

515 超音速流中へ垂直に噴射される噴流によって生じる衝撃波と境界層の干渉

Shock Wave/Boundary Layer Interaction Caused by Transverse Injection into a Supersonic Crossflow

○学 咲間 文順, 阿弥 貴之, 何 斐 (室蘭工大院), 正 笠原次郎, 正 新井 隆景,
正 溝端 一秀, 正 杉山 弘 (室蘭工大)

Fuminori SAKIMA, Takayuki AMI, Fei HE, Jiro KASAHARA, Takakage ARAI,
Kazuhide MIZOBATA, Hiromu SUGIYAMA

Muroran Institute of Technology,
Muroran Hokkaido 050-8585, Japan

Transverse sonic jet (nitrogen) from a circular injector on the inclined flat plate was injected into a supersonic crossflow. Fluid dynamic characteristics of a jet was organized by penetration height depended on the jet-to-freestream momentum flux ratio. The interaction between generated boundary layer on the flat plate and generated shock wave above the transverse sonic jet could be observed. The results showed that the shock wave/boundary layer interaction influenced the height of the jet penetration.

Key Words: *Supersonic Flow, Jet, Supersonic Mixing, Shock Wave/Boundary Layer Interaction, Scramjet Engine*

1. 緒言

わが国の宇宙輸送計画を策定する将来型宇宙輸送システムワークショップにおいて、空気吸い込み式エンジンを搭載した高速航空機を初段とする、二段式完全再使用型宇宙航空機(二段式スペースプレーン)を2010年代に開発することが目標として掲げられた⁽¹⁾。その空気吸い込み式エンジンの候補として、スクラムジェットエンジンの使用が有力視されている。しかし、その実現には、超音速流中での空気(主流)と燃料の混合における基礎的な問題^{(2),(3)}の整理が不可欠である。そのような問題の一つに、超音速の主流に対して、噴流が影響を及ぼす範囲を規定する貫通高さの評価がある。燃料を壁面から噴射するとき、円孔ノズル出口で流れが十分な不足膨張状態であるならば、噴流はバレル衝撃波およびマッハディスクを形成する。このとき、貫通高さは、噴射口からこのマッハディスクの中心までの高さとして定義される。貫通高さは、実効背圧と呼ばれる円孔ノズル周りの平均的な圧力から決定できる⁽⁴⁾との報告があるが、実効背圧の測定は困難^{(5),(6)}であり測定例も少ない。そこで我々は、既報⁽⁷⁾で実効背圧を用いずに、主流と噴流の運動量流束比で解析することの有効性を示した。また、噴流前方の境界層の発達、貫通高さに大きく影響を与えることを示した。しかしその場合、主流に平行に平板を設置すると平板の振動等によって剥離点の位置が大きく変化すると考えられる。そこで、本研究では、境界層の剥離点の位置が平板の傾きに対して鈍い感度を持つように、主流に対して9.4度傾けて平板を配置した。実験は、マッハ数2と4の主流条件下で行い、円孔ジェット(以後、噴流をこう呼ぶ)の気体には窒素を用いた。

2. 実験装置および実験方法

本実験では、Mach 2.0およびMach 4.0で作動することができる吹出し吸込み式超音速風洞を使用した。ノズルの出口は、80×80mmの矩形断面である。測定部は、長さ80mmのフリージェット部を持つ外部流動実験用測定洞(以下、外部流動測定洞と略す)を用いた。ノズル上流の整流筒における、よどみ点圧力、よどみ点温度は、Mach 2.0の場合、それぞれ0.2MPa, 300K, Mach 4.0の場合、それぞれ0.5MPa, 300Kである。ノズルでは、等エントロピー膨張が行われていると仮定すると、本風洞測定部における、静圧、静温は、Mach 2.0の場合、それぞれ25.9kPa, 167K, Mach 4.0の場合、それぞれ

3.24kPa, 71Kである。また、測定部側面には光学測定用の窓が一对取り付けられている。

Fig.1に、平板と円孔ノズルの配置および流れ場の概要を示した。奥行き(紙面垂直方向に)60mm, 長さ(流れ方向)115mm, 厚み10mmの平板は主流に対し9.4°傾けて設置された。平板の先端から下流側35mmの位置に、スロート直径3mmの音速円孔ノズルを配置し、窒素を主流に対して垂直に噴射した。流れ場はシュリーレン法で可視化された。

3. 流れ場の構造

Fig.2に、流れ場のシュリーレン写真を示す。先端から斜め衝撃波が発生している。また、円孔ジェット上流に垂直に近い衝撃波を有する弓形衝撃波が確認できる。弓形衝撃波の直前で境界層厚さが急激に増大することがわかる。ノズル出口からはバレル衝撃波が形成されている。また、バレル衝撃波が干渉して形成されるマッハディスクが発生していることがわかる。

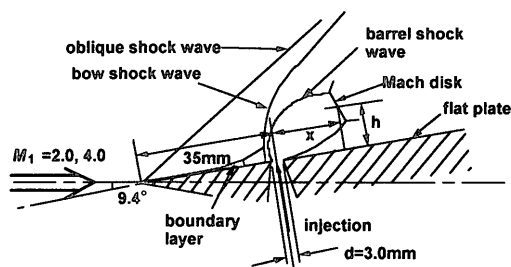


Fig.1 Schematic of the flow field.

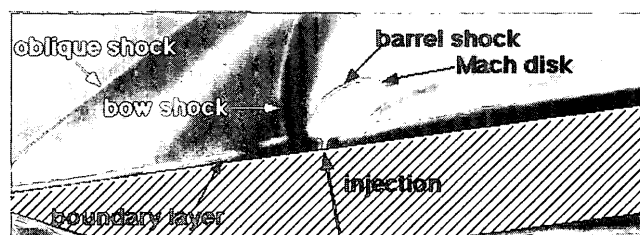


Fig.2 Schlieren photograph of the flow field (Mach 2, J=3.0).

4. 実験結果の整理

既報によれば、主流と円孔ジェットとの運動量流束比 J 、実効背圧 p_{eb} 、垂直衝撃波（弓型衝撃波の壁面近傍を垂直衝撃波と仮定⁽⁴⁾）背後の圧力 p_2 、実効背圧への依存性を示す値 n 、定数 α と、貫通高さ h/d とは、次のように関係付けられる⁽⁷⁾。

$$\frac{p_{eb}}{p_2} = J^n \quad (1)$$

$$\frac{h}{d} \propto J^{(1-n)\alpha} \quad (2)$$

上式より、 h/d の J に対する両対数グラフを描き、その傾きから、 $(1-n)\alpha$ を決定する (Fig.3)。

また主流の諸量は平板先端から生じている斜め衝撃波により変化する。今回、主流の諸量は、二次元の斜め衝撃波の関係式を用いて算出した。流れの可視化より、衝撃波角を求めた。 $M_1=2.0$ の時、衝撃波角は 38.6° 、 $M_1=4.0$ の時、 21.5° であった。以上の結果と転向角（平板の傾きとする）から、斜め衝撃波下流のマッハ数 M_2 は、 $M_1=2.0$ の時、 $M_2=1.7$ 、 $M_1=4.0$ の時、 $M_2=3.3$ 、また斜め衝撃波下流の静圧は、 $M_1=2.0$ の時、 42.7kPa 、 $M_1=4.0$ の時、 7.58kPa となった。

5. 実験結果および考察

Fig.3 に貫通高さ h/d の運動量流束比 J に対する両対数グラフを示す。 $M_1=2.0$ の時、 $(1-n)\alpha=0.75$ 、また、 $M_1=4.0$ の時、 $(1-n)\alpha=0.68$ であった。主流マッハ数 M_1 が大きい場合の方が傾きが小さい。静止気体中への円孔ジェットの噴射の場合の実験結果⁽⁸⁾より、 $\alpha=0.5$ として n を求めると、 $M_1=2.0$ の時、 $n=-0.50$ 、 $M_1=4.0$ の時、 $n=-0.36$ となる。この値をグラフで示すために、傾きが n となるように Fig.3 のデータを整理したグラフを Fig.4 として示す。ここでは、式 (2) において、 $\alpha=0.5$ として得られる式

$$\left(\frac{h}{d}\right)^{-2} J \propto J^n \quad (3)$$

を用いた。Fig.4 より n の値はマイナスであることがわかる。式(1)より、これは、運動量流束比 J の値が大きくなるにつれて、実効背圧が小さくなることを示している。円孔ジェットによって境界層の発達が促されて、噴流周りの圧力が小さくなるためと考えられる⁽⁷⁾。平板を水平に設置した前回の実験結果⁽⁷⁾⁽⁹⁾と比較して、 n の値はより小さな負の数となった。これは平板を傾けて配置したために、斜め衝撃波によって、主流の速度が減少し、境界層厚みが増加したことに関係があると考えられる。

Fig.5 には噴流の傾き $\theta = \tan^{-1}(h/x)$ に対する運動量流束比 J の関係を示した。Fig.5 において、 $M_1=2.0$ の時、 θ は 30° から 45° の範囲、 $M_1=4.0$ では、 30° から 40° の範囲で観測された。

6. 結言

本研究では、境界層の剥離点の位置が平板の傾きに対して鈍い感度を持つように、平板を傾けて設置した。すなわち、平板の振動等による、境界層の剥離点の位置変化による貫通高さに対する影響を少なくした。この場合でも、運動量流束比 J の値が大きくなるにつれて、実効背圧が小さくなるという結果を得た。この結果は円孔ジェットによって境界層の発達が促され、噴流周りの圧力が小さくなるといったこれまでの解析を補強するものである。

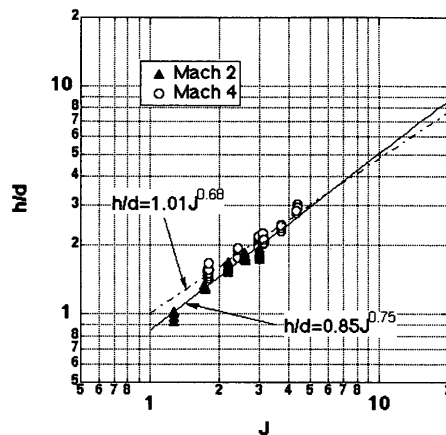


Fig.3 Correlation of the jet-to-freestream momentum flux ratio with the penetration height.

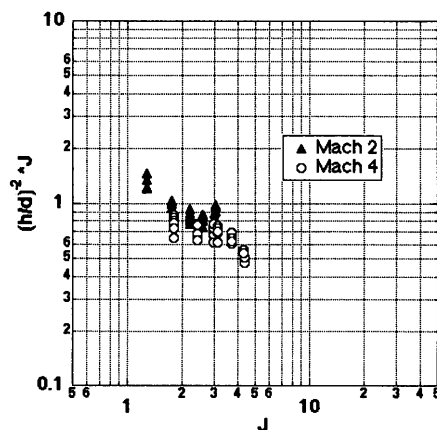


Fig.4 Correlation of the jet-to-freestream momentum flux ratio with the penetration parameter.

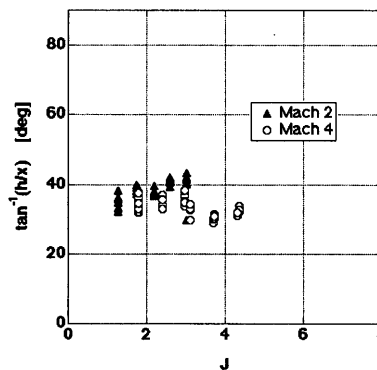


Fig.5 Correlation of the jet-to-freestream momentum flux ratio with the penetration inclination.

参考文献

- (1) <http://www.nal.go.jp/www-j/new/a20f0001.html>.
- (2) 本木ら, 第 39 回航空原動機・宇宙推進講演会, 1999, pp.371-376.
- (3) S. Aso, et al., ISABE 93-7117, 1993, 1192-1201.
- (4) J. A. Schetz, et al., AIAA J. Vol.5, No.5, 1967, pp.882-884.
- (5) D. E. Everette, et al., "Journal of Propulsion and Power," Vol.14, No.6, 1998, pp.861-868.
- (6) M. R. Gruber, et al., "Journal of Propulsion and Power," Vol.15, No.5, 1999, pp.633-641.
- (7) 新井ら, 第 40 回航空原動機・宇宙推進講演会, 2000, pp.211-216.
- (8) F. S. Billig, et al., AIAA J. Vol. 9, No.6, 1971, pp.1048-1058.
- (9) 新井ら, 第 78 期日本機械学会流体工学部門講演会講演予定, 2000.