

ランプ型インジェクタにより形成される超音速混合層と 斜め衝撃波の干渉に関する研究

山根 善行, 澤口 誠一, 安藤 安則 (IHI)
麻生 茂 (九大), 福田 正大 (NAL)

A Study on Interaction between Oblique Shock Impingement and Supersonic Mixing Layer generated from Ramp Injector

by

Yoshiyuki YAMANE, Seiichi SAWAGUCHI, Yasunori ANDO (IHI)
Shigeru ASO (Kyushu Univ.)
Masahiro FUKUDA (NAL)

Abstract

Numerical and experimental study were conducted to investigate the structure of supersonic mixing flow field in ram/scramjet combustor. One type of parallel injection method with ramp injector was selected and the effects of oblique shock impingement on supersonic mixing layer generated from the ramp had been studied. The patterns of shock waves in the numerical schlieren image agreed with experimental results in schlieren photograph. Comparisons of static pressure on the wall surface and spatial pitot pressure distributions showed good agreement qualitatively. Numerical results captured the structures of flow field clearly, which were generating process of a pair of streamwise vortices and vortical roll-up of the jet. The oblique shocks had some effects on the flow field, which made injectant gas lift off from wall surface and increased intensity of streamwise vortices. According to these results, it could be said that the CFD code used in this study was useful for investigation of fuel-air mixing in supersonic flow field with parallel injection. From the numerical results mentioned above, it was confirmed that the streamwise vortices generated by ramp injector and interaction between mixing field and oblique shocks were key factors for enhancement of fuel-air mixing in ram/scramjet combustor.

1. 緒言

本研究は、超音速輸送機用の推進機関として研究が行われているスクラムジェットエンジンの燃焼器内における燃料と空気の混合に関する基礎研究である。

このエンジンでは、酸化剤である超音速状態の流入空気に燃料を如何に素早くまた効率良く混合させるかが重要な課題の一つとなっている。超音速流と並行に燃料を噴射する方法は、圧力損失が低く、噴出流の運動量が推進に寄与するという利点があり、現在のところ実機への採用候補として検討されている。しかし並行噴射方式の場合、単純な形状ではせん断層における混合効果だけしか利用できないため混合が十分に行われず、燃焼効率が上がらないという問題がある。そのため近年は混合効率を向上させるため、壁面形状やノ

ズル内部形状を変化させるといった燃料噴射方式を工夫する研究⁽¹⁾⁻⁽²⁾が数多く行われてきている。

著者らは、ランプ型インジェクタ⁽³⁾⁻⁽⁶⁾を用いて主流と並行に燃料を噴射した時の混合流れ場を対象に、CFDと風洞実験により研究を行っている。⁽⁷⁾
⁽⁸⁾これは、流れ場中に縦渦を生成することで大規模乱流渦による混合効果による混合促進をねらったもので、これまで縦渦の生成を中心とした流れ場の様子を明らかにしてきた。本論文では、この流れ場に壁面から斜め衝撃波を干渉させた時に生じる影響について議論した。なお、本研究の最終的な目的は、超音速混合流れ場における有効な混合促進法を探るとともにその構造を解明すること、および超音速燃焼器の設計に適用可能なCFDコードを開発することである。

2. 数値解析手法

数値解析は、亜音速から超音速領域までの流れに対応した3次元圧縮性流れ解析コードAIKOF3⁽⁹⁾を用いて行った。支配方程式は、時間平均化された3次元圧縮性流れに対するNavier-Stokes方程式である。

離散化は、対流項はYee-HartenのTVD法⁽¹⁰⁾を用いて差分化を行った。時間差分は局所時間進行法を用いた。また、乱流粘性の計算には、代数方程式型であるCebeci-Smithモデル⁽¹¹⁾を用いた。

壁面境界条件は流速ゼロの滑りなしおよび断熱の条件とし、圧力勾配は零とした。流入条件は、後述の超音速風洞実験での条件を入力している。また本解析においては、主流と二次流とは同一の気体として扱い、比熱比は一定としている。

なお、今回の解析では航技研NWTを用いて、格子点を通常(約12万点)の約4倍(約50万点)に増やした高空間分解能格子を用い、計算結果の比較も行った。

3. 実験装置と対象流れ場

実験は、IHI相生工場内の超音速風洞⁽¹²⁾にて行った。本風洞はブローダウタイプで、測定部断面寸法は200×250 mm、主流マッハ数 M は2.5である。この時、気流持続時間は約30秒である。この風洞における実験装置系を図1に示す。測定部中に主流に平行に平板を固定し、その表面にランプ型インジェクタを設置した。二次流ガスは外部ポンペより供給される。主流は空気、二次流には窒素を用いて実験を行った。

ランプ型インジェクタの形状について、モデル図および実験模型写真を図2に示す。ランプ形状は単一のUnswep型ランプという基礎的な形状を選択した。ランプ角は、最近の研究例^{(3)・(6)}を参考にして、主流に対して 10° の圧縮角を持つものとした。噴出面の断

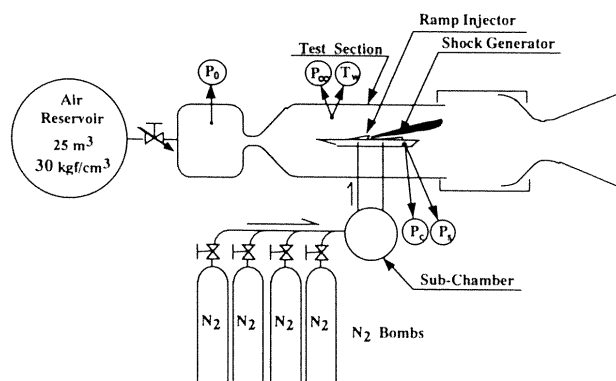


図1. 超音速風洞実験装置系

面寸法は13×13mmであり、この中に直径5mmの噴出孔を設けた。インジェクタの後方にあるのは、斜め衝撃波発生用に設置したショックジェネレータである。これは、主流に対して 5° の圧縮角を持つ。ショックジェネレータは、長さがランプ長さと同しく、高さは半分である。

流れ条件は、主流については $M=2.5$ 、全圧 $p_0=0.5$ MPa、全温 $T_0=273$ Kである。また、噴出流が $M=1.0$ 、 $p_0=0.22$ MPa、 $T_0=273$ Kである。この時、両者の全圧比は約0.45(二次流/主流)である。また、噴出孔における静圧比および速度比(二次流/主流)は、それぞれ約4.0と約0.55となる。

風洞実験は、流れ場特性の調査とともにCFD結果の検証データの取得を目的として実施している。今回は、二次元データではあるが、ショックパターン等の流れ場形状を観察するためにシュリーレン写真による可視化を行うとともに、ショックジェネレータ上の壁面静圧分布を測定した。さらに、空間的な衝撃波の発生を調べることおよびCFD結果の空間的信頼性の評価のため、ピトー管を用いて局所全圧分布の測定を実施した。

4. 結果と考察

4.1 実験および数値解析結果の比較

解析は、ランプの中心断面を対称境界として、その片側のみを対象とした。解析対称領域および計算格子を図3に示す。前述のように今回の解析では、通常サイズの格子に加えて約4倍の格子点を持つ高空間分解

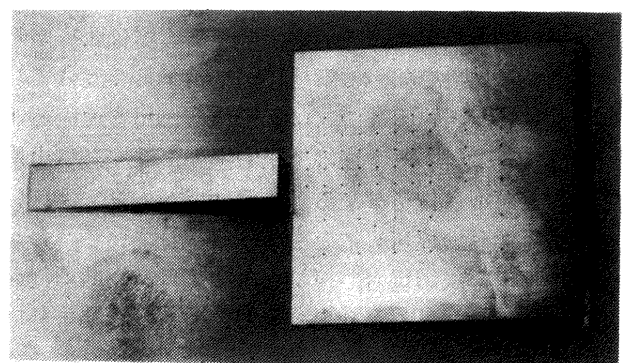
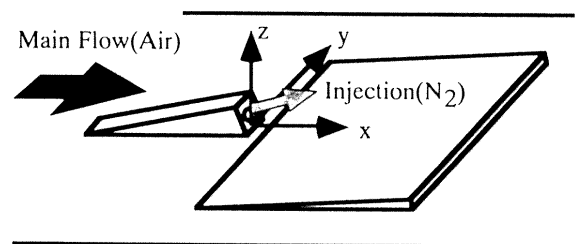
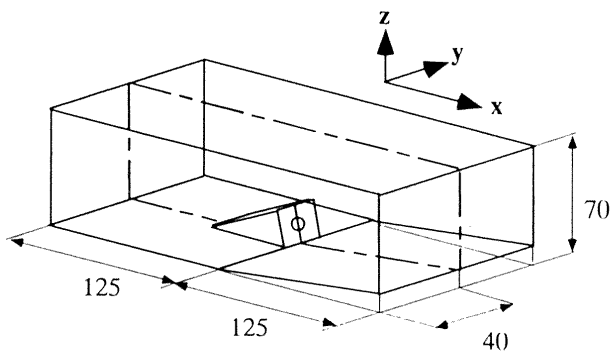


図2. ランプ型インジェクタ

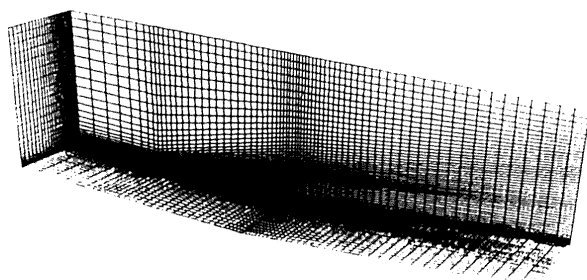
能格子も使用した。ここで、通常計算格子のサイズは11万6千点(70×32×52)、高分解能格子のサイズは48万9千点(112×52×84)である。

図4に、実験で撮影したシュリーレン写真を示す。中心から左側に見えるのがランプ型インジェクタの影であり、中心付近に噴射位置がある。流れ場形状を見ても、ランプおよびショックジェネレータのコーナーから圧縮波が、ランプの頭頂部より膨張波が発生するとともに、噴出部にはバレルショックが形成されている。さらに膨張波とバレルショックが干渉して再圧縮波が形成され、全体の流れ場が構成されている。

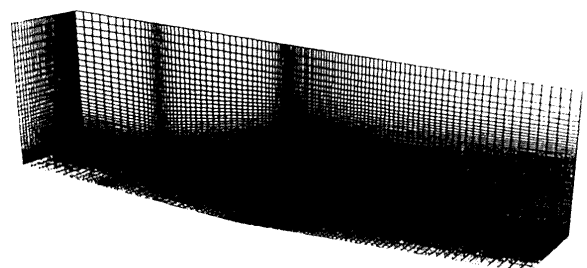
一方、CFDより得られた数値シュリーレン画像を図5に示す。これは計算で得られた流れ場の密度分布からその勾配を算出し、実験におけるシュリーレン写真と同じ条件で直接に比較を行うというものである。この画像を見るとランプから生じる斜め衝撃波が不自然に厚くなっているが、これは密度勾配が後処理で求めることから格子間隔に依存するため、格子間隔の粗い領域でこのような形状になったものである。高分解能格



3 - a. 解析領域



3 - b. 通常計算格子



3 - c. 高分解能計算格子

図3. 解析領域と計算格子図

子を用いた時の結果を見ると、衝撃波がよりシャープに捕らえられているのが分かる。実験で撮影したシュリーレン写真と比較すると、ランプおよびショックジェネレータにより生成される圧縮波および膨張波の形状、角度ともほぼ同じ様になっており、まず一致した結果が得られたと言える。

続いて、ショックジェネレータ上の壁面静圧分布について、実験とCFDの結果を比較したものを図6に示す。実験結果は白丸で、計算結果は線で示した。ランプの影となる部分で起こる圧力低下と側壁からの膨張波による低圧領域が観察される。これらの特性についてはCFD結果は実験と定性的に一致しているが、ランプ側壁端から生じている圧力の低下を過小評価してい

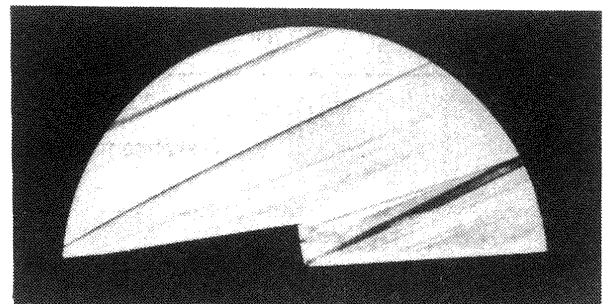
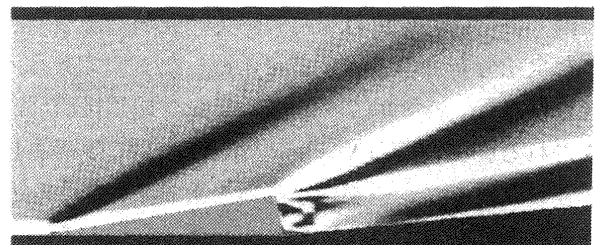
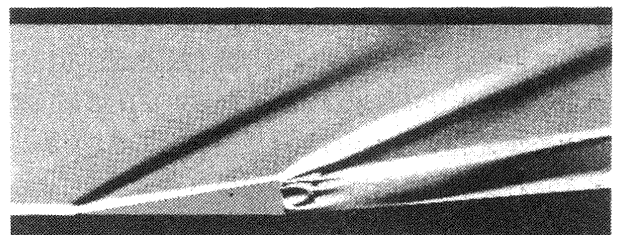


図4. シュリーレン写真



5 - a. 数値シュリーレン (通常格子)



5 - b. 数値シュリーレン (高分解能格子)

図5. 数値シュリーレン画像

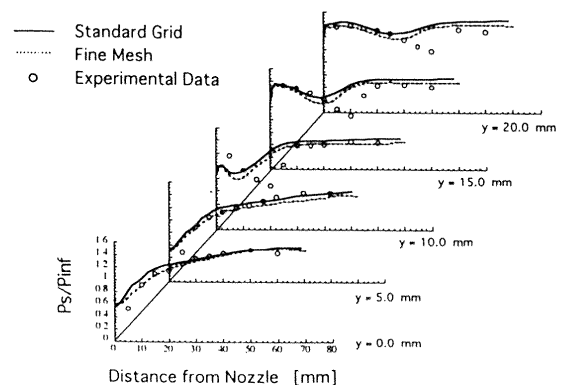


図6. 壁面静圧分布

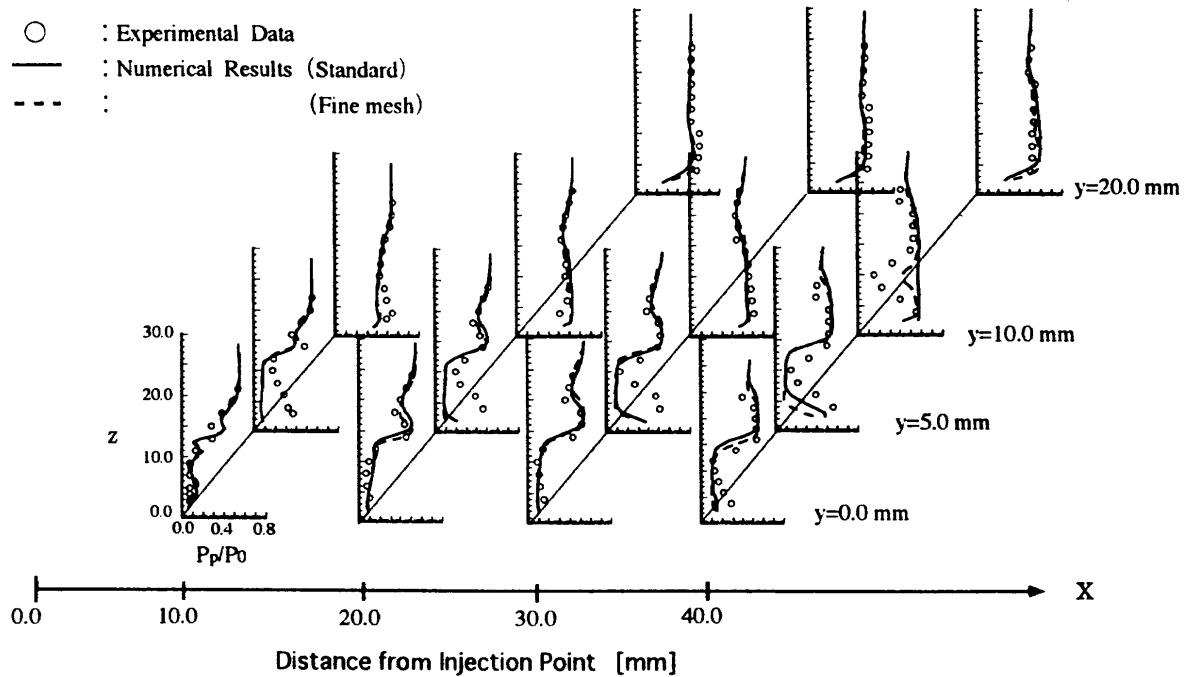


図7. 空間ピトー圧力分布の比較

る。これに関しては高分解能格子でもほぼ同様の結果となっている。

図7は空間的な流れ場について、実験によって計測した全圧分布とCFD結果とを比較したものである。これを見ると、 $y=0\text{mm}$ ラインでのランプ頭頂後流部に形成される膨張波部分や、 $y=20\text{mm}$ ラインで観察されるショックジェネレータによる斜め衝撃波の高さなど、実験と計算結果は良く一致している。しかしその一方で、 $y=5.0\text{mm}$ のライン上で壁面付近でのピトー圧力の上昇をうまく捕らえられていない。この部分については、高密度格子を用いた場合、若干改善される傾向があるが、大きな差は出ない。このピトー圧の高い領域は主流空気がランプ後方領域に回り込んできたものと考えられるが、これは縦渦の影響が強い領域である。今回、実験と計算が定量的に十分一致していない部分があったのは、代数方程式型乱流モデルを用いたため、ランプによる縦渦のような流れ中のせん断層での乱流粘性を十分評価できなかったことが原因と思われる。今後、改善が必要である。

これらの比較により、本計算結果の空間的な精度が確認された。

4.2 混合流れ場構造の考察

前述の比較により信頼性の検証されたCFDによる結果を用いて、実験では観察できない流れ場特性を可視化することで、現象に対する考察を行うことを試みた。図8は、計算で得られた流れ場にポスト処理を施して得た噴出流体の疑似濃度分布について、流れ方向

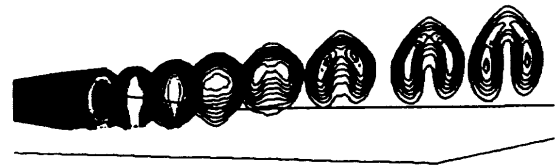


図8. 噴出流の横断面内濃度分布の変化



図9. 噴出流の流れ軸方向断面内濃度分布

における変化の様子を可視化したものである。この図を見ると、噴出流は拡散しながら中心断面に対して対称な形状に引き延ばされていく。これは、ランプ後方において主流と噴出流により形成されるせん断層で生成する渦が成長することで発生した互いに逆回転する二つの縦渦によるものである。この渦の巻き込み効果により、噴出流体と主流空気の混合が促進されることが推測される。また、ランプ中心を通る断面内における噴出流の疑似濃度分布を図9に示す。図8で観察されたように、このランプ中心断面内では、ランプ後方

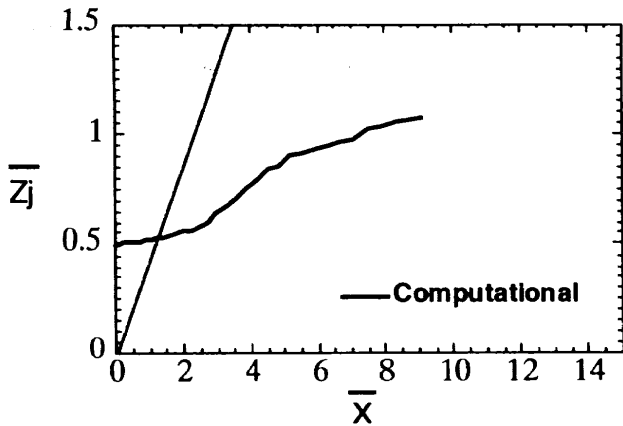


図10. 噴出流の平均到達距離

に回り込んだ流れと渦による巻き込みによって主流空気が入り込んでくるため、下流に行くにつれて噴出流の濃度は急激に低下する。一方で、噴孔のすぐ下流では、壁面近傍に噴出流が多く留まっている様子が観察される。この部分はあまり渦や主流の回り込みの影響を受けない部分である。この領域における噴出流の停滞を避けるためには、縦渦の位置を低くしたり、ランプ中心軸に向かう流れを強くするといった状況を作り出す必要があると考えられる。

次に、噴出流体の平均到達距離についてプロットしたものを図10に示す。ここで z_j は、図8、9で示した噴出流体疑似濃度について、5%以上の領域の平均高さを求めたものである。下流方向距離および高さはランプ高さで無次元化した。また、図中に示した直線は、実験で観察されたショックジェネレータによる斜め衝撃波の位置を示している。この図を見ると、およそショックの通過したあとから、到達距離の増加が大きくなっているように見える。この理由について、流速ベクトル分布を観察することで考察を試みた。流れ軸中心断面とランプ下流 ($x/h=3$) での流れ横断面内の流速ベクトル分布を図11、12にそれぞれ示す。ランプ下流域における斜め衝撃波の存在は、計算結果では明確には認められない。しかし、流れ軸断面のベクトルを見ると、バレルショックの下流あたりから明らかに上向きの流れが生じていることが観察される。一方、横断面内の流速ベクトル分布を見ると、壁面近傍でランプ中心軸に向かいながらもかつ上向きの流れが生じていることが観察される。このような流れ場が形成される一つの要因として、縦渦による主流空気への巻き込みがあるが、衝撃波発生板による効果も見逃してはならない。それは、一つは衝撃波によって圧力勾配を大きくして中心軸に向かう流れを増すことであり、もう一つは流れの偏向により上向きの流れを作り出すことである。今回の観察で、これらの効果をおお

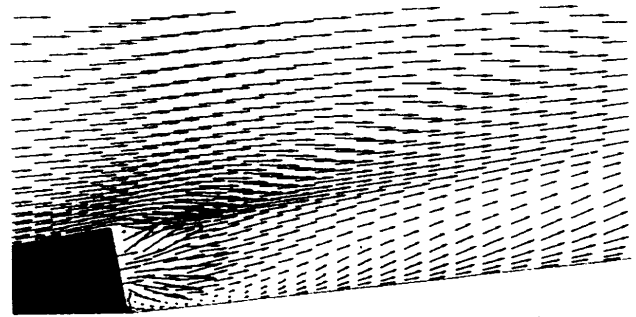


図11. 流れ軸方向断面内流速ベクトル分布

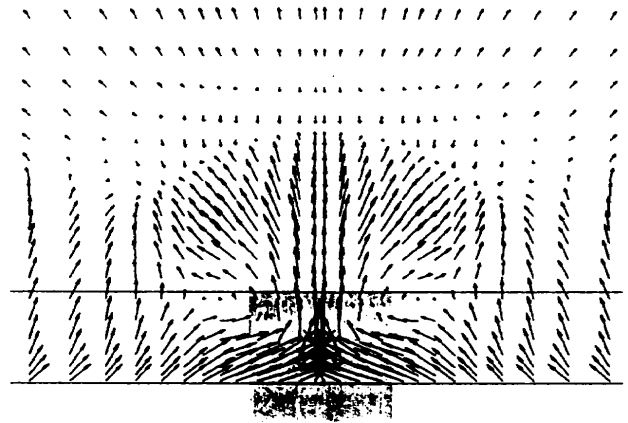


図12. 流れ横断面内流速ベクトル分布 ($x/h=3.0$)

よそ確認することが出来た。実際は縦渦と干渉し合いながら複雑な流れ場を形成することになるため、今回の結果だけでは各要因がどの程度現象に対して効果があるかを示すことは出来ないが、流れ場構造の変化について、おおよそ把握することは出来た。

以上の観察により、今回の研究で対象とした、超音速流れ場中に単独のランプ型インジェクタを用いて、燃料を主流と並行に噴射した時の燃料と空気の混合流れ場内に斜め衝撃波を干渉させた時の挙動がおおまかにわかった。

5. 結論

超音速の主流中に、ランプ型インジェクタを用いて燃料を主流と並行に噴射した時の混合流れ場の特性に関して、実験とCFDにより研究を行い、以下の結論を得た。

(1) 三次元ピトー圧力分布実験結果との比較による三次元計算流れ場の検証を行い、これまで得られたCFD結果から推定した流れ場が、定性的に良く、定量的にも高い妥当性を持つことが確認された。

(2) ランプ型インジェクタにより形成される互いに逆回転する縦渦は、大規模乱流挙動によって主流空気と二次流を巻き込んで、混合を促進する効果があることが推察された。

(3) ランプ後方に斜面を設置して斜め衝撃波を発生させた時の流れ場への影響について、その構造の変化がおおよそ観察された。

(4) 計算格子の空間分解能による影響はある程度把握されたが、現段階では乱流モデルの高次化がより重要と考えられる。

今後は、混合促進効果の定量的な評価を行う。

[参考文献]

- [1] Scott D. Stouffer and G. Brurton Northam, "Comparison of Wall Mixing Concepts for Scramjet Combustors", AIAA Paper No.94-0587, 1994.
- [2] Y. Haimovitch, E. Gartenberg, A. Sidney Roberts, Jr. and G. Brurton Northam, "An Investigation of Wall Injectors for Supersonic Mixing Enhancement", AIAA Paper No.94-2940, 1994.
- [3] I. A. Waitz, F. E. Marble and E. E. Zukoski, "Investigation of a Contoured Wall Injector for Hypervelocity Mixing Augmentation", AIAA J., Vol.31, No.6, June 1993.
- [4] J. P. Drummond, M. H. Carpenter, D. W. Riggins and M. S. Adams, "Mixing Enhancement in a Supersonic Combustor", AIAA Paper No.89-2794, 1989.
- [5] G. B. Northam, I. Greenberg and C. S. Byington, "Evaluation of Parallel Injector Configurations for Supersonic Combustion", AIAA Paper No.89-2525, 1989.
- [6] D. O. Davis and W. R. Hingst, "Progress Toward Synergistic Hypermixing Nozzles", AIAA Paper No.91-2264, 1991.
- [7] Y. Yamane, Y. Ando, S. Aso, M. Tannou and M. Fukuda, "A Numerical Study on Mixing of Supersonic Flow Fields with Parallel Injections through Ramp Nozzle", AIAA Paper No.94-2944, 1994.
- [8] 山根, 澤口, 安藤, 麻生, 福田 "並行噴射方式における超音速空力混合促進の研究", 第35回航空原動機・宇宙推進講演会講演集
- [9] T. Fujimori, M. Kawai, H. Ikeda, Y. Ando, Y. Ohmori, S. Aso and M. Fukuda, "Numerical Prediction of Two and Three Dimensional Sonic Gas Transverse Injections into Supersonic Flow", AIAA Paper No.91-0415, 1991.
- [10] H. C. Yee and A. Harten, "Implicit TVD Schemes for Hyperbolic Conservation Laws in Curvilinear Coordinates", AIAA Paper No.85-1513, 1985.
- [11] T. Cebeci and A. M. O. Smith, "Analysis of Turbulent Boundary Layers", Academic Press Inc., 1974.
- [12] T. Fujimoto, S. Sawaguchi and K. Hanawa, "CVL

Application for Supersonic Wind Tunnel of Blow-Down Type", AIAA Paper No.94-2574, 1994.