

## 後ろ向きステップ後方からの超音速中への 垂直噴射の数値解析

藤 森 俊 郎\*      河 合 理 文\*  
安 藤 安 則\*      大 森 保 紀\*  
麻 生      茂\*\*      福 田 正 大\*\*\*

### A Numerical Investigation of 3D Transverse Injection into the Supersonic Flow Behind Rearward Facing Step

by

Toshiro FUJIMORI, Yasunori ANDO, Masafumi KAWAI, Yasunori OHMORI  
*Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd.*  
Kyushu University  
Masahiro FUKUDA  
*National Aerospace Laboratory*

#### ABSTRACT

Three-dimensional Reynolds-averaged full Navier-Stokes equation including chemical reactions solver is developed to predict flow fields in SCRAMjet engine combustors. Using the above code, sonic gas transverse injections behind the rearward-facing step into the  $M = 3.7$  supersonic flow are investigated numerically. The numerical results are compared with the result of the transverse injection on the flat plate. The comparison shows that mixing of injectant gas with main air flow is enhanced by the rearwardfacing step.

#### 1. はじめに

スクラムジェットエンジン燃焼器内での流入空気と噴射燃料の混合制御は、エンジン開発上の重要技術の一つである。インテークにより圧縮減速されてエンジン燃焼器内に流入するマッハ数3から8の超音速気流は、依然大きな運動エネルギーをもっており、燃料の噴射、混合による流動損失は低速ジェットエンジンに比べ重大である。また、燃焼器内のガス滞留時間が短いため、混合・燃焼距離がエンジンスケールを決定する大きな要因と

なり、燃料の混合促進は高飛行マッハ数になるほど、重要な問題となってくる。

近年、著者らはスクラムジェットエンジン燃焼器内の燃焼流れをシミュレートするツールとして、有限反応率モデルによる超音速燃焼数値解析コードの開発を進めている。著者らは既にスロットからの2次元噴射と、平板上の円孔からの垂直噴射について数値解析を行い、風洞実験結果との比較検証を行った<sup>1-4)</sup>。噴流周辺の流れ場、特に3次元噴射のジェット上流の逆流域の大きさは、乱流モデルに大きく依存するという結果を得た。壁圧の実験値との比較により、Cebeci-Smith乱流モデルを元にして噴流周辺で長さスケールを修正したモデルにより、ほぼ妥当な3次元垂直噴射の流れ

\* 石川島播磨重工株

\*\* 九州大学航空学科

\*\*\* NAL数理解析部

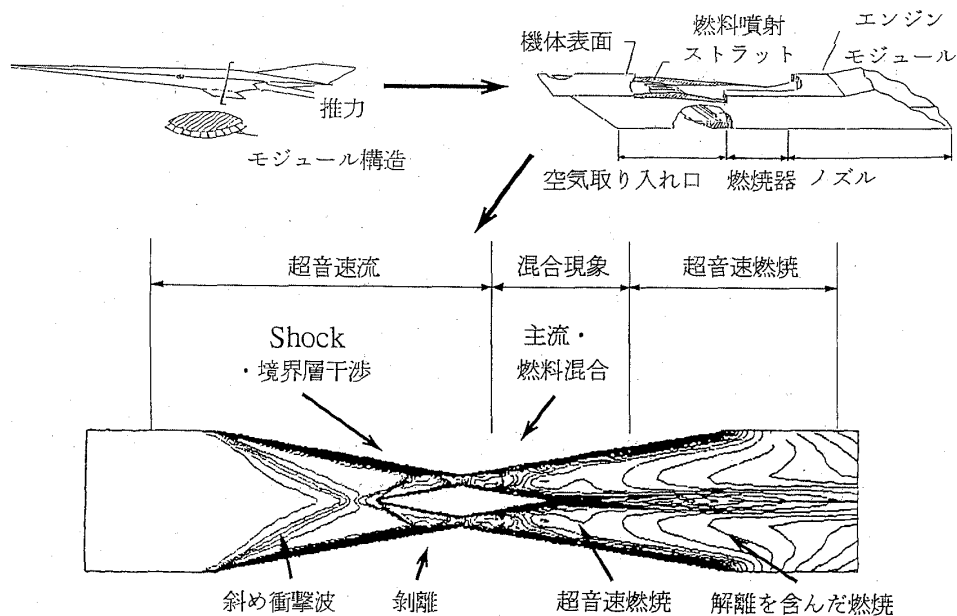


図 1(a) スクラムジェットエンジン概略

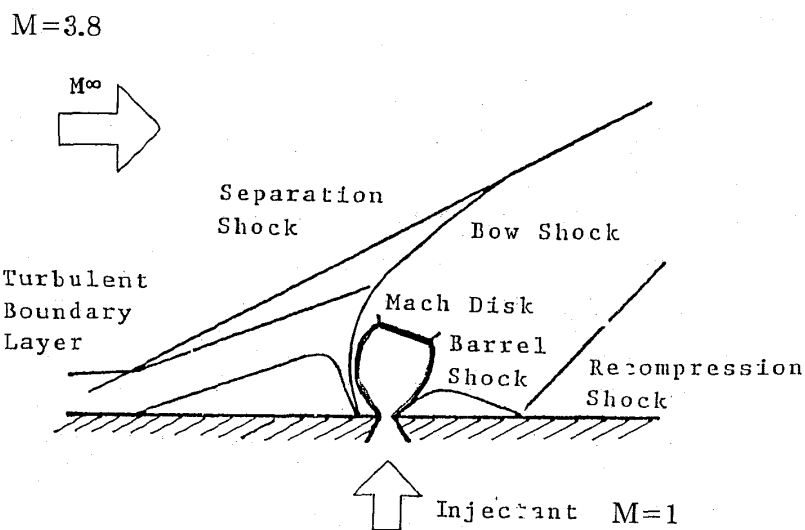


図 1(b) 垂直噴射の流れ場の概念図

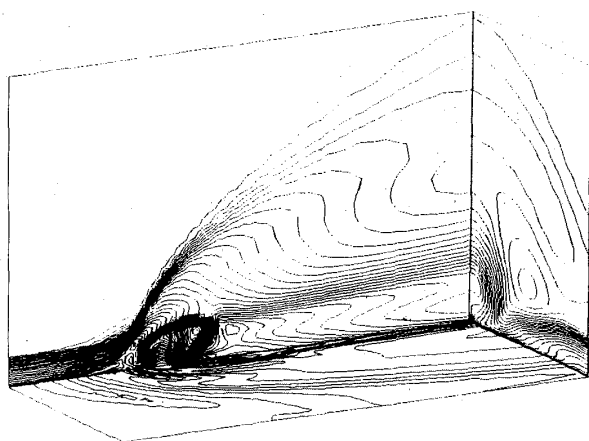


図 2(a) 平板上からの垂直噴射 (等マッハ線図)

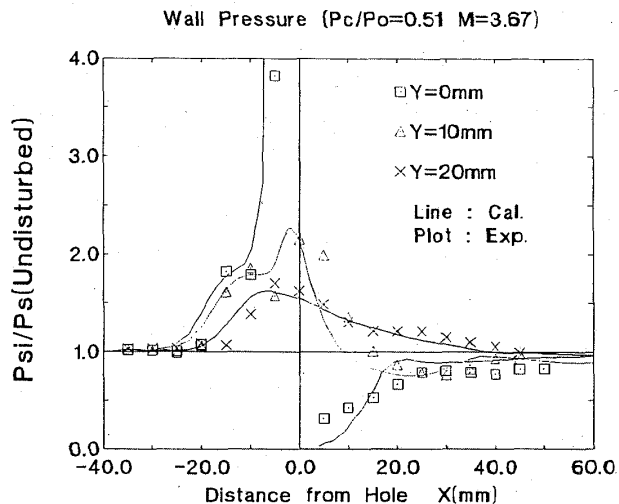


図 2(b) 壁面圧力の実験値との比較 (Y: 対称面からの距離)

場をシミュレートすることができた。図2に、平板上からの3次元噴射解析結果と、壁圧実験値との比較を示す。

本報では、後ろ向きステップ下流からの垂直噴射の数値解析結果について報告する。後ろ向きステップは、スクラムジェットエンジン燃焼器設計上で重要な要素形状の一つであり、保炎、混合促進や、燃焼による上流への影響を低減する機能をもつ一方、流動損失を伴うため、数値解析によりその流れ場を精度よく予測することが期待される。解析結果は、平板上からと比較して、噴流が上方だけでなく側方にも広範囲に広がっており、後ろ向きステップが噴流の主流との混合促進に効果のあることが示された。

## 2. 数値解析手法

本報告で用いた解析コードは、著者らが開発している化学反応を含む圧縮性流れ解析コードである。本解析では、空気主流中に対する空気噴射の解析であるため、各化学成分の保存式は解いていない。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質量、運動量、エネルギーに関する保存式であり、以下の様にベクトル形式で表示される。

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = -\frac{1}{Re} \left( \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} + \frac{\partial G_v}{\partial z} \right) + S$$

$$Q = \begin{Bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ E \\ \rho f_i \end{Bmatrix} \quad E = \begin{Bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + P \\ \rho uv \\ \rho wu \\ (E+P)u \\ \rho f_i u \end{Bmatrix}$$

$$E_v = \begin{Bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} + q_x \\ \tilde{u}_i \end{Bmatrix}$$

F, G についても同様

$$S = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ s_i \end{Bmatrix} \quad (1)$$

ここで、 $\rho$  は密度、 $(u, v, w)$  は  $(x, y, z)$  空間方向の速度成分、 $P$  は圧力、 $E$  は単位体積当りの全エネルギーで内部エネルギー  $\epsilon$  を用いて  $E = \rho \{ \epsilon + 0.5(u^2 + v^2 + w^2) \}$  で表される。また、 $Re$  はレイノルズ数、 $q_x, q_y, q_z$  は各方向に対する熱伝達による熱流束、 $\tau_{xx}$  等は粘性による応力テンソル成分であり、粘性係数  $\mu$  はサザーランドの式により与えられる。

これを一般座標系  $(\xi, \eta, \zeta)$  保存形式に変換すると以下の様に表示される。

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial \tau} + \frac{\partial \hat{F}_j}{\partial \xi_j} = -\frac{1}{Re} \frac{RHS(Equ.1)}{J} \quad (j=1, 2, 3)$$

$$\hat{Q} = \frac{Q}{J} \quad \hat{F}_j = \frac{1}{J} \begin{Bmatrix} \rho U_j \\ \rho u U_j + \xi_{jx} P \\ \rho v U_j + \xi_{jy} P \\ \rho w U_j + \xi_{jz} P \\ (E+p) U_j \\ \rho f_i U_j \end{Bmatrix} \quad (2)$$

支配方程式の対流項は Harten-Yee タイプの TVDスキーム<sup>5)</sup>、粘性項は中心差分により離散化した。解法は、空間分割法による陰解法を用いており、対角化により効率化を図っている。

解析対象のレイノルズ数は  $10^6$  以上で、支配方程式に乱流モデルの導入が必要となり、Cebeci-Smith<sup>6)</sup> (以下 C-S) の乱流モデルを用いている。C-S モデルでは、長さスケールを境界層の厚さにより与えているが、噴流下流では上方、側方の噴流の拡散幅により与えている。

## 3. 解析モデル、条件

流れ場を対称であると仮定し、測定部の中央対

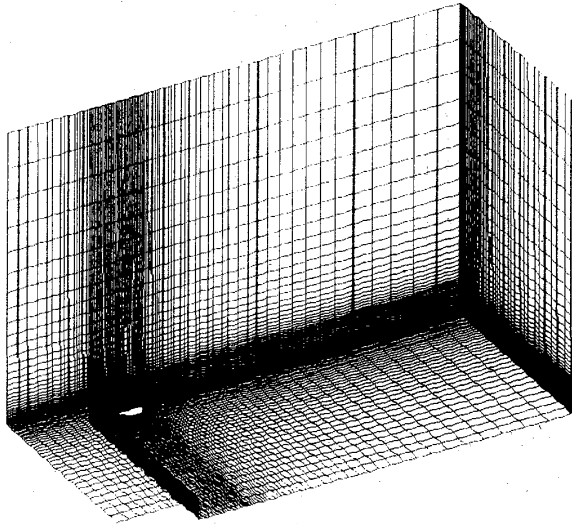


図3 解析モデル

称面から片側を計算領域とした(図3)。予備計算として、計算領域の対称性を仮定せず、全領域に関する解析を行い、解析結果の対称性を確認している。計算格子サイズは、 $60 \times 40 \times 50 = 12$ 万点である。

主流の入口条件は、マッハ数3.67, 静温294K, 全圧1.2MPaである。底面, 壁面の境界層の厚さは, 6mmとした。噴流は, 空気を音速, 常温(293K)で壁から垂直に噴射させ, 主流との全圧比を $P_c/P_0 = 0.18, 0.51$ の2ケースについて解析を行った。この条件は, 以前行った平板上からの垂直噴射の解析, 風洞試験条件と同じである。入口境界条件は, 壁面近傍においては境界層の分布を仮定し, それ以外では主流条件を一樣に与えた。壁面では, 滑りなし条件を与え, 圧力, 温度勾配をゼロとした断熱境界条件とした。流出面は, 内部点の値より外挿により与えた。

噴射孔は, 以前行った平板噴射実験の直径5mmと同じにし,  $9 \times 5$ 点の格子点で表した。また, 噴射条件は噴射孔を表す格子点に一樣に与えた。後ろ向きステップの高さは $H = 5$ mmとし, その上流は解を拘束することによって物体として扱った。噴射孔の中心位置は, ステップ下流 $2H = 10$ mmである。

#### 4. 数値解析結果及び考察

図4, 5, 6に流速ベクトル分布, 等マッハ線図と等圧線図を, 噴射流と主流の全圧比 $=0.18$ (ケ

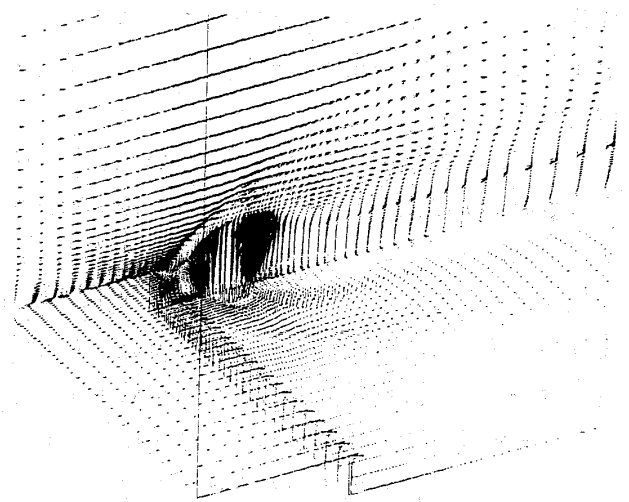
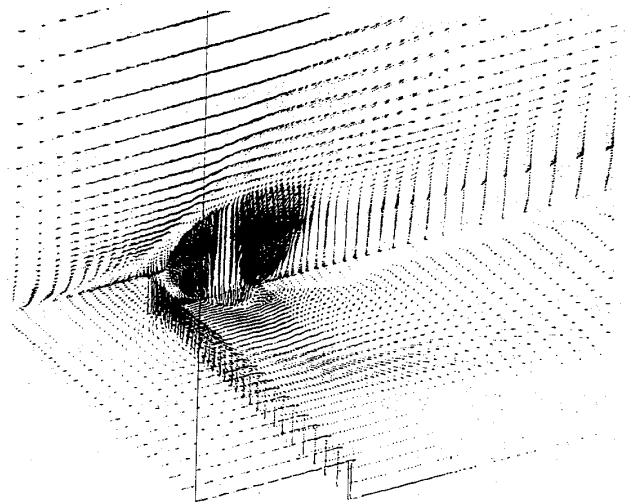
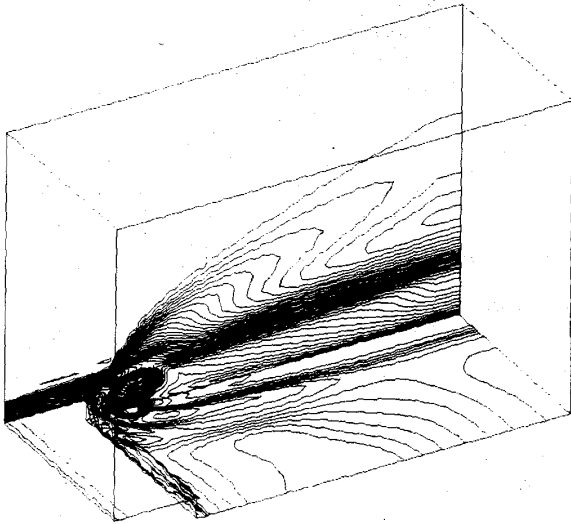
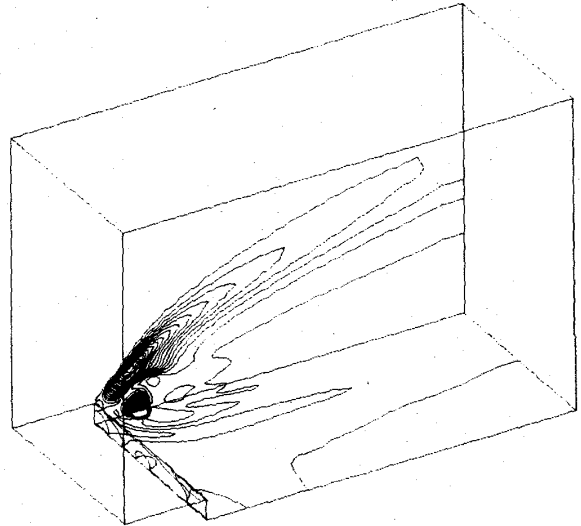
(a) ケース1  $P_c/P_0 = 0.18$ (b) ケース2  $P_c/P_0 = 0.51$ 

図4 速度ベクトル

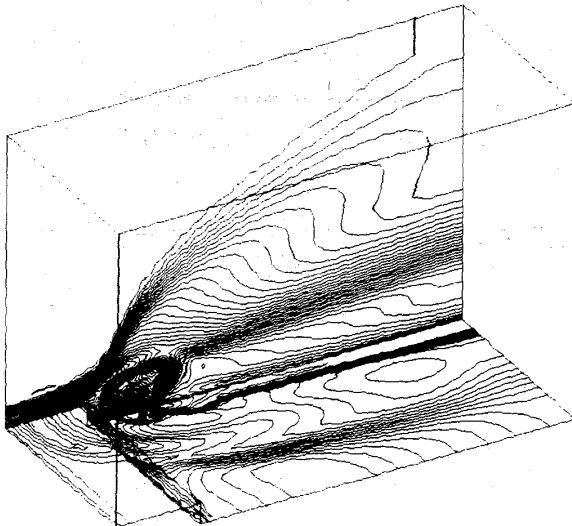
ース1) 0.51(ケース2)の2ケースについて示す。各図に表示している面は, 対称境界面と, 底面から1つ上側の面である。噴流により前方に衝撃波を形成しており, ステップ上の流れは, 全圧比0.51のケース2では噴流前方衝撃波により剝離を起こしている一方, 全圧比の低いケース1では剝離を起こさずほぼ一樣に主流は流れている。中央面の圧力分布を比べると, ケース1では前方衝撃波による圧力上昇部の先端はステップ下流にあるが, ケース2ではステップの縁まで達し, その差がステップ上流の流れに剝離を起こすかどうかの違いとなる。一度剝離するとその影響領域はかなり上流まで及び, ケース2の場合 $3H$ 以上に及んでいる。噴射孔のある壁面付近の速度ベクトル



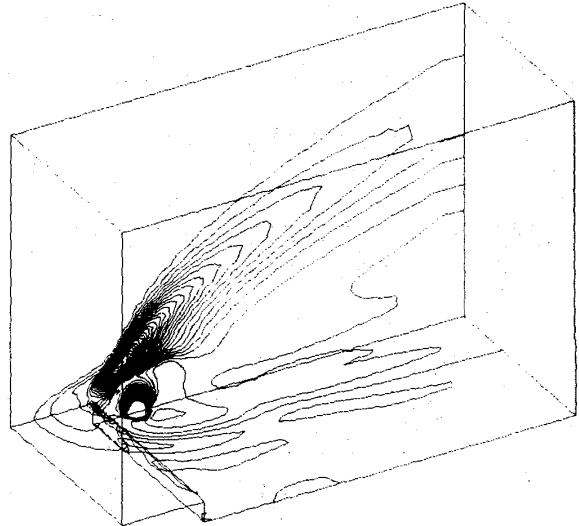
(a) ケース1  $P_c/P_0=0.18$



(a) ケース1  $P_c/P_0=0.18$



(b) ケース2  $P_c/P_0=0.51$



(b) ケース2  $P_c/P_0=0.51$

図5 等マッハ線図

図6 等圧力線図

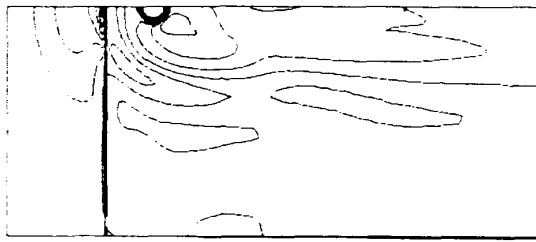
を見ると、ケース2では噴射孔下流の境界層と噴流の干渉の影響が大きく見受けられる。

次に、ケース2について、平板上からの噴射との比較を、下方壁面の圧力分布(図7)と流跡線(図8)について行った。ケース2の場合、噴流下流の低圧部は、平板上からの噴射に比べ側方に広がり、噴流がかなり横方向にも広がっていることを示している。図8に、主流と噴流の流跡線を示す。主流は、入口壁面上1mmの境界層内と6mmの境界層外で中心面から横方向に1mm間隔、また噴流は噴射孔の中心から横方向に0.5mmずつ5箇所から流跡線を計算した。ケース2の噴流の軌跡は、平板に比べ上方、側方ともに広範囲に広

がっている様子が示されている。境界層内からの流跡線は、ステップ通過後大きく横方向にずれる。噴流付近での粒子の対流時間も平板上からの噴射に比べ大きくなっている。このことから、ステップが垂直噴流の混合促進に貢献していることがわかる。

## 5. あとがき

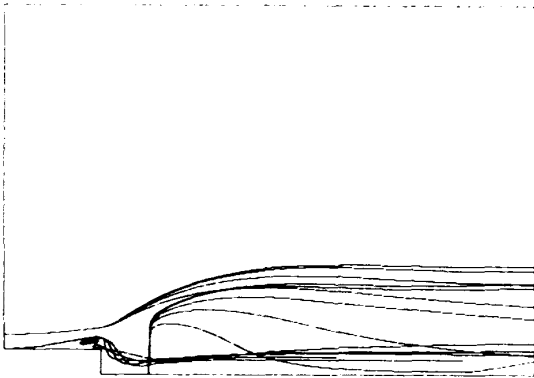
スクラムジェットエンジン燃焼器内のガス燃料の噴射、混合の研究の一環として、後ろ向きステップ下流からマッハ3.7の超音速流中に垂直噴射した場合の流れ場の数値解析を行った。また、その結果を以前行った平板上からの垂直噴射の数値



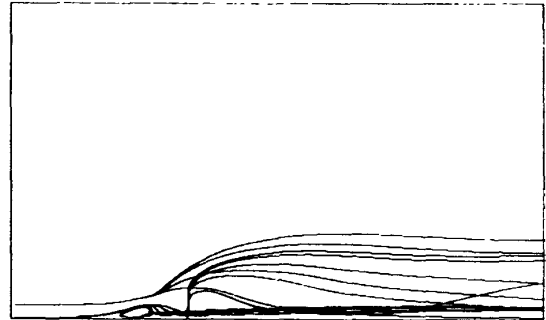
(a) ケース 2



(b) 平板上からの噴射

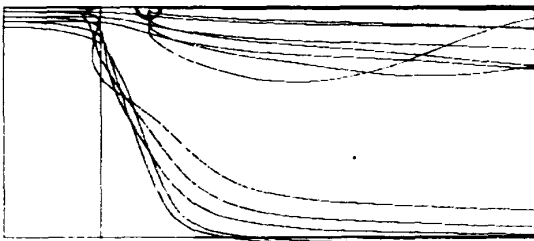
図 7 壁面圧力 ( $P_c/P_0=0.51$ )

(a) ケース 2

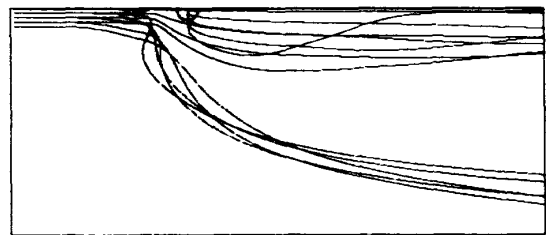


(b) 平板上からの噴射

横方向から見た図



(a) ケース 2



(b) 平板上からの噴射

上方より見た図

図 8 流跡線 ( $P_c/P_0=0.51$ )

解析, 実験結果と比較を行った。

解析結果は, 円孔からの 3次元噴射の詳細な構造や, 後ろ向きステップ下流の再循環流との干渉を再現し, 本解析が燃焼器内の流れ解析に有効なツールをなり得ることを示した。平板上からの噴射に比べ, 主流中へ上方, 側方ともに広範囲に広がっており, 後ろ向きステップが噴射燃料の主流との混合の促進を行っている様子が数値解析によっても示された。

今後, 混合に伴う流動損失を数値解析で評価できるように, より精密な超音速空力混合のデータの取得, 検証を行い, さらには燃焼反応を含めた解析を行い, スクラムジェット燃焼器の開発の促進を図る予定である。

## 参 考 文 献

- 1) Fujimori, T. et al. : AIAA-91-0415, 1991.
- 2) Kawai, M. et al. : Proc. Int. Symp. on CFD at Nagoya, Aug. 1989, 119.
- 3) 藤森ら : ガスタービン学会秋期講演会論文集, 1990, 117.
- 4) 河合ら : 日本ガスタービン学会誌, Vol. 18, No.71, 1990, 80.
- 5) Yee, H. C. : NASA TM-89464, 1987.
- 6) Cebeci, T. and Smith, A. M. O. : Analysis of Turbulent Boundary Layers, Academic Press, 1974.