

## Measurement of Laser-induced Blast wave in a Supersonic Flow

○ 森浩一（東大新領域），原部伸之（東大工），小紫公也（東大新領域），荒川義博（東大工）

Koichi MORI\*, Nobuyuki Harabe\*\*, Kimiya KOMURASAKI\*, Yoshihiro ARAKAWA\*\*

\*Dept. of Frontier Science, University of Tokyo, Tokyo 113-0033, Japan

\*\*Dept. of Aeronautics and Astronautics, University of Tokyo, Tokyo 113-8656, Japan

Measurements of laser-induced blast wave in a quiescent atmospheric air and in the supersonic flow, whose Mach number is 2.2, are presented. Shadowgraphs were taken using an ICCD camera, and pressure was measured on the bottom wall of the wind tunnel using a piezo frash-diaphragm pressure gauge. As a result, the center of explosion is blown down at the same velocity as that of the flow, and the blast wave expanded in the supersonic flow at the same velocity as that in a quiescent atmospheric air. Because the negative phase in the pressure variation distinguishes in the supersonic flow, the impulse density imparted on the wind-tunnel wall may become higher in the supersonic flow than in the atmospheric air.

## 1. 緒論

近年レーザー推進が、将来の低コスト宇宙輸送システムとして注目を浴びている。<sup>1,2)</sup>レーザー推進とは、地上などの遠隔地からレーザービームを宇宙機に伝送し、そのエネルギーを推進力に変換する推進機のことである。パルスレーザーを気体中において集光すると、気体の絶縁破壊が発生した後、プラズマが生じ、レーザーエネルギーを吸収する。<sup>3)</sup>このプラズマの急激な膨張に伴い、周囲には爆風波が伝播する。<sup>4)</sup>この爆風波をノズル壁面で反射することによって推力を得るものは、RP(Repetitively Pulsed)レーザー推進と呼ばれている。<sup>5)</sup>空気を推進剤として利用する飛行モードでは、その比推力が無限大になる。現在考えられている大気吸込み式 RP レーザー推進機概念図を Fig.1 に示す。宇宙機が大気下において超音速で飛行し、推進剤として利用する空気を前面から吸い込む場合、レーザー生成プラズマは超音速気流中において加熱され、膨張する。プラズマの膨張に伴って発生した爆風波は膨張しながら、ノズル内を下流に流されていく。推力は、ノズル面上に爆風波が圧力を及ぼすことによって発生する。推力発生機構を明らかにするために、超音速気流中におけるレーザーに誘起される爆風波の膨張過程を調べた。

## 2. 実験装置及び方法

実験装置の概略を Fig.2 に示す。超音速風洞の設計マッハ数は 2.0 である。試験部は、断面が 20mmx20mm である。間欠風洞であり、1.1MPa 貯気した後、手動弁によって作動する。総圧は作動中に緩やかに減衰していく。総圧 0.9MPa のときに、同期回路がレーザーにトリガーをかけ、レーザービームが風洞内へ集光される。このとき、風洞試験部における底壁面上で計測された静圧は 0.106MPa であった。レーザービームを導入するために、試験部の上面は現在開放されている。実験条件における超音速気流のマッハ数は、風洞試験部に発生したマッハ線の傾きから、約 2.2 と計測された。マッハ数が設計値より高いのは、上面が開放されており、また、大気圧より若干高い静圧を持つことによる。風洞内試験部に爆風波を誘起するために、定格最大出力 10J/pulse の TEA 型炭酸ガスパルスレーザーを用いた。フォトンドラッグ素子（浜松フォトニクス-B209）を用いて、レーザーパルス出力の時間変化を測定した結果、ピーク 12MW 幅 200ns のスパイクに続き、緩やかに変化するテールが 5 $\mu$ s 程度続く。焦点距離 38.1mm の非軸放物面鏡を用い、上部から試験部底面に焦点を合わせ、レーザービームを集光した。今回の実験においては、レーザーエネルギーは、8.2J/pulse である。風洞試験部側面

の観測窓を通して、シャドウグラフを撮影した。光源には He-Ne レーザーを用い、撮影には ICCD カメラ (Oriel-INSTASPEC V) を用いた。炭酸ガスレーザーとの同期回路、及び遅延回路 (SRS 社製 DG535) を用い、レーザー発振開始から 2 $\mu$ s~25 $\mu$ s 後での撮影を行った。各像における露光時間は 200ns である。圧力測定には、固有周波数 400kHz のピエゾ式フラッシュダイアフラム型圧力計 (Kistler 603B) を用いた。底面上で流れ方向に 15mm 間隔に設置された。各圧力ポートを上流から順に A~E とする。

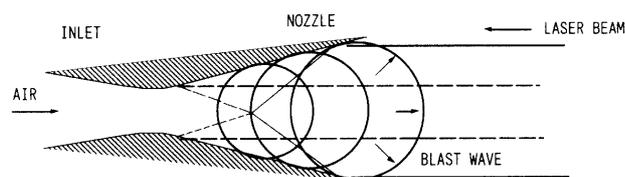


Fig.1 Concept of Air-breathing RP laser propulsion

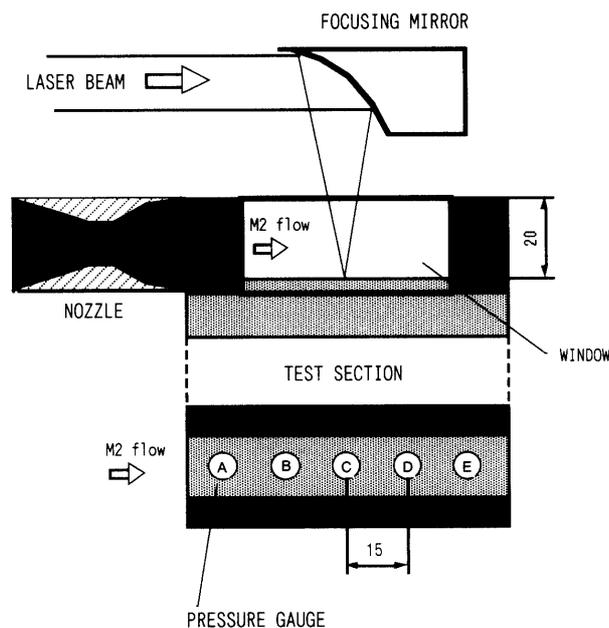


Fig.2 Supersonic wind tunnel

### 3. 実験結果及び考察

#### 3.1 シャドウグラフ

撮影されたシャドウグラフを Fig.3 に示す。図中  $t=0$  の時にレーザーの発振が開始されており、 $t=5\mu\text{s}$  にはレーザーの発振が終了している。左は静止大気状態における試験部でのものであり、右が風洞作動時のものである。静止大気中では、レーザーの集光軸を中心に衝撃波が左右に等方的に膨張している。中心部には高温希薄な領域が存在していると考えられ、これも同時に膨張している。一方、超音速流中では、中心部の希薄領域が衝撃波と共に膨張しながら下流へ流されている。また、超音速流中においては、右下から左上に向かうマッハ線が写っているが、これは、試験部の圧力計用ポートが超音速気流に微小擾乱を与えているためである。静止大気中における衝撃波の平均伝播マッハ数は約3であった。一方、超音速気流中における希薄領域の中心の下流への変位のマッハ数は2.3であり、雰囲気のマッハ数と良い一致を見ている。また、爆発の中心である希薄領域は、流れ方向に、雰囲気の音速で膨張している。上流側の衝撃波に関しては、希薄領域の中心に相対的にマッハ数2.8にて上流へ伝播している。これは、静止大気中における衝撃波の伝播マッハ数と良い一致を見せる。以上のことから、爆発の中心は雰囲気気流速度で流され、爆風波と高温領域の膨張過程は、流れによって影響を受けないと考えることできる。

#### 3.2 圧力の時間変化

底壁面上点Eにおけるゲージ圧の時間変化を Fig.4 に示す。上が静止大気中において測定されたものであり、下が超音速気流中において測定されたものである。静止大気中のデータでは、衝撃波の到達に伴う高いピークの後に正圧部、二次衝撃波、負圧部と続き、その後正圧部と続く。測定されたピーク圧（最大過圧）は、0.15MPa であるが、衝撃波の伝播マッハ数を用いて垂直衝撃波の関係式から計算される衝撃波背後の圧力は1.0MPa である。これは、衝撃波背後圧力の時間変化が早く、圧力計が応答できていないためと考えられる。しかし、その後の圧力の時間変化は、緩やかで、圧力計は十分追従していると考えられる。一方、超音速気流中では、一次衝撃波と二次衝撃波の間隔が短く、負圧部が無い。衝撃波間隔が短いことは、流れによって爆発中心が流されるだけであるという、可視化からの結論に定性的に一致するが、負圧部が消滅する原因は、これによって説明不能であり、更なる詳細な研究が必要である。負圧部の消滅に伴い、超音速気流中において壁面が受ける力積密度は、静止大気中におけるよりも大きくなる可能性がある。過去の研究<sup>6)</sup>においても、同様に気流の存在に伴う力積増加が報告されている。この研究では、点源爆発解を元にしたモデル<sup>7)</sup>を用いて説明されている。今回測定された爆風波は、その源であるプラズマが点源とみなせるようなスケールで無いのに加え、点源爆発解は、適用できる最大過圧が高くなければならない。このため、他のモデルを用いて説明する必要がある。

#### 4. 結論

静止大気中及び超音速気流中にて、パルスレーザーを用い、爆風波を誘起した。風洞内でのシャドウグラフによって、衝撃波の様子を観察し、伝播速度を測定した。その結果、超音速気流中においては、爆風波の中心が流れの速度で下流に流され、流れの無い状態とほぼ同じ速度で爆風波が伝播することが示唆された。更に、壁面上圧力を測定し、超音速気流による圧力の時間変化への影響を調べた。その結果、流れ中での力積密度の増大の可能性が示唆された。

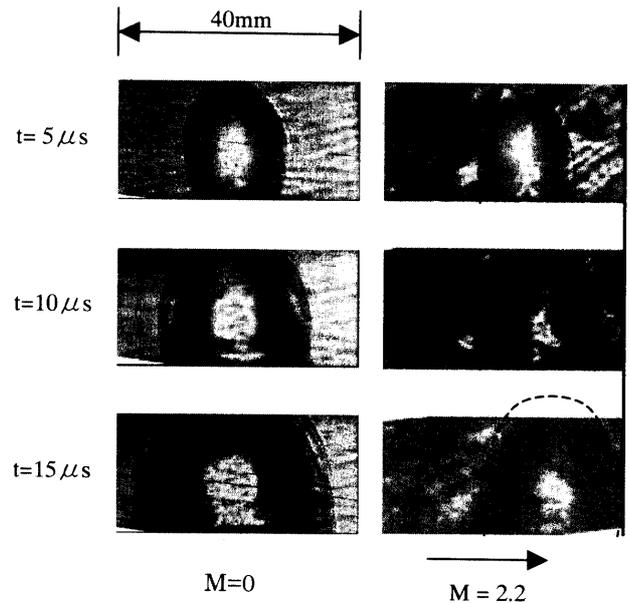


Fig.3 Shadowgraphs of laser-induced blast wave  
In the quiescent air, and in Mach 2.2 flow.

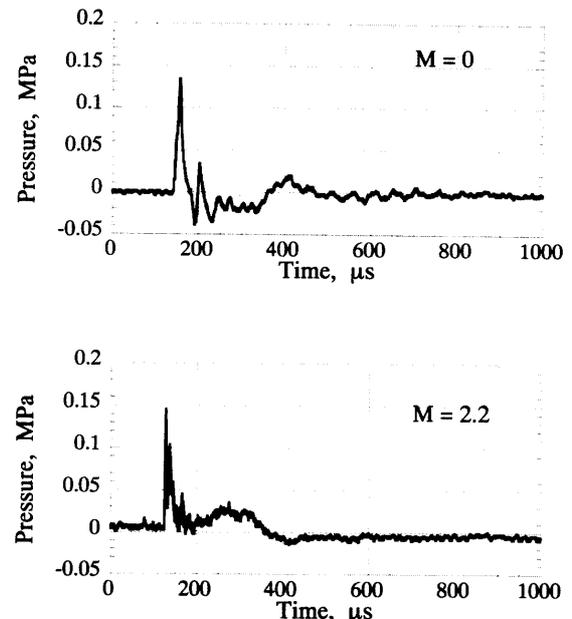


Fig.4 Pressure measured at point E  
In the quiescent air, and in Mach 2.2 flow.

#### 引用文献

- 1) L.N.Myrabo, et al:AIAA paper 1998-1001.
- 2) A.Kantowitz:Astronautics and Aeronautics 10,(1972)74.
- 3) Y.P.Raizer:Laser-induced discharge phenomena (Consultant bureau,1977)1.
- 4) K.Mori, K.Komurasaki, H.Katsurayama, & Y.Arakawa: AIAA paper 2001-0694.
- 5) A.Brandstein, & Yeshayahu:J.propulsion and power 14(1998)261.
- 6) J.A.Woodroffe, etal:AIAA Journal 23(1985)1447.
- 7) A.N.Pirri, et al:Physics of Fluids 16(1973)1435.