衝撃波管管端の圧力は風洞のエンタルピを見積もる上で重要なパラメータである。

2.4 ノズル

ノズルは、図 4 に示すように、半頂角 10 度の円錐ノズルとした。スロート部の直径は 4mm, ノズル出口の直径は 60mm で、ノズル出口とノズルスロートとの断面積比は約 225 であり、設計マッハ数は約 8.3 となる。次元解析によれば、このノズルが始動するためには、衝撃波管管端の圧力とテストセクションの圧力との比が 160 以上必要である。

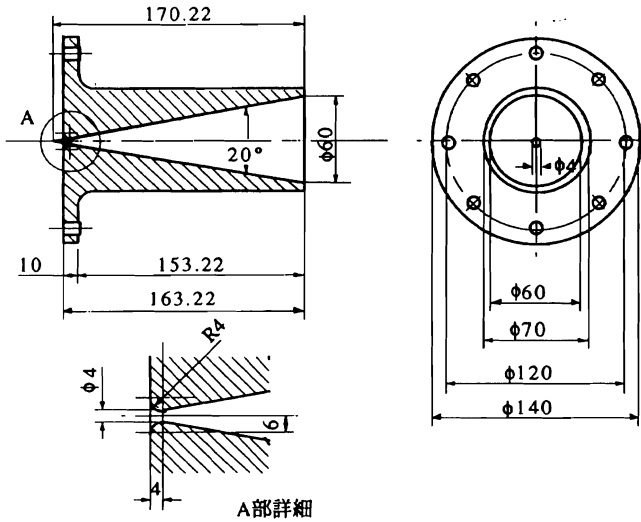


図 4: ノズル詳細

2.5 観測部

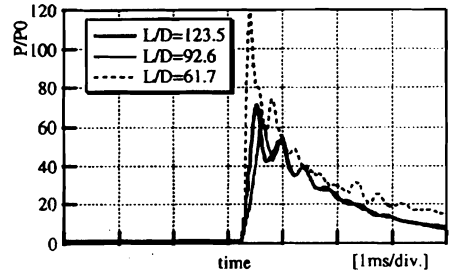
テストセクションは真空チャンバに接続されており、真空ポンプにより実験開始時には 4kPa 以下の圧力に設定される。チャンバの容量は十分に大きいので、実験中ノズルからの噴流は不足膨張状態に保つことができる。チャンバ内にはモデル等を取り付けられるようになっている。実験は、シャドウグラフ法による流れの可視化と鈍頭物体前方よどみ点における全圧測定で行った。流れの可視化に用いる光源には閃光時間約 20ns のナノスパーク⁽³¹⁾あるいは 1.8 μ s のキセノンランプを用いた。光源などのトリガは、衝撃波管管端の圧力信号を検出し、その信号を遅延回路を通すことにより行った。

3. 性能検定試験

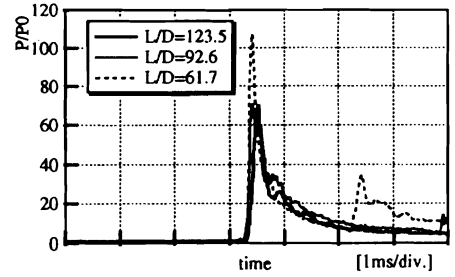
3.1 衝撃波管管端における圧力履歴

自由ピストン型衝撃波管の性能は、圧縮管の性能に大きく依存する。衝撃波管内に強い衝撃波を発生させるためには、圧縮管内の気体（衝撃波管の駆動気体）は音速の大きい、すなわち、分子量の小さい軽い気体が適している。そこで、圧縮管内の気体として、ヘリウムを用いることとした。比較のため、空気を圧縮管内の気体として用いた場合も実験を行った。

図 5 は衝撃波管管端における圧力 P の履歴が衝撃波管の L/D の変化に対していかに変化するかを測定した結果を示している。図 5(a) は駆動気体に空気、図 5(b) はヘリウムを用いた場合である。図 5(a), (b) ともに隔膜 C は厚さ 0.6mm のアルミ板を、隔膜 S は厚さ 75 μ m のルミラ膜



(a) driver gas : air
(Diaphragm C : 0.6mm, Diaphragm S : 75 μ m \times 3)



(b) driver gas : He
(Diaphragm C : 0.6mm, Diaphragm S : 75 μ m \times 3)

図 5: 衝撃波管管端における圧力履歴

を 3 枚重ねたものを用いた。ここで、 P_0 は大気圧である。図より、いずれの場合も圧力は急激に上昇し、最高到達圧力に達した後、減少する。また、駆動気体に空気とヘリウムを用いた場合を比較すると、ヘリウムを用いた場合の方が、衝撃波管管端圧力は時間的に早く減少する。図 5(a), (b) ともに L/D が 123.5, 92.6 の場合は圧力履歴に大きな違いが見られないが、 $L/D=61.7$ の場合、最高到達圧力が他の場合より高いことが分かる。

前述したように、衝撃波管内に強い衝撃波を発生させた方が、風洞として性能が良いので、衝撃波管内の衝撃波マッハ数を測定した。測定方法は以下のとおりである。圧縮管管端の圧力が最大を示した時刻（隔膜 C が破膜した時刻とした）と衝撃波管管端の圧力が上昇し始めた時刻の差で、各圧力センサー間の距離を除いた値を衝撃波の速度とし、その値と空気の音速との比を衝撃波マッハ数とした。結果を図 6 に示す。なお、衝撃波管の長さは 2m ($L/D=123.5$) とした。横軸は隔膜 C のアルミ板の厚さ、縦軸は衝撃波マッハ数 M_{in} である。駆動気体に空気をを用いた場合、アルミ板の厚さが薄い場合には、アルミ板の割れ方が一定でなく、データにバラツキが見られる。アルミ板の厚さが厚い 0.6mm の場合には、空気、ヘリウムとも再現性がよく、データのバラツキは少ない。衝撃波マッハ数 M_{in} は音速が大きいヘリウムを用いた場合の方が空気をを用いた場合に比べて大きく、強い衝撃波が形成されていることがわかる。

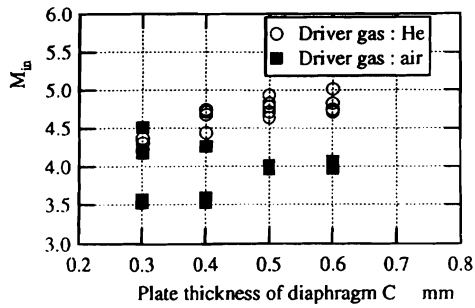


図 6: 衝撃波マッハ数 ($L/D=123.5$)

駆動気体にヘリウムを用いた場合、衝撃波マッハ数 M_{in} は最大で約 5 であることがわかる。また、0.4mm のアルミ板を 2 枚重ねたものを隔膜 C として用いた実験も行ったが、結果は 0.6mm の厚さの場合とほぼ同じであった。

3.2 鈍頭物体前部よどみ点における圧力履歴と流れの可視化

図 7 に鈍頭物体前部よどみ点における圧力 P の履歴と流れの可視化結果を併せて示す。ここで P_0 は大気圧である。実験条件は、駆動気体に空気をい、衝撃波管は $L/D=61.7$ とした。隔膜 C は厚さ 0.4mm のアルミ板を 2 枚、隔膜 S は厚さ $75 \mu\text{m}$ のルミラ膜を 3 枚重ねたものである。鈍頭物体の前面は直径 7mm の半球状をしている。写真中に黒い斑点状のものが見受けられるが、衝撃波を強調するために画像処理を施したことによる。したがって、実際の現象とは関係ない。

可視化結果の時刻 t は、圧力履歴の図中に示す (a) から (d) に対応しており、圧力の立ち上がりの時刻をゼロとした経過時間である。(a) の時刻になると鈍頭物体前部に離脱衝撃波が観察される。(b)、(c) では、離脱衝撃波が成長し、彎曲した弓型衝撃波が流路全域に観察される。したがってこの時刻では、流れが一様であると推察できる。(d) の時刻になると、衝撃波は乱れ、流れの一様性が損なわれている。一様流の持続時間を離脱衝撃波が流路全域に観察されだした時刻から、乱れるまでとすると、この条件の場合約 1.0ms である。その間、全圧は 0.03MPa 以上である。圧力履歴を詳細に観察すると、一様流が持続している間においても、よどみ点の圧力は変動しており、一定でない。今後、装置を改良してよどみ点の圧力が一定になるようにすることが必要である。

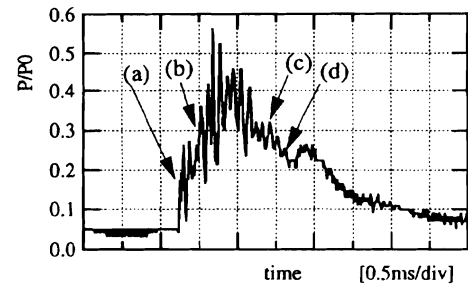
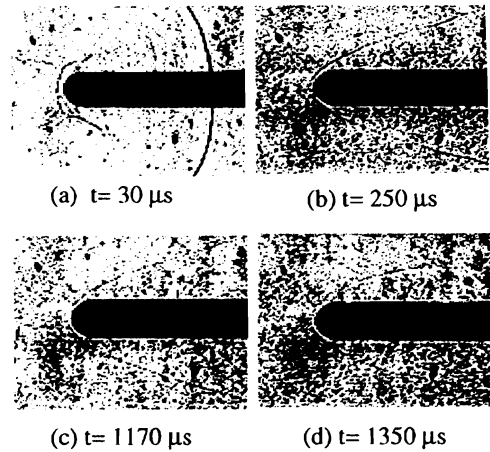


図 7: 鈍頭物体前部よどみ点における圧力履歴と流れの可視化 (駆動気体: 空気, $L/D=61.7$)

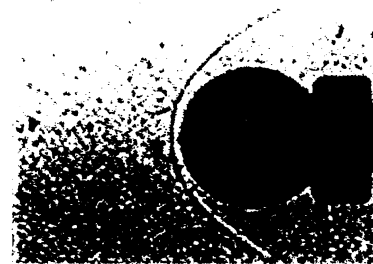


図 8: 球まわりの流れ (駆動気体: 空気, $L/D=61.7$)

3.3 流れの諸量

球前方の離脱衝撃波の離脱距離 Δ と球の半径 R_b の比、 Δ/R_b はマッハ数によって定まる⁽³²⁾。そこで、直径 15.9mm の球をテストセクション内に設置し、流れの可視化を行った。圧縮管の駆動気体を空気とし、 $L/D=61.7$ の衝撃波管を用いた場合の可視化結果を、図 8 に示す。球前方に彎曲した弓形衝撃波が観察される。写真より Δ/R_b を測定し、マッハ数を求めた。圧縮管の駆動気体と衝撃波管の L/D を変化させ、同様の実験を行い、流れのマッハ数を求めた結果を表 2 に示す。この結果から、本風洞で得られる最大のマッハ数は、約 $M=8$ であり、ほぼ、設計どおりの性能を有することがわかる。

表 2: 流れのマッハ数

L/D	driver gas	Δ/R_b	M
123.5	air	0.150	5.8~6.15
	He	0.147	6.1~6.55
92.6	air	0.146	6.3~6.7
	He	0.143	6.7~7.4
61.7	air	0.141	7.15~8.1
	He	0.138	8.1~



図 9: 鈍頭物体前部の空気の発光現象 (駆動気体: ヘリウム, $L/D=61.7$)

3.4 自由ピストン型衝撃風洞としての性能

衝撃波管管端のよどみ状態から気体がノズルを通過して膨張する過程を等エントロピー変化と仮定して、本実験で得られた条件においてノズル出口における流れの諸量を求めた。以下に結果を示す。ただし、ノズルで膨張した後の流れのマッハ数は 8、ノズル上流のよどみ圧は $P/P_0=113$ 、比熱比は $\kappa=1.4$ として、駆動気体にヘリウムを使用した場合について計算した。

(a) 一様流の諸量 (一様流マッハ数 $M=8$)

静圧: $P_N \approx 0.0012\text{MPa}$

静温: $T_N \approx 220\text{K}$

密度: $\rho_N \approx 0.019\text{kg/m}^3$

(b) 鈍頭物体前部よどみ点における諸量

全圧: $P_{02} \approx 0.097\text{MPa}$

全温: $T_{02} \approx 3030\text{K}$

密度: $\rho_{02} \approx 0.12\text{kg/m}^3$

エンタルピー: $h \approx 3.1\text{MJ/kg}$

上記の結果は、高度 30km において $M \approx 8$ で飛行する状態に相当する。

4. 小型自由ピストン型衝撃風洞を用いた実験例

4.1 鈍頭物体前部の発光現象の観察

図 9 は鈍頭物体前部の発光現象を CCD カメラにより捉えたものである。駆動気体としてはヘリウムを用いた。発光は衝撃波と物体の間の薄い層で見られる。これは、よどみ点温度が約 3000K と高いことによる。さらに、発光現象はよどみ点近傍だけでなく、半球部と円筒部の接続部近傍まで見られる。発光の強さは、よどみ点附近が最も強い。今後、この発光現象を分光測定などによって調べ、複雑な非平衡状態の空気の実在気体効果についての研究が行なえることが期待できる。

4.2 極超音速流れと噴流との干渉

図 10 は極超音速流れ中に噴流を噴出する装置の概略を示している。本装置は、スクラムジェットエンジン内の燃料噴射を模擬する装置の第一段階として製作した。スクラムジェットエンジン内の燃料噴射を模擬するためには、噴射装置の上流に衝撃波圧縮による減速、圧縮機構を設けなければならないが、本報告では減速、圧縮機構は設けていない。噴射装置は、平板、貯気槽、ピストン、電磁弁、ピストン駆動用気体貯気槽からなっている。平板には直径 3mm の噴射孔が平板の先端から 30mm の位置に設けられ、平板の先端は 15° の角度を持つ半楔形である。噴射圧を測定するために、噴射孔入口近傍の貯気槽に圧力変換器を設置した。ピストンは、テフロン製で質量は約 23g である。ピストン駆動用気体には窒素を用いた。

噴射方法は、貯気槽に噴射気体を充填し、2つの電磁弁 (図中の番号 4, 5) を同時に開放することによりピストンを駆動させ、貯気槽内の気体を噴射孔より音速噴射させた。この場合、風洞により得られる流れが一様流の状態のときに噴射を行わなければならない。そこで、風洞の二重隔膜部を減圧するためのバルブに電磁弁を使用し、この電磁弁と噴射装置の電磁弁を同時に開放することで、極超音速の一様流中に噴射を行った。流れ場の様子はシャドウグラフ法により観察した。

図 11 はマッハ 8 の極超音速流れ中に窒素を噴射した時の流れ場の可視化結果を示している。なお、衝撃波管の駆動気体は空気とした。噴射圧力は約 0.25MPa であった。図から、平板先端から衝撃波の発生、噴射孔出口付近でのマッハディスク、噴射気体と平板先端からの衝撃波との干渉、極超音速流れと噴流との干渉が確認できる。今後、本装置を用いて、極超音速流れと噴流との干渉現象の解明やスクラムジェットエンジン内の超音速燃焼試験を行うことが期待される。

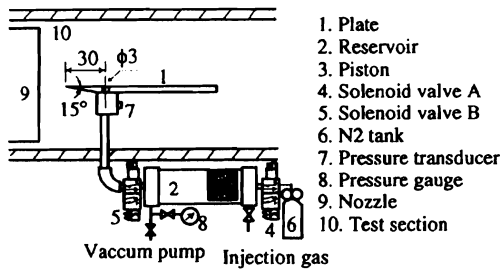


図 10: 気体噴射装置概略



図 11: 極超音速流れと噴流との干渉

5. 結 言

小型自由ピストン型高エンタルピ衝撃風洞の開発を行い、その設計概要、基本特性の検証を述べた。次に、本装置を用いた宇宙機の開発に関連する基礎的な実験を行い、その結果の一例を紹介した。まず、本衝撃風洞の基本性能は以下のとおりである。

- (1) 本衝撃風洞の場合、衝撃波管の長さは 1m の場合が最も性能がよく、ほぼ設計どおりマッハ 8 の流れを約 1ms の間作れる性能がある。
- (2) その時、衝撃波管の駆動気体にヘリウムを用いると、モデル前方よどみ点の空気のエンタルピは約 3MJ/kg となる。
- (3) 上記の状態は、高度 30km をマッハ 8 で飛行する条件をシミュレートできる。

次に、宇宙機の開発に関連する基礎的な実験で得られた結果は以下のとおりである。

- (4) 本衝撃風洞を用いて、鈍頭物体前面の衝撃波圧縮による発光現象を捉えることができ、その発光強度の分布も観察できた。
- (5) テストセクション内にスクラムジェットエンジンの燃料噴射装置を模擬する噴射装置を設置し、噴流と極超音速流れとの干渉現象を観察できた。

このように、本小型自由ピストン型高エンタルピ衝撃風洞は非常に小型であるが、3MJ/kg の高エンタルピを有する極超音速流れを作れ、我々の目標の一つであった高度 30km をマッハ 8 で飛行する条件を達成できた。また、小

型であるが故に、操作性が良く、10 分に一回程度実験ができるので、実験条件をパラメトリックに変化させながら現象の特性を捉える方式の実験や、風洞装置自体の運転条件を色々に変化させて一層最適な運転方法を究明する研究、等の目的に極めて有効である。このような実験・研究は大型風洞では実施困難なものである。

室蘭工業大学工学部機械システム工学科航空基礎工学講座には、平成 10 年度にマッハ 2 とマッハ 4 の流れを実現できる超音速風洞 (Pressure-Vacuum Type, テストセクション断面 80mm×80mm) が設置された。したがって、本衝撃風洞と組み合わせることで、超音速から極超音速までの系統的な実験が可能となった。

謝 辞

本衝撃風洞などの実験装置の製作は室蘭工業大学工学部機械実習工場で行った。実験には、当時室蘭工業大学大学院機械システム工学専攻の大学院生 辻野元君、今井正人君、池田武人君をはじめ卒業研究に携わった 4 年生諸氏の協力をいただいた。付記して感謝の意を表します。

文 献

- (1) 浅野・他 6 名, “自由ピストン型衝撃風洞を用いた高エンタルピー流れに関する実験研究,” 平成 5 年度衝撃波シンポジウム講演論文集, 1993, pp. 57-60.
- (2) 舞田正考, “我が国のスペースプレーン,” 日本航空宇宙学会誌, Vol. 37, No. 428, 1989, pp. 401-411.
- (3) 生井武文, 松尾一素, 衝撃波の力学, コロナ社, 1983, pp. 200-230.
- (4) K. Itoh, S. Ueda, T. Kimuro, K. Sato, M. Takahashi, H. Miyajima and K. Koga, “Design and Construction of Hiest (High Enthalpy Shock Tunnel),” *Proceedings of JSME International Conference of Fluid Engineering*, 1997, pp. 353-358.
- (5) R. J. Stalker and R. G. Morgan, “The University of Queensland Free Piston Shock Tunnel T4 - Initial Operation and Preliminary Calibration,” NASA CR-181721, 1988.
- (6) H. G. Hornung, “Performance Data of the New Free-Piston Shock Tunnel at CALCIT,” AIAA Paper 92-3943, 1992.
- (7) G. Eitelberg, T. J. McIntyre, W. H. Beck and J. Lacey, “The High Enthalpy Shock Tunnel in Göttingen,” AIAA Paper 92-3942, 1992.
- (8) 佐藤晃浩, 森田哲也, 小紫公也, 藤原俊隆, “超軌道速度再突入機の熱環境研究のための小型高性能スコープの開発,” 日本航空宇宙学会誌, Vol. 46, No. 534, 1998, pp. 398-405.
- (9) 是本健介, J. Schumacher, J. Sislian, 高山和喜, “自由ピストン衝撃風洞のノズル流れの検定,” 第 38 回航空原動機・宇宙推進講演会および第 8 回ラム/スクラムジェットシンポジウム講演論文集, 1998, pp. 174-179.

- (10) T. Arai, N. Uno, H. Sugiyama and M. Homareda, "Estimate of Turbulent Mixing of Supersonic Parallel Free Streams by LDV Measurements," AIAA Paper 93-5019, 1993, AIAA/DGLR 5th International Aerospace Planes and Hypersonics Technologies Conference.
- (11) T. Arai and J. A. Schetz, "Injection of Bubbling Liquid Jets from Multiple Injectors into a Supersonic Stream," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 10, No. 3, MAY-JUNE 1994, pp. 382-386.
- (12) 新井隆景, 杉山弘, 宇野直嗣, 菅田学, "後ろ向きステップの下流で再付着する超音速乱流境界層の乱流特性," *日本機械学会論文集 (B編)*, Vol. 60, No. 579, 1994, pp. 3830-3835.
- (13) 杉山弘, 新井隆景, 宇野直嗣, "擬似衝撃波内の乱れ特性のLDV測定," *日本機械学会論文集 (B編)*, Vol. 61, No. 586, 1995, pp. 2095-2101.
- (14) T. Arai, H. Sugiyama, M. Homareda and N. Uno, "Turbulent Characteristics of Supersonic Turbulent Boundary Layer Past a Backward Facing Step," AIAA Paper 95-6126, 1995, AIAA 6th International Aerospace Planes and Hypersonics Technologies Conference.
- (15) K. Mizobata, Y. Wada and H. Kubota, "Analysis of Coupled Molecular Vibration and Dissociation using Quasi-classical Collision Trajectory Calculations," Proceedings of the Symposium on Molecular Thermo Fluid Dynamics, Tokyo, February 28-March 1, 1995, JSME Thermal Engineering Division and the Heat Transfer Society of Japan, pp. 88-93; also seen in *Thermal Science and Engineering*, Heat Transfer Society of Japan, Vol. 3, No. 4, pp. 17-25.
- (16) T. Arai, H. Sugiyama and T. Kawase, "Compressible Turbulent Boundary Layer/Multiple Shock Wave Interaction in a Duct," AIAA Paper 96-4540, 1996, AIAA 7th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference.
- (17) 新井隆景, 遠藤彰, 永田晴紀, 杉山弘, 森田修至, "後向きステップを過ぎる低温の超音速流中に垂直に噴射される水素の触媒燃焼," *日本機械学会論文集 (B編)*, Vol. 63, No. 614, 1997, pp. 3318-3324.
- (18) H. Sugiyama, T. Arai and N. Uno, "LDV Investigation of Turbulence Phenomena in Multiple Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interactions," *Fluid Mechanics and its Applications, Combustion in Supersonic Flows*, edited by M. Champion and B. Deshaies, Vol. 39, Kluwer Academic Pub., 1997, pp. 325-332, Proceedings of IUTAM Symposium on Combustion in Supersonic Flows.
- (19) T. Arai, H. Sugiyama and N. Uno, "Mixing Enhancement by Normal Gas Injection in Supersonic Mixing Layer (LDV Investigation of Turbulent Phenomena)," *Fluid Mechanics and its Applications, Combustion in Supersonic Flows*, edited by M. Champion and B. Deshaies, Vol. 39, Kluwer Academic Pub., 1997, pp. 301-308, Proceedings of IUTAM Symposium on Combustion in Supersonic Flows.
- (20) K. Mizobata, "An Analysis of Quasiclassical Molecular Collisions and Rate Processes for Coupled Vibration-Dissociation and Recombination," AIAA Paper 97-0132, January 6-10 1997, 35th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, NV, USA.
- (21) S. Takahashi, K. Mizobata and K. Sawada, "Conceptual Study of an Airbreathing Reusable Launch Vehicle," Tech. rep., AIAA paper 97-0192, 35th Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV, USA, January 6-10, 1997, American Institute of Aeronautics and Astronautics; also seen in *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 34, No. 5, 1997, pp. 628-635.
- (22) 新井隆景, 永田晴紀, 遠藤彰, 杉山弘, 森田修至, 細川博, "定温触媒線を用いた触媒燃焼による超音速乱流混合の評価方法," *日本機械学会論文集 (B編)*, Vol. 64, No. 619, 1998, pp. 793-799.
- (23) T. Arai, S. Morita, H. Nagata and H. Sugiyama, "H₂ Concentration Profile in Cold Supersonic Hydrogen-Air Mixing Layer (Evaluation using Catalytic Reaction on Constant Temperature Pt Wire)," AIAA Paper 98-1623, 1998, AIAA 8th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference.
- (24) K. Mizobata and C. Park, "An Analysis of Rotational Rate Processes in Expanding Flows of Nitrogen," AIAA paper 98-0846, 36th Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV, USA, January 12-15, 1998, American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- (25) K. Mizobata and C. Park, "An Analysis of Rotational Rate Processes in Expanding Flows of Nitrogen," Proceedings of the Colloquium on Nonequilibrium Phenomena of Low-Density Jets in Space, Kyoto University of Education, Kyoto, Japan, February 12-13, 1998, pp. 83-92.
- (26) T. Arai, H. Nagata, A. Endo, H. Sugiyama, S. Morita and H. Hosakawa, "Evaluation of Supersonic Turbulent Mixing Using Catalytic Combustion of Constant Temperature Pt Wire," *JSME International Journal*, Vol. 42, No. 1, 1999, pp. 65-70.
- (27) 今井正仁, 新井隆景, 池田武人, 杉山弘, "小型フリーピストン型衝撃風洞の試作と特性," *日本宇宙航空学会北部支部 1998年講演会および再使用ロケット/スペースプレーンシンポジウム講演論文集*, 1998, pp. 197-200.
- (28) 池田武人, 新井隆景, "高エンタルピ衝撃風洞を用いた超音速混合," *日本宇宙航空学会北部支部 1998年講演会および第9回ラム/スクラムジェットシンポジウム講演論文集*, 1999, pp. 245-248.
- (29) C. Park, "Aerothermodynamics problems of Future Space Vehicles," *20th International Symposium on Space Technology and Science, Japan*, 1996.
- (30) G. Rudinger, "Effect of Boundary-Layer Growth in a Shock Tube on Shock Reflection from a Closed End," *Physics of Fluids*, Vol. 4, 1961, pp. 1463-1473.
- (31) 多田公昭, 宮城勢治, 高山和喜, H. Kleine, H. Grönig, "ナノ秒スパーク光源の開発," *日本航空宇宙学会誌*, Vol. 43, No. 501, 1995, pp. 582-585.
- (32) H. Sugiyama, "Numerical analysis of dusty supersonic flow past blunt axisymmetric bodies," UTIAS report 267, Institute for Aerospace Studies, University of Toronto, 1983.