

## 感圧・感温塗料を用いた斜め平板衝突噴流の解析

Flow Analysis of Jet Impinging on an Inclined Flat Plate  
with Pressure/Temperature Sensitive Paint

伊藤匡人 (青学大・院) マキロイ寛済 (東大・院)

正 大山聖 (ISAS/JAXA) 正 藤井孝藏 (ISAS/JAXA) 正 林光一 (青学大・理工)

Masato Ito, Aoyama Gakuin University  
Kansai Maclroy, University of Tokyo  
Akira Oyama, Japan Aerospace Exploration Agency  
Kozo Fujii, Japan Aerospace Exploration Agency  
A Koichi Hayashi, Aoyama Gakuin University

Flow fields of the supersonic jets impinging on an inclined flat plate at high plate-angles are experimentally investigated using surface pressure measurement with pressure sensitive paint and Schlieren flow visualization. While Type I flow type is dominant at high plate angles, the present research found a new flow type "TYPE I with bubble" at plate angle between 60 and 80 degrees. The flow classification according to  $L/L_s'$  and plate angle indicated that the constant  $x/L_s'$  curve doesn't represent the boundary of Type I and Type II anymore at high plate angles between 60 and 90 probably because Type II flows at low plate angles and high plate angles is different phenomena. This study also indicates that the curve dividing Type I and Type I with bubble regions is same as the curve dividing Type II and Type II with bubble regions.

Key Words: Jet impingement, Pressure/Temperature Sensitive Paint

## 1. 序論

超音速噴流と斜め平板との干渉流れは、航空宇宙分野での垂直離着陸や多段式ロケットの分離の際に見られる現象である。この流れ場は亜音速領域と超音速領域が混在し、衝撃波や膨張波、強いせん断層が干渉するなど、非常に複雑になるため、流体力学的にも極めて興味深い現象である。

この平板衝突噴流については、過去に数多くの研究がされている<sup>(1-3)</sup>。過去の研究では、静圧孔を用いた圧力計測及びシュリーレン法やシャドウグラフ法による可視化を行い、斜め平板上に発生する淀み点は再循環領域の有無やプレート衝撃波と平板との干渉により位置が変化し、圧力ピーク値は平板角度、ノズル平板間距離及び圧力比(ノズル出口静圧/背圧)により変化することが報告されている。しかしながら、これらの研究では、静圧孔を用いて表面圧力を計測していたため、静圧孔を配置した位置の点情報しかえることができないという問題があった。従って、流れ場構造及びその発生メカニズムの詳細は明らかにされていない。

これに対し近年、感圧塗料(Pressure Sensitive Paint[PSP])表面圧力計測法を用いた研究が盛んに行われるようになってきた<sup>(4-6)</sup>。この計測法は、感圧塗料を塗布した表面全体の圧力分布データが得られるため、1回の計測で得られる情報量が従来の圧力孔による計測に比べて格段に多く、局所的な圧力変化も確実に捉えられるという利点を持つ。

本研究室では、過去に中井ら<sup>(7)</sup>がこの計測法とシュリーレン法を併用し、平板角度  $\theta = 30 \sim 60^\circ$  について不足膨張噴流と平板の干渉流れの解析を行ってきた(ここでは、Jet が平板に対して垂直に衝突するとき  $\theta = 90^\circ$  と定義する)。彼らはシュリーレン法による可視化画像を用いることにより、平板上に生じる複雑な流れ場が Fig.1 のような4つのタイプに分類でき、かつ感圧塗料計測を併用することで、平板上の流れ場の詳細な議論を行った。また Free jet の Shock Cell 長さを調べておけば、実際に平板を設置すること無しに流れのタイプが予測できることも示している。ここで、Type I は Jet が軸対称になっている流れ場。Type II は Intermediate Tail Shock が発生し、それが平板に影響を与えている流れ場で、bubbleの有無で二種類のタイプに分かれる。Type III は下流

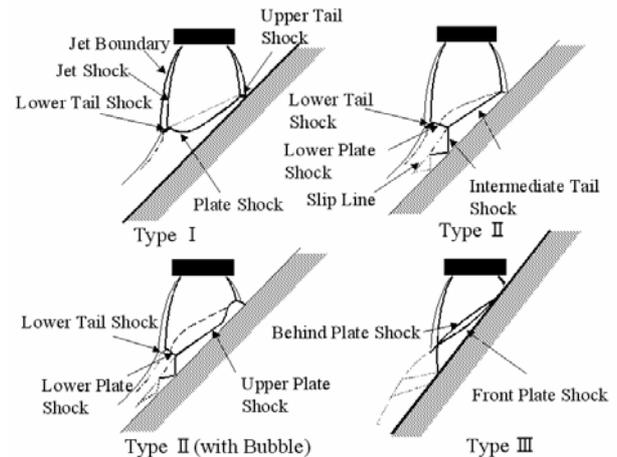


Fig.1 Schematic pictures of typical flow structure

の Jet Shock が平板に影響を与える流れ場である。

しかしながら、中井らの実験は平板角度  $\theta = 30 \sim 60^\circ$  の実験条件に限定して行われたものであり、その他の条件についても、流れ場がどのようなものか、また、中井らの平板角度  $\theta = 30 \sim 60^\circ$  における流れ場の予測法が成り立つのか、とても興味のあるところである。

そこで本研究では、平板角度  $\theta = 60 \sim 90^\circ$  についても圧力比や平板角度、ノズル平板間距離を変化させて、斜め平板衝突噴流の実験を行い、シュリーレン法および PSP 表面圧力計測法を用いて流れ場の考察および分類を広範囲の条件にて行なった。また、中井らの予測法がこの条件においても成り立つのかを検証した。

## 2. 感圧塗料、感温塗料について

感圧塗料とは、塗料中に含まれる色素に、色素の励起波長を持つ励起光が照射された時、色素から放射される燐光の強さが周囲の酸素濃度によって変化する現象を用いた計測法である。一般に発光強度と圧力との関係は Stern-Volmer の理論式によって記述されるが、非線形性を考慮し、本実験で使用した感圧塗料、感温塗料の較正式を(1)、(2)に示す。

$$\frac{I_{P,ref}}{I_P} = A_0(T) + A_1(T) \frac{P}{P_{ref}} + A_2(T) \left( \frac{P}{P_{ref}} \right)^2 \quad (1)$$

$$\frac{I_{T,ref}}{I_T} = B_0 + B_1 \frac{T}{T_{ref}} + B_2 \left( \frac{T}{T_{ref}} \right)^2 \quad (2)$$

ここで  $I$  は発光強度,  $P$  は圧力,  $T$  は温度, 添え字  $ref$  は無風時の基準状態を表し,  $A$  は発光強度比と圧力比,  $B$  は発光強度と温度比との関係を表す係数である. これらの係数は予め較正実験により求めた. 較正実験の詳細については過去の論文<sup>(8)</sup>を参照されたい.

本実験では感圧塗料として色素に Bath-Phen Ru (Tris(Bathophenanthroline) Ruthenium Dichloride) を使用し, ジクロロメタンを溶媒として, シリカゲル TLC (薄膜クロマトグラフィ) プレートに吸着させた. 感温塗料としては色素に Ru(phen) (Dichlorotris(1,10-phenanthroline)ruthenium(II)) を使用し, パインダーは酸素透過性の低いアクリル塗料 (Hobby Color: グンゼ産業) を使用した. 感圧塗料, 感温塗料共に励起波長は 450nm 中心なので, 励起光源はレーザー光源などと比べ, 安価な青色 LED を用いた. CCD カメラは浜松ホトニクス社製の解像度が 1024\*1024, 分解能 12 bit の C7300 を使用した.

### 3. 実験装置及び実験条件

実験は JAXA 宇宙科学研究本部の小型吸い込み式風洞で行った. Fig.2 に PSP 実験装置の模式図を示す. 設備の制約上, 平板上の PSP による発光を鏡で反射させ, 観測窓から撮影した. 励起光源, CCD カメラは較正試験と同じものを使用した. ノズルの形状はスロート径  $D = 5.00$  mm, 出口径  $D_n = 7.07$  mm, 広がり角  $15^\circ$  の円形コニカルノズルで出口マッハ数は設計マッハ数で 2.2 のものを用いた. 発光強度は通風前の基準状態及び通風中でそれぞれ 10 枚撮影した. 圧力及び温度分布はそれらの画像をピクセル毎に平均し, 式(1)または式(2)に基づく a priori 法によって求めた. 実験は, 圧力比  $PR=4.5, 7.4, 10.1$  (ノズル出口静圧/背圧), 平板角度  $=60 \sim 90^\circ$ , ノズル平板間距離  $L/D_n=1.0 \sim 4.5$  の条件で行った. ここで  $L$  とは, Jet の中心軸上でのノズルから平板までの距離を表す.

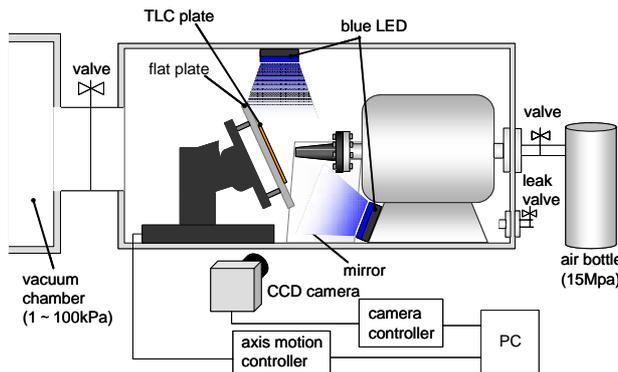


Fig. 2 Schematics of the test section and measurement system

## 4. 実験結果及び考察

### 4-1 ノズル平板間距離による影響

Fig.3 は平板角度と圧力比を  $=70^\circ, PR=4.5$  に固定し, ノズル平板間距離を  $L/D_n=1.0 \sim 4.0$  と変化させた時の, シュリーレン法による可視化画像及び PSP による平板上の圧力分布, 平板の中心軸上における圧力分布を表したグラフである.

$L/D_n=1.0$  のシュリーレン画像を見ると, Intermediate Tail Shock, Stagnation Bubble を確認することができる. よってこの条件での流れ場は Type II with bubble と判定される. 圧力

分布を見ると, Intermediate Tail Shock によって生じる圧ピーク C が観測しづらいが, これはノズル平板間距離が小さいために Plate Shock によって生じる圧力ピーク A が強く, 支配的であることが原因であると考えられる.

$L/D_n=2.0, 3.0$  では, シュリーレン画像から Intermediate Tail Shock を確認することが出来ないが, Plate Shock に突起のような領域が見られる (白い円で囲まれた領域). 圧力分布のグラフを見ると, 対応する領域 D で圧力が一定であることから, この領域は循環領域であり, シュリーレン画像に見られる突起は Stagnation Bubble であることが分かる. よってこの条件での流れ場は Type I with bubble であると判定される. この流れ場タイプは  $=60 \sim 90^\circ$  のような大きな平板角度でのみ見られる現象である.

$L/D_n=4.0$  になると, シュリーレン画像より Intermediate Tail Shock や Stagnation Bubble が消滅し, 軸対称な流れ場構造となっていることから, この流れ場は Type I である. ノズル平板間距離を大きくするにつれ, Plate Shock によって生じる圧力ピーク A の値は減少していき, Jet 境界での Stagnation によって生じ, 三日月状に分布する圧力ピーク B の値は増加することが, 圧力分布から分かる. そして, Intermediate Tail Shock 及び Stagnation Bubble は発生しなくなる.

### 4-2 平板角度による影響

Fig.4 は圧力比とノズル平板間距離を  $PR=4.5, L/D_n=2.0$  に固定し, 平板角度を  $=60 \sim 90^\circ$  と変化させた場合の, シュリーレン法による可視化画像及び PSP による平板上圧力分布, 平板の中心軸上における圧力分布を表したグラフである.  $=60^\circ$  のシュリーレン画像を見ると, Intermediate Tail Shock 及び Stagnation Bubble が確認でき, 圧力分布でも, それぞれに対応する圧力ピーク C や定圧領域 D が見られるので, この条件での流れ場は Type II with bubble と考えられる.

4-1 での考察より,  $=70^\circ$  の流れ場は Type I with bubble である. 平板角度を大きくするにつれて, Plate Shock は流れに対して斜め衝撃波から垂直衝撃波へと変化する. そのため Plate Shock を通過した後の流れは, 下流で Intermediate Tail Shock を発生させなくても亜音速まで減速されるものと考えられる. よって, 平板角度が大きい条件では流れ場は Type I が支配的であると考えられる.

$=80^\circ, 90^\circ$  についても, シュリーレン画像, 圧力分布より Intermediate Tail Shock は確認できず, Stagnation Bubble による定圧領域 D が観察できるので, 流れ場は Type I と判定される. 平板角度が大きくなり, またノズル平板間距離が小さくなるにつれてシュリーレン画像では Stagnation Bubble の有無の判定が困難であるため, 本研究では圧力分布での定圧領域 D の有無により判定を行った.

### 4-3 流れ場の分類

Fig. 5 は中井らによって行われた  $=30 \sim 60^\circ$  での結果に加えて, 本研究で行った  $=60 \sim 90^\circ$  での実験結果より流れ場のタイプの分類を行い, 各圧力比ごとにまとめたものを表しており, 縦軸は  $L/D_n$ , 横軸は  $PR$  を示している. 平板角度が大きい  $=60 \sim 90^\circ$  では, Plate Shock が垂直衝撃波に近くなるため, Plate Shock 通過後の流れに Intermediate Tail Shock が生じない Type I が支配的となった. Fig.5 より,  $=60 \sim 90^\circ$  でも圧力比が大きくなるにつれて右側にシフトしていることがわかる.

Fig.6 は Fig.5 での横軸  $L/D_n$  を  $L/L_s'$  に置き換え, 3つの図を1つにまとめた結果である. ここで  $L_s'$  とは, 各圧力比における自由噴流の, ノズル出口から最も膨らんだ所までの長さを表す. 圧力比を変化させることにより  $L_s'$  が変わることから, ノズル平板間距離  $L$  を  $L_s'$  で無次元化することで, 圧力比の影響を除去することができる. この方法は中井らに

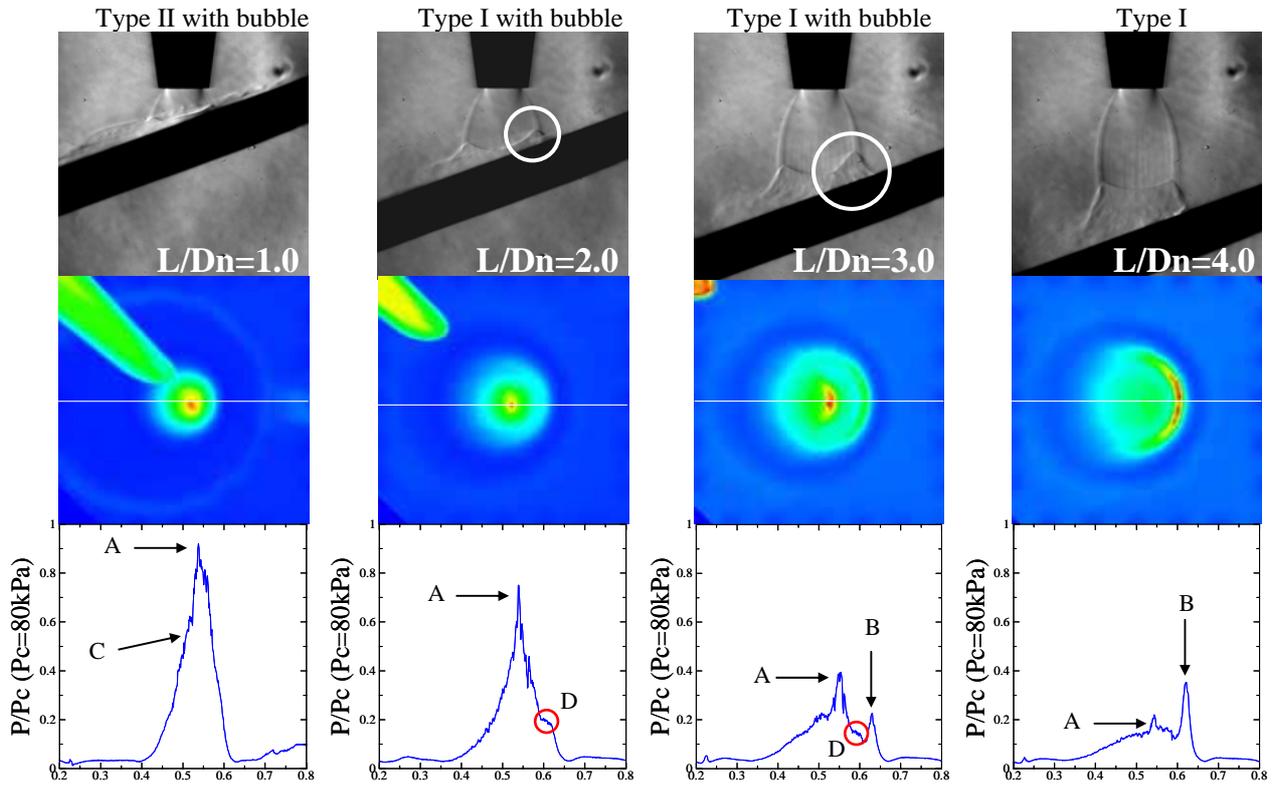


Fig. 3 Schlieren images, pressure maps, and pressure plots under various nozzle-plate distances at  $\theta$  of 70 degrees are presented at PR of 4.5

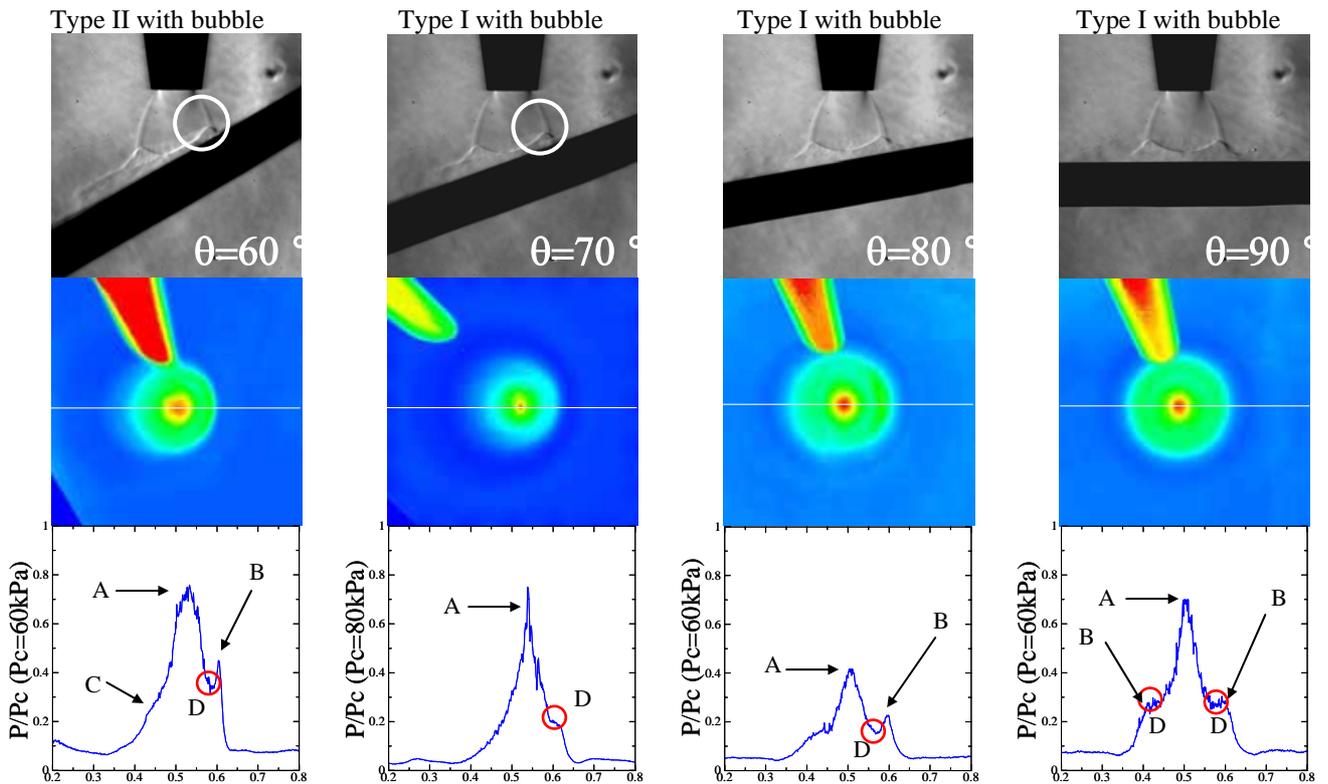


Fig. 4 Schlieren images, pressure maps, and pressure plots under various plate angles at  $L/D_n$  of 2.0 degrees are presented at PR of 4.5

よって  $\approx 30 \sim 60^\circ$  の実験の際に考案された<sup>(7)</sup>ものだが、  
 $\approx 60 \sim 90^\circ$  での実験結果に適用した場合も各タイプの境界を  
きれいに捉えることができていることがわかる。さらに、中  
井らは各タイプの境界及び Stagnation Bubble の有無について  
考察しているので、 $\approx 60 \sim 90^\circ$  についても適用した結果を

Fig. 6 のマップ上に実線及び破線で表した。Fig.6 の破線につ  
いては、Jet が平板に衝突する際の Jet 境界と平板の入射角が  
 $90^\circ$  となる条件を結んだ線である。この破線が Stagnation  
Bubble の有無を分けることが出来ていることから、 $\approx 30 \sim$   
 $90^\circ$  では Jet の平板に対する入射角が Stagnation Bubble の発

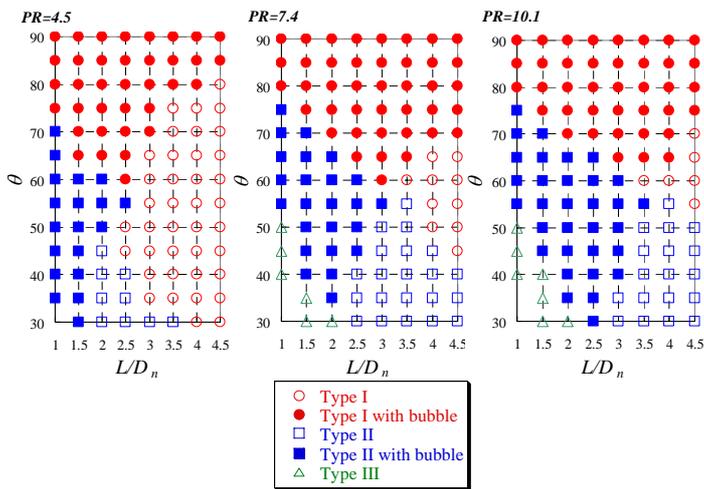


Fig. 5 Classification of the flow patterns

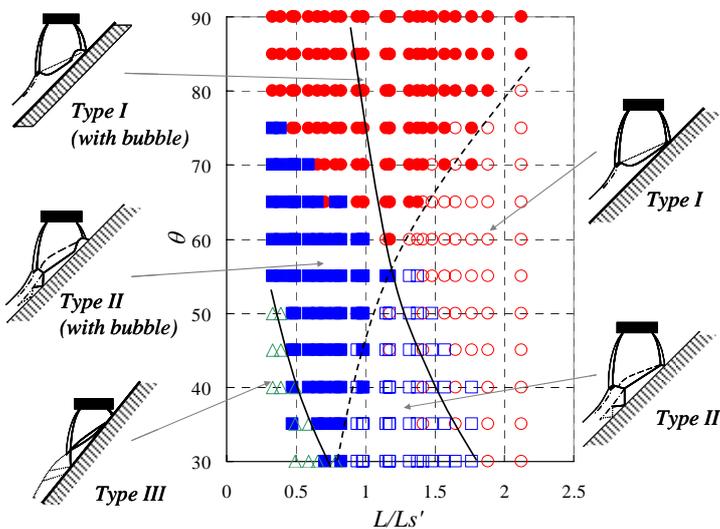


Fig. 6 Classification of the flow patterns

生に起因していると予測される。Fig.6の実線についてはノズルリップから平板に衝突するまでの距離を  $x$  とした場合、 $x/Ls'$ がある一定の値となる時に書くことができる線である。

$=30 \sim 60^\circ$  では各タイプの境界をおおまかに示すことが出来ているといえるが、 $=60 \sim 90^\circ$  では Type I と Type II の境界とは一致しない。よって、この境界線の引き方は平板角度が小さい条件までが限界であり、平板角度の大きい条件も考慮した場合は改めて境界線の引き方を考える必要がある。

ここであらためて、 $=30 \sim 60^\circ$  ,における Type I と Type II の境界を見てみると、それほど明確には分類されておらず、 $=30 \sim 60^\circ$  においても圧力比の影響が完全には除去できていないことが分かる。Fig. 7 はマキロイ<sup>(9)</sup>により、CFD を用いて求められたそれぞれの圧力比における Free Jet の中心軸上マッハ数分布を表すグラフである。この図から、 $L/Ls'=0.5$  を過ぎたあたりから、圧力比によってマッハ数の値に差が見られることが分かる。Type I と Type II の違いは Plate Shock 通過後に Intermediate Tail Shock が発生するかどうか、つまり垂直音速まで減速されるかどうかだと考えられ、この計算結果から平板角度とノズル平板間距離という二つの形状パラメータだけでは Type I と Type II を明確に分類することが困難であることが分かった。今後は上記二つのパラメータに圧力比等を加えることで  $=30 \sim 90^\circ$  まで統一的に議論ができる分類法を提案したい。

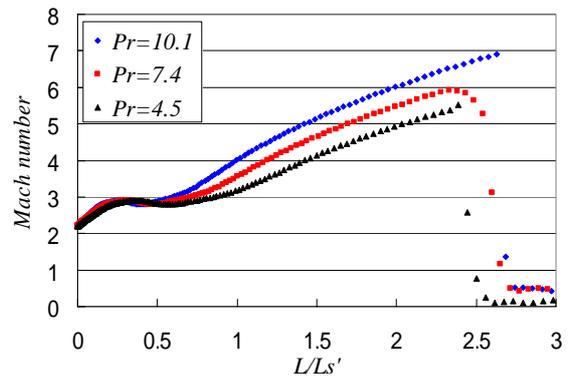


Fig. 7 Mach number distribution plots along the centerline of the free jets

## 5. 結論

斜め平板衝突噴流についてシュリーレン法による可視化と感圧・感温塗料を用いて平板上圧力分布を計測し、流れ場構造の解析を試みた結果、以下の結論を得た。

- (1) ノズル平板間距離が大きくなると、Plate Shock による圧力ピークは減少し、Jet 境界による圧力ピークは増加する。
- (2) 平板が Jet に対して垂直になるに従い、Plate Shock は斜め衝撃波から垂直衝撃波に近くなり、流れは垂直音速付近まで減速されるので、Intermediate Tail Shock は発生しなくなる。
- (3) 中井らが提案した、Jet の平板に対する入射角によって Stagnation Bubble の有無を分ける方法は平板が Jet に垂直に近い角度でも適用することが出来ることが分かった。
- (4) 一方、ノズルリップから衝突までの距離を用いた Type I と Type II の境界線の定義は平板角度が小さい条件が限界であり、平板角度の大きい条件まで統一的に議論するためには別の方法を考える必要があることが分かった。

## 参考文献

- (1) Carling, J. C., and Hunt, B. L., "The Near Wall Jets of Impinging, Uniform, Axisymmetric, Supersonic Jet," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 66, No 1, 1974, pp. 159-176.
- (2) Kalghatgi, G. T., and Hunt, B. L., "The Occurrence of Stagnation Bubbles in Supersonic Jet Impingement Flows," *Aeronautical Quarterly*, August 1976, pp. 169-185.
- (3) Lamont P. J., and Hunt B. L., "The Impingement of Underexpanded, Axisymmetric Jets on Perpendicular and Inclined Flat Plates," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 100, No. 3, 1980, pp. 471-511.
- (4) Matsumura, S., et al., "Feasibility of Detecting Streamwise Vortices From Roughness Elements Using Temperature Sensitive Paint in a Mach 4 Ludwig Tube," AIAA Paper 2002-3238, 2002.
- (5) Liu, T., Campbell, B. T., Burns, S. P. and Sullivan, J.P., "Temperature and Pressure Sensitive Paints in Aerodynamics," *Applied Mechanics Reviews*, Vol. 50, No. 4, 1997, pp. 227-246.
- (6) Asai, K., Kanda, H., Cunningham, C. T., Erausquin, R. and Sullivan J. P., "Surface pressure measurement in a cryogenic wind tunnel by using luminescent coating," *ICIASF '97 Record, International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities*, 1997, pp. 105-114.
- (7) Nakai, Y., Fujimatsu, N. and Fujii, K., "Flow Classification of the Under-Expanded Super Sonic Jet Impinging on a Flat Plate," *33rd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit*, AIAA-2003-3467, 2003, to be appeared in AIAA Journal.
- (8) 中井祐輔, 藤松信義, 藤井孝藏, 服部直三: 感圧・感温塗料を用いた斜め平板衝突噴流の圧力計測, 第 33 期航空宇宙学会年会 (2002).
- (9) マキロイ寛済, 藤井孝藏: 斜め平板に衝突する不足膨張噴流の数値解析, 第 38 回流体力学講演会 (2006).