

スクラムジェットエンジン燃焼室の数値解析

平井研一*

Numerical Simulations of the Flow Field in a SCRAM Jet
Engine Combustor

by

Kenichi HIRAI
Nissan Motor Co.

ABSTRACT

The flow fields over rearward facing step are investigated numerically for the purpose of qualitative understanding of the fuel injection system in the SCRAM jet engine combustor. The results show that the location of transverse injection in relation to the step has significant influence on the size of recirculation zone.

1. はじめに

スクラムジェット (Supersonic Combustion Ram-Jet) は、圧縮された外部空気と内部燃料との混合 (超音速) 燃焼により推進力を得る推進機関であり、従来型推進機関に比して、(1)酸化剤の搭載不要 (2)高 I_{sp} という特長がある。

スクラムジェットエンジン実現のためには、以下の技術課題を克服する必要がある。

- 燃料/空気混合気のエンジン内滞留時間が短いため (1msec のオーダー) 保炎性が問題となる (特に高飛翔マッハ数領域)。
- エンジンに流入する空気温度は、概ね飛翔動圧によって決定される。従って、特に低飛翔マッハ数領域においては、自発着火性が問題となる。

これらの技術課題は、燃料/空気の混合過程及び化学反応過程を考慮した数値解析及び実験を行うことにより定量化できるものと考えられる。

本研究においては、スクラムジェットエンジン性能解析の第一歩として、燃焼室内で上記特性が顕著に現れる箇所であるストラットステップ部 (燃料噴射口近傍) に解析の焦点を絞り、2次元 Navier-Stokes 方程式を用いて、非反応性ガス噴射が燃焼室内の流れ場に及ぼす影響について定性的把握を試みた。

2. 解析方法

(1) 支配方程式

支配方程式には、1成分系 (空気) あるいは2成分系 (空気+水素ガス) の2次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式を用いた。ただし、空気と水素は化学反応を起さないものとした。

(2) 計算スキーム

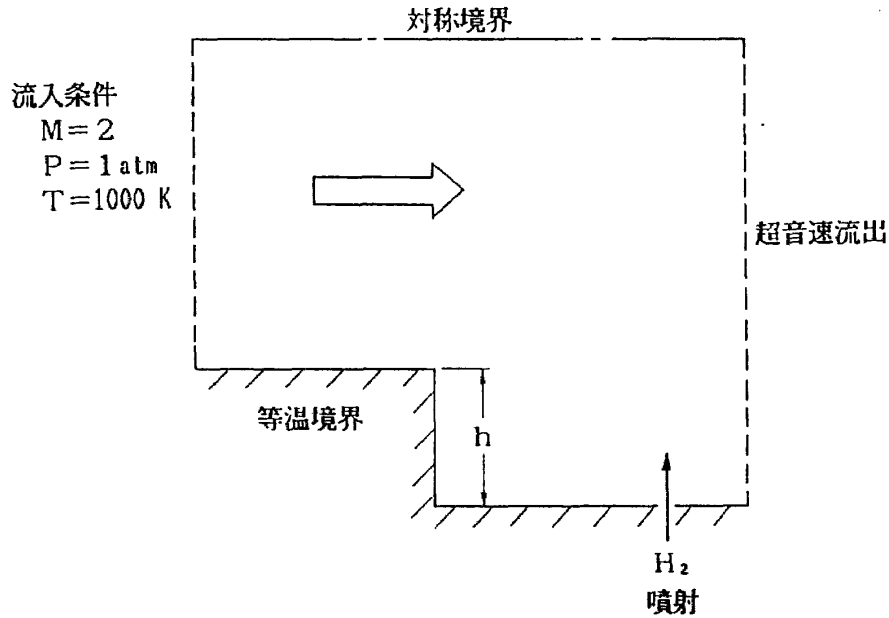
計算スキームは、Finite-Volume 法と 2-step Rational Runge-Kutta 法 (時間積分) とを組み合わせた。対流項は Van Leer タイプの Flux-Vector Splitting により陽的に評価した。また拡散項、粘性項、熱伝導項、エンタルピー輸送項については、中心差

* 日産自動車(株)

分で近似した。

(3) 境界条件

計算領域及び境界条件を図 1 に示した。



境界条件

- ① : 流入条件
主流物理量 + 境界層内物理量 (速度分布 + 温度分布)
- ② : 対称条件
 $\partial u / \partial y = \partial v / \partial y = \partial T / \partial y = \partial P / \partial y = \partial \rho_i / \partial y = 0$
- ③ : 流出条件
・超音速流出
(流出面での物理量は上流値からのゼロ次外挿値とする。)
- ④ : 固体壁条件
・滑りなし ; $u = v = 0$
・等温 ; $T = T_{wall}$
・湧き出し無し ; $\partial \rho_i / \partial n = 0$
・圧力 ; $\partial P / \partial n = 0$
- ⑤ : 燃料噴射
・物理量の値は固定値とする。

図 1 計算領域及び境界条件

3. 計算諸元

ガス噴射がステップ近傍の流れ場に及ぼす影響を把握することを目的として、表1に示す諸元にて計算を行った。

表1 計算諸元

Case	噴射ガス	噴射位置(ステップ起点)
1	なし	—
2	空気	(ステップなし)
3	空気	ステップから5h下流位置
4	水素	(ステップなし)
5	水素	ステップから10h下流位置
6	水素	ステップから5h下流位置

なお、噴射条件は空気噴射の場合、噴射圧5atm、温度500K、マッハ数1.05、水素噴射の場合、各々15atm、700K、1.05であり、ともに垂直噴射である。また表1でhはステップ高さを示す。

4. 計算結果

Case 1~6に対応する計算結果を図2~7にそれぞれ示す。

まず、図2はガス噴射がない場合のステップ近傍の流れ場を示しており、この場合の流れ場に特徴的な現象であるステップ背後での Reattachment Shock 及びコーナー部での循環流の形成をよく捕えている。本計算結果は、ガス噴射効果を把握する上でのレファレンスとして用いられる。

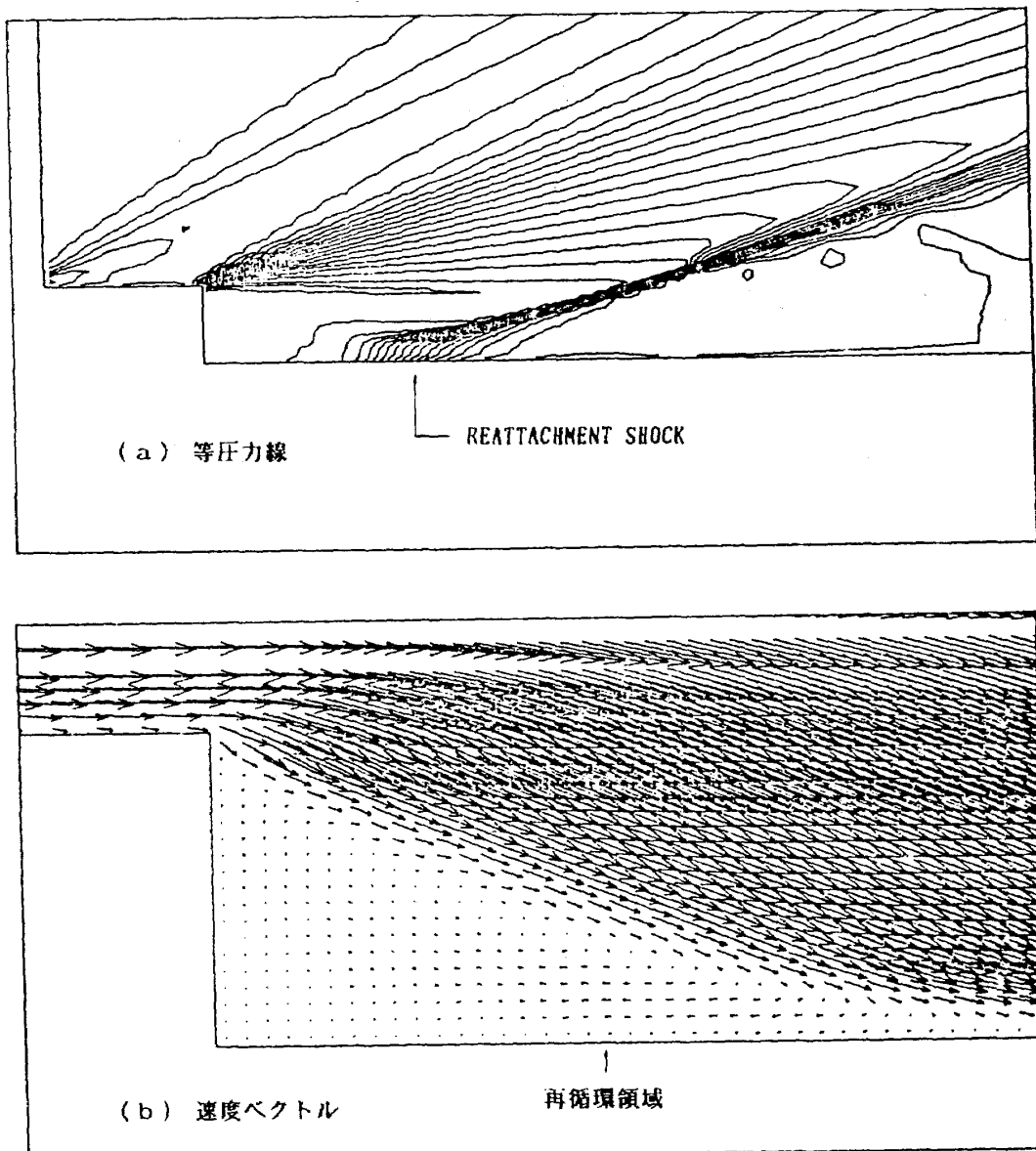


図2 CASE 1 計算結果(燃料噴射なし)

次に、ステップ有無の効果及びガス噴射効果を把握するため図3及び図4の比較を行う。なお、図中には噴射空気と一様流空気とのエネルギー交換の尺度を表す量として全温度等高線(550K及び1600K)も合わせて示してある。両図からステップ及びガス噴射の効果として下記の様にまとめられる。

- (1) 一様流流入空気のShear Layerと噴射空気とがステップコーナー部において干渉した結果として、広範囲にわたり再循環領域が形成される。
- (2) ステップ有りの場合の温度場は、ステップなしの場合に比べて全体的に高めになっている。この理由として、Reattachment Shockの強度がガス噴射により増強されることが考えられる。

これらの結果から、ステップの有無は着火あるいはフレイムホルディングに及ぼす影響が大きいことが推定される。

図5はステップがない場合における、ガス噴射口近傍の流れ場を示している。この時の流れ場に特徴的な現象として、(a)噴射口上流でのBow Shock及び再循環領域の形成、(b)噴射口下流での再付着及び再循環領域の形成、(c)ガス噴射に基づくJet Shock及びMach Diskの形成、が挙げられるが、図5はこれらの現象をよく捕えていると考えられる。

本計算結果は、ガス噴射口位置の効果を把握する上でのレファランズとして用いられる。

最後に、ガス噴射口位置がステップ近傍流れ場に

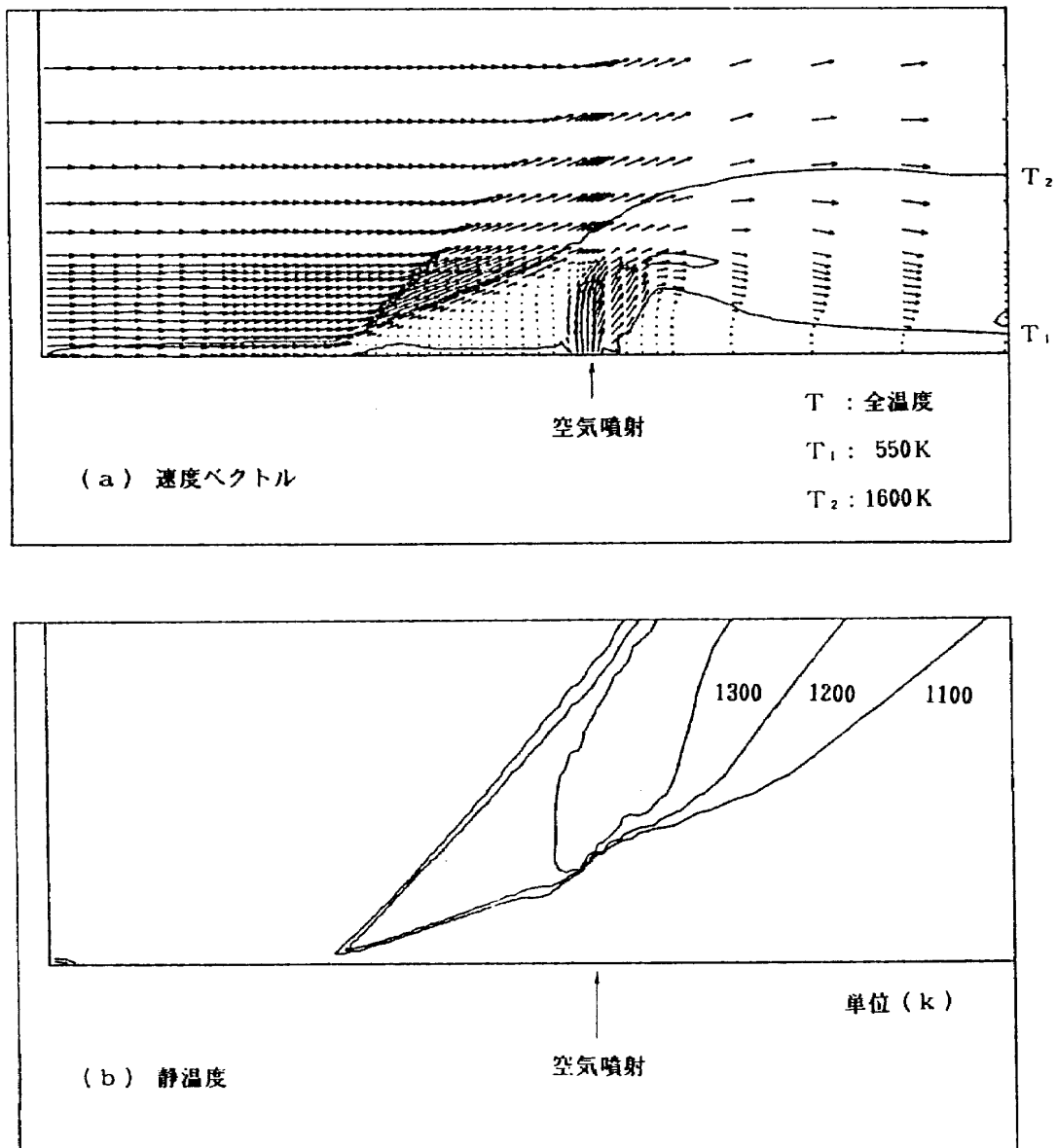


図3 CASE 2計算結果

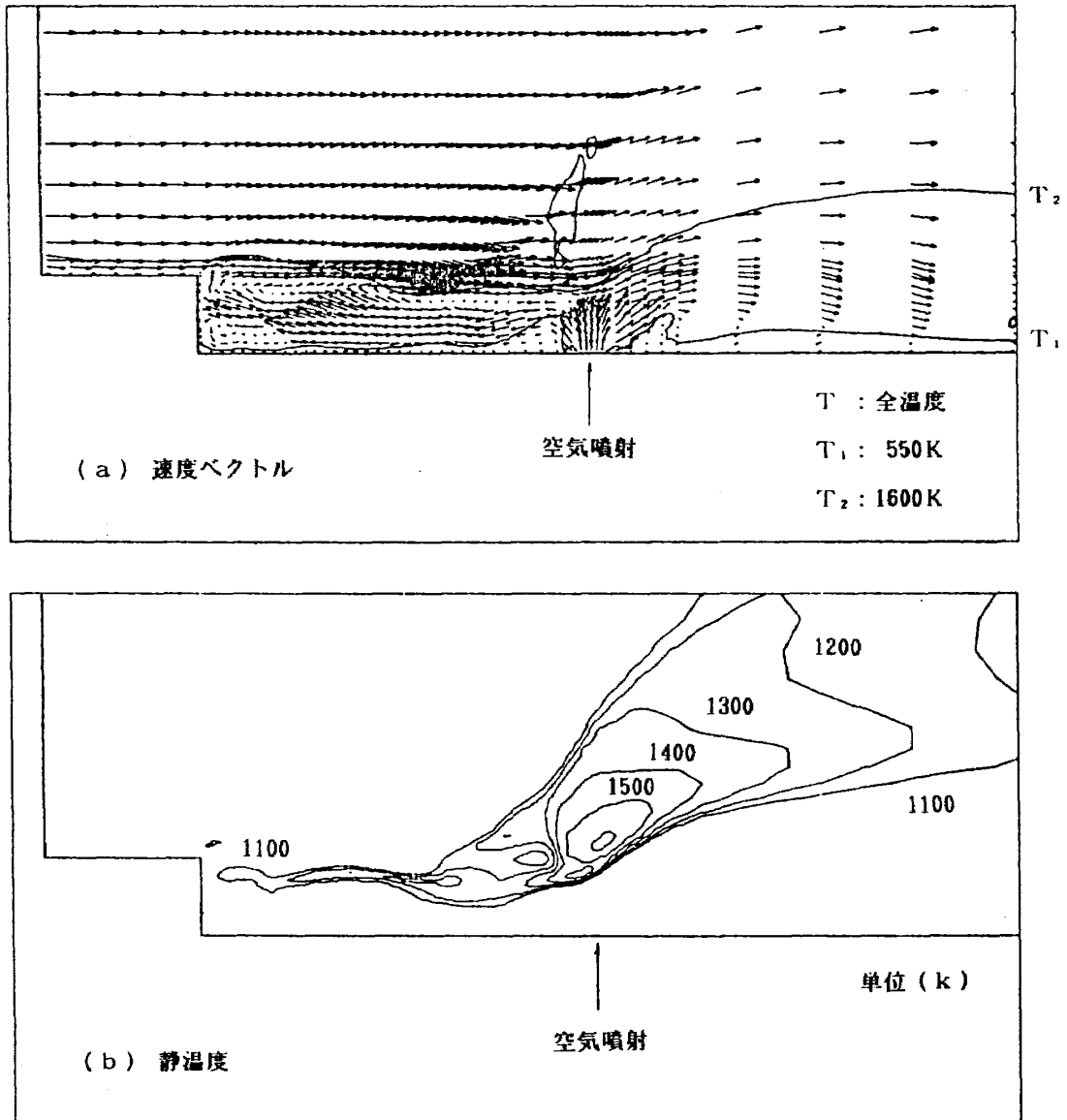


図4 CASE 3 計算結果

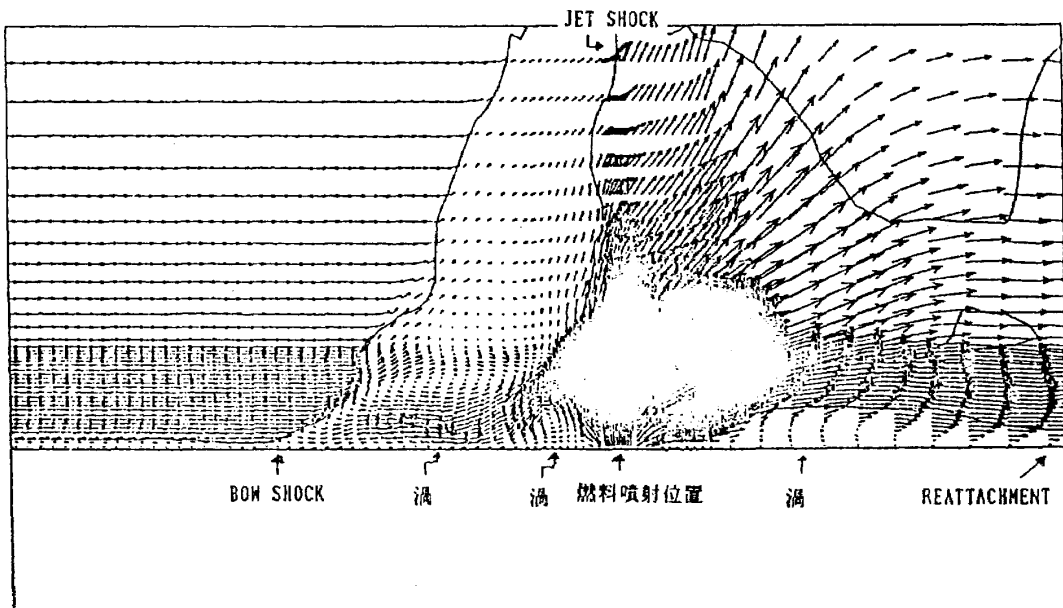


図5 CASE 4 計算結果 (速度ベクトル及びM=1のライン)

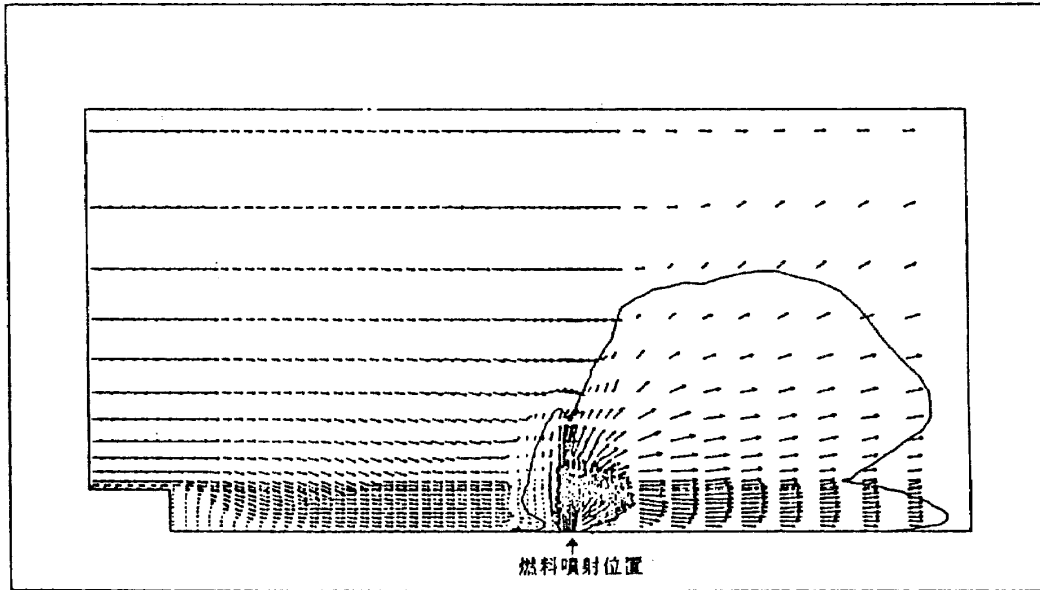


図6 CASE 5 計算結果 (速度ベクトル及び
H₂ 質量分率 = 1 % のライン)

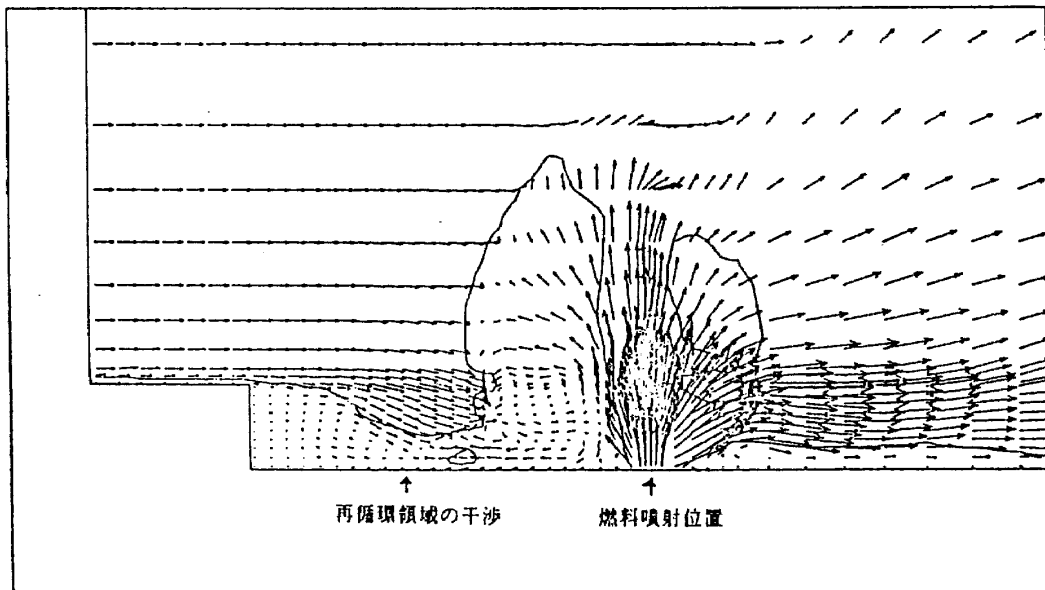


図7 CASE 6 計算結果 (速度ベクトル及び $M=1$ のライン)

及ぼす影響を推察する。

まず、図5及び図6の噴射口近傍の流れ場は質的に同等であることから、噴射口位置とステップの距離が大きい場合には、空気/水素の混合に対するステップの寄与は小さいものと推定される。一方、図7においてはガス噴射に起因する再循環領域とステップの存在に基づく再循環領域との干渉が認められる。この領域では、滞留時間が長く、かつ燃料リッチとなるため、主流流速が大きい場合においてもフレームホールドされる可能性が高い。

以上のことから、燃料噴射位置のフレームホールド

ディングに及ぼす影響が大であることが、本計算結果からも推定される。

参 考 文 献

- 1) "Experimental Study of Supersonic Laminar Base Flow with and without Suction", A.K. Jakubowski and C.H. Lewis, AIAA J. Vol. 11 (1973).
- 2) "Criteria for Self-Ignition of Supersonic Hydrogen-Air Mixtures", P.W. Huber, NASA TP-1457 (1979).