

ランプ型インジェクタによる超音速混合流れ場に関する研究

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 Supersonic Mixing Flow Field with Ramp Injector

by

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

Abstract

The purposes of present paper are to investigate the structure of supersonic mixing flow field in ram/scramjet combustor and to develop the CFD code which will be used for the design of the combustor. One type of parallel injection method with ramp injector had been studied numerically and experimentally. The patterns of shock waves obtained by numerical simulations agreed with experimental results in schlieren photograph. Comparisons of static pressure distributions on the wall surface 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. Oblique shocks made injectant gas lift off from wall surface, as found in calculations and experiments. 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, 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

本論文は、超音速飛行を行う機体の推進装置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について述べた。超音速流れ中における混合現象は、エンジン性能を左右する要素であり、スクラムジェットエンジン開発における重要課題の一つである。高い推進効率、すなわち高い混合効率を得ることの出来る燃料噴射方式が求められている。

超音速流入空気に対して燃料を噴射する角度は、一つのパラメータである。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、現在ではこの並行噴射方式が、実機への採用候補として検討されている。しかし、例えば単純なバックステップ後方からの並行噴

射方式といった形状では、混合が十分に行われず、ひいては燃焼効率が上がらないという問題がある。

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。この論文では、流れ場中に縦渦を生成することで混合を促進させるとされるランプ型インジェクタ^{(1)~(4)}を用いて、主流と並行に燃料を噴射した時の混合流れ場に対して、CFDと風洞実験により研究を行った。また、混合層に斜め衝撃波を入射した時の影響についても研究した。

2. 数値解析手法

数値解析は、高い亜音速領域から超音速までの流れに対応した3次元圧縮性熱流動解析コードAIKOF3⁽⁵⁾

を用いて行った。このコードの支配方程式は、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。一般曲線座標系 (ξ, η, ζ) に対しては、この式は以下の様になる。

$$\frac{\partial \tilde{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \tilde{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \tilde{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \tilde{G}}{\partial \zeta} = \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial \tilde{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \tilde{F}_v}{\partial \eta} + \frac{\partial \tilde{G}_v}{\partial \zeta} \right) \quad (1)$$

離散化は、対流項はYee-HartenのTVD法⁽⁶⁾を用いて、粘性項は中心差分を用いて陰的に差分化を行った。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⁽⁷⁾を用いた。

壁面境界においては、滑りなし条件とし、圧力勾配・温度勾配はともに零である。流入条件は、実験条件と同じに設定した。また本解析コードにおいては、主流と燃料を模擬するガスは同一気体として扱っている。さらに、比熱比は一定とした。

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にて行った。この風洞は、200×250 mmの測定部断面を有し、主流マッハ数 M は2.5と3.5の可変式である。今回の実験は、 $M=2.5$ で行った。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。噴出流ガスは、ポンペより供給される。ここで、主流は空気、噴出流は窒素である。

ランプ型インジェクタの形状について、モデル図を図2に示す。ランプ型インジェクタを用いるに当たって、考慮すべきパラメータは多くある。形状に関しては、ランプ角やSwept角がある。また複数のランプを

用いる場合は、ランプ同士の間隔も重要なパラメータである。今回の研究では、ランプ形状により誘起される流れ場の構造を明らかにすることを目的としている。そのため、モデル形状は単一の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⁽¹⁾⁻⁽⁴⁾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° の圧縮角を持っており、この根本から圧縮波を発生させて、混合層に干渉させるためのものである。ショックジェネレータの大きさは、長さがランプ長さと同しく、高さは半分となっている。

流れ条件は、主流については $M=2.5$ 、全圧 $p_0=0.4$ MPa、全温 $T_0=283$ Kである。また、噴出流が $M=1.0$ 、 $p_0=0.18$ MPa、 $T_0=283$ Kである。この時、両者の全圧比は約0.45（噴出流/主流）である。また、噴出孔における静圧比および速度比（噴出流/主流）は、それぞれ約4.1と約0.56である。

図3に、今回の実験で撮影したシュリーレン写真の例を示す。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。ランプの根本およびショックジェネレータの根本から圧縮波が、ランプの頭頂部より膨脹波が発生しているのがはっきりと見える。

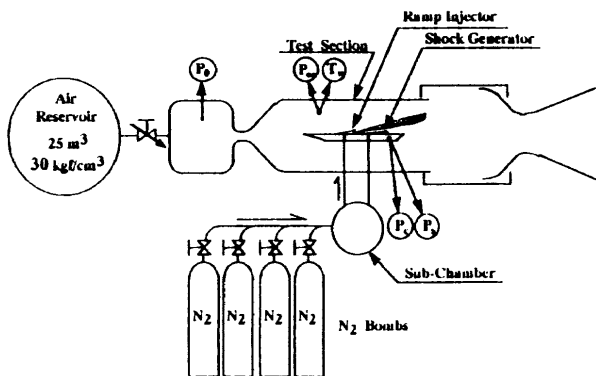


図1. 超音速風洞実験装置系

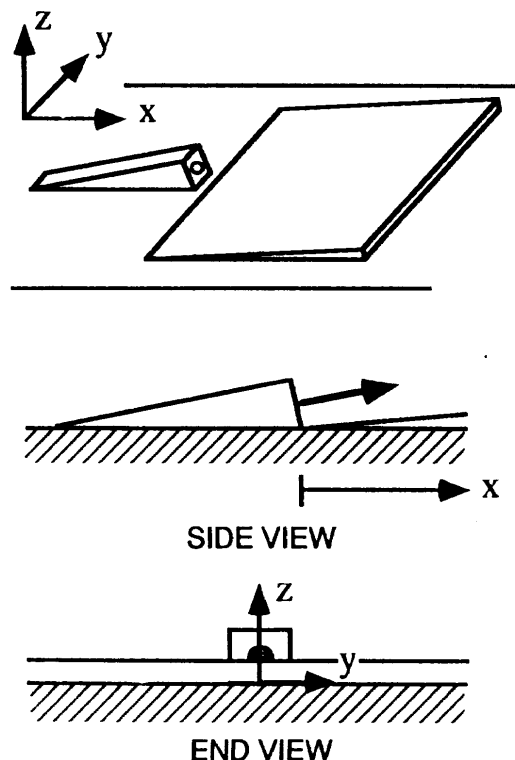


図2. ランプ型インジェクタ

また、今回の実験では、ショックジェネレータ上の壁面静圧分布を測定した。この測定は、噴出流と衝撃波の干渉による影響およびランプにより生成される渦の様子を観察するために行った。ここで、計測データはCFD結果の検証用としても用いた。図4に、測定点の位置を示す。

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。また、上方および下流出口境界においては、自由流出条件を採用した。ここで、計算格子のサイズは $70 \times 32 \times 52$ である。解析に用いた計算格子を図5に示す。

CFDより得られたランプ中心を通る流れ方向断面内のマッハ数分布を、図6に示す。実験で撮影したシュリーレン写真と比較して、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が解析結果でも同様に形成され、その角度は同程度となっている。

続いて、ショックジェネレータ上の壁面静圧分布に

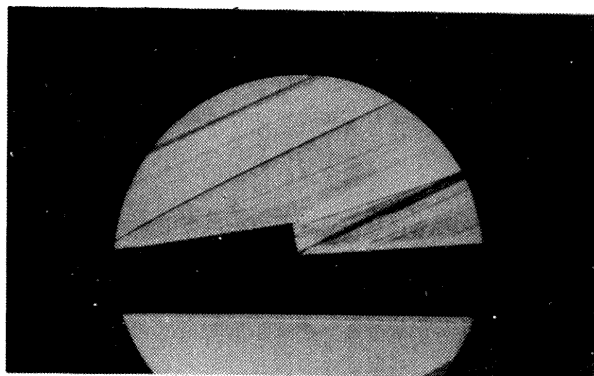


図3. シュリーレン写真

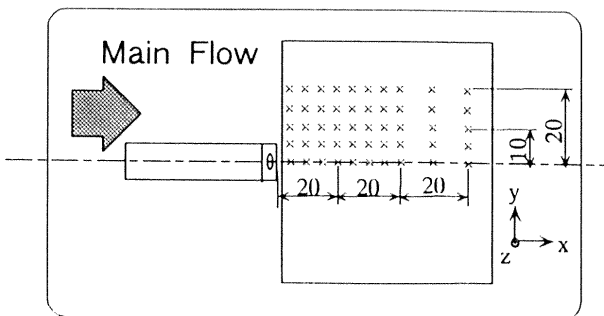


図4. 壁面静圧分布測定位置

ついて、実験とCFDの結果を比較したものを図7に示す。実験結果は白丸で、計算結果は実線で示した。これを見ると、圧力は噴射直後のランプ後方の位置で低い値になっており、下流に行くにつれて回復していく。またこの低圧領域は、ランプ側端から斜めに下流方向に向かって広がっている。この現象の原因としては、それぞれ以下のことが考えられる。まずランプ下流の低圧領域が徐々に回復していくのは、噴射後に膨張した噴出流体と後述する渦挙動により回り込んだ主流の影響によるものである。また、ランプ側端からの斜め下流への低圧領域の広がり、この端部から発生する膨張波が横切ることにより生じたものである。実験結果とCFDの結果を比較すると、定性的には良く一致しているものの、CFDの方が圧力の低下を過小評価している。特に、ランプ側端から広がる膨張波による影響が弱くなっている。この原因としては、用いた乱流モデルが代数方程式型であったため、このような複雑な乱流場を再現できなかったことが考えられる。

4.2 混合流れ場構造の考察

前述の比較により、CFDによる結果は定性的には高く、定量的にもある程度の信頼性があると言える。よって、CFDの結果より、実験では観察できない混合流れ場における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、噴出流体の濃度分布の流れ方向における変化の

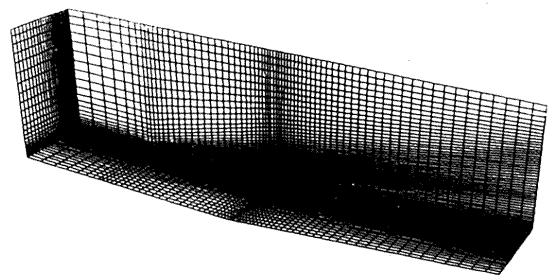


図5. 計算格子図

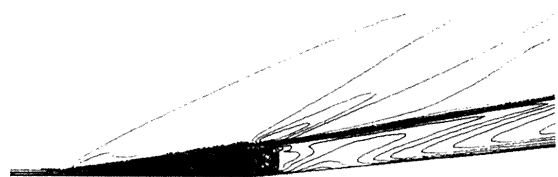


図6. ランプ中心断面内マッハ数分布

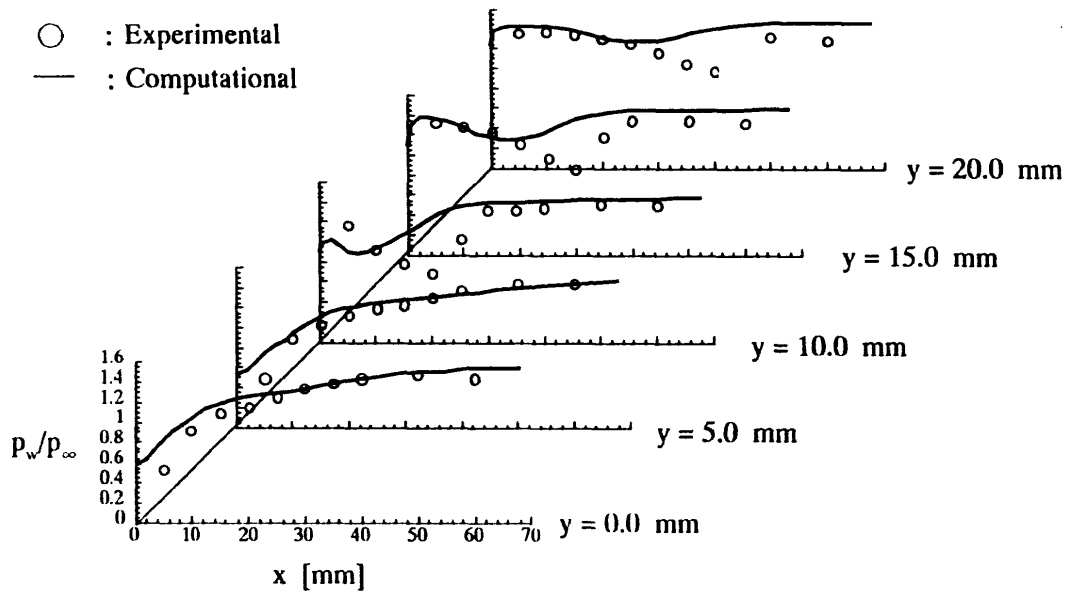


図7. 壁面静圧分布の比較

様子を可視化したものである。この図を見ると、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の成長過程および渦による混合層の巻き上がりの様子が、はっきりと観察される。これらの渦は、噴出流体と主流空気を混ぜ合わせ、強い乱流混合を引き起こすことで混合促進に貢献してい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渦の巻き上がりの効果が強いので、下流に行くにつれて濃度は急激に低くなる。また、噴孔のすぐ下流では、壁面近傍で濃度がかかなり高くなっている。これは、噴射直後に急激に膨張した噴出流がショックジェネレータに衝突したものと考えられ、混合促進の面から見るとあまり好ましくはない。前述の壁面静圧分布において、この領域における値が下がっているのは、この噴出流体の膨張流によるものと考えられる。

次に、ショックジェネレータより生じる斜め衝撃波が入射することにより、混合流れ場に及ぼす影響について調べた。図10に示したのは、噴出流体のリフトアップについてプロットしたものである。これは、噴出流の壁面からの距離に対応するものである。下流方向距離および高さはランプ高さで無次元化した。リフトアップ量 z_L は、噴出流体濃度が0.1以上の領域に対して求めた平均高さである。この図を見ると、下流への距離 x が3程度の位置から、噴出流は急激に壁面から

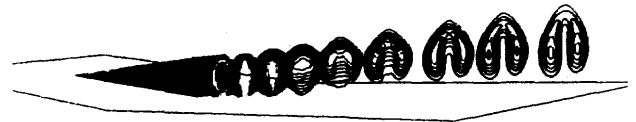


図8. 噴出流の横断面内濃度分布の変化



図9. 噴出流の流れ軸方向断面内濃度分布

離れていくようになる。この理由について、解析と実験の結果から考察を行った。噴孔下流近傍領域においては、ランプにより生じる渦や膨張波、Injectionが干渉しあう複雑な流れ場であるため、今回の解析においては斜め衝撃波の存在は明確に捉えられていない。し

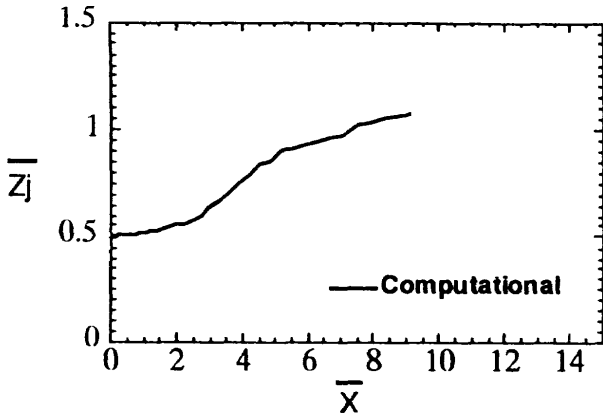


図10. 噴出流のリフトアップ

かし、図3や図6で見られる衝撃波発生板から生じている斜め衝撃波の位置と噴出流の急激なリフトアップが開始される位置との対応から、このリフトアップは斜め衝撃波の影響によるものという類推ができる。斜め衝撃波によって生じる流れ場の傾向がリフトアップに貢献するようになることも、この推察の妥当性を示していると思われる。このようにして、斜め衝撃波の存在は噴出流体の主流中へのペネトレーションを高めることで、混合促進に寄与する効果を持つものと考えられる。

これらの結果から、縦渦および斜め衝撃波による混合流れ場への影響が分かってきた。そこで、流れ場内における流体の挙動を視覚的に捉えるために、トレーサを流して流れを可視化する流跡線法を用いて観察を行った。図11に噴出流体の挙動を、図12に主流の挙動をそれぞれ示す。まず図11を見ると、噴出流は渦挙動に合わせて、回転しながら位置を入れ替えていく様子がはっきりと観察される。また、斜め衝撃波の通過する位置では、上方に持ち上げられている挙動が現れている。一方、主流については、壁面境界層付近を流れてきた主流空気が、渦に巻き込まれる形で噴出流中にエンテインメントされている様子が分かる。反対にランプの斜面を上ってきたトレーサは、混合層の表面を滑るような形になり、あまり目立った渦挙動を示さなかった。

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おける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

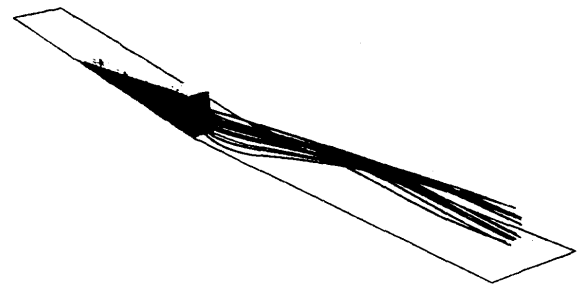


図11. 流跡線法による噴出流の挙動の観察

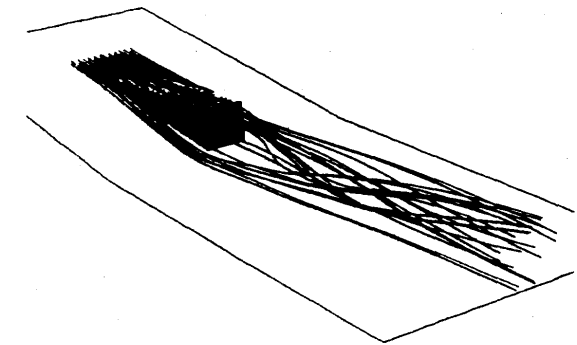


図12. 流跡線法による主流空気の挙動の観察



関して、実験とCFDにより研究を行い、以下の結論を得た。

(1) ランプ型インジェクタによって互いに逆回転する二つの縦渦が生成され、この渦が主流空気を噴出流中に巻き込みながら成長していく過程や巻き上がりの様子がはっきり観察された。

(2) 並行噴射流れ場に斜め衝撃波を発生させることによる、噴出流のリフト・アップ効果が考察された。これを利用して、燃料の主流空気中へのペネトレーションを高めることにより、混合促進に対する効果が期待される。

(3) 本研究で用いたCFDコードは、ランプ型インジェクタを持つ流れ場に対して、衝撃波に代表される流れ場形状および圧力の分布に対して、これを定量的に妥当と言える範囲で再現できる。

これらの結果より、ランプ型インジェクタを用いた燃料噴射方式および斜め衝撃波の混合層への干渉は、スクラムジェットエンジン燃焼器内流れに代表される超音速混合流れ場において、混合促進に有効な役割を果たすことが分かった。今後は、両者の混合促進効果の定量的な評価を行う予定である。

〔参考文献〕

- [1] 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.
- [2] 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.
- [3] G. B. Northam, I. Greenberg and C. S. Byington, "Evaluation of Parallel Injector Configurations for Supersonic Combustion", AIAA Paper No.89-2525, 1989.
- [4] D. O. Davis and W. R. Hingst, "Progress Toward Synergistic Hypermixing Nozzles", AIAA Paper No.91-2264, 1991.
- [5] 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.
- [6] H. C. Yee and A. Harten, "Implicit TVD Schemes for Hyperbolic Conservation Laws in Curvilinear Coordinates", AIAA Paper No.85-1513, 1985.
- [7] T. Cebeci and A. M. O. Smith, "Analysis of Turbulent Boundary Layers", Academic Press Inc., 1974.
- [8] T. Fujimoto, S. Sawaguchi and K. Hanawa, "CVL Application for Supersonic Wind Tunnel of Blow-Down Type", AIAA Paper No.94-2574, 1994.