

スクラムジェットエンジンの流れ計算

石黒 登美子* 小川 哲* 和田 安弘*

Numerical Calculation of Flow for Scramjet Engine

by

Tomiko ISHIGURO, Satoru OGAWA and Yasuhiro WADA
National Aerospace Laboratory

ABSTRACT

Numerical simulations of reacting flowfields in 2/3-dimensional rectangular scramjet combustors with rearward facing steps are presented. They have been carried out by a procedure which was developed to analyze chemically reacting flow with the Harten-Yee typed TVD scheme. This is based on the complete Navier-Stokes equations and chemical species transport equations, including Rogers' combustion model with two reaction stages, Baldwin-Lomax two layer algebraic eddy viscosity model and diffusion coefficients based on Fick's law. A combustor model in the present calculation is a rectangular scramjet combustor with two rearward facing steps and nine transverse injections of hydrogen, which is used in the experiments by Kakuta branch of National Aerospace Laboratory.

First, using a profile in the symmetric plane of the model, a 2-dimensional computation to analyze its flowfield has been executed finely.

Next, 3-dimensional computations of the combustors have also been done rather roughly within the scope of available computer resources. Results of these computations are described and the calculated pressure distributions on the wall of the symmetric plane are compared with experimental data.

1. まえがき

2. 数値計算手法の概略^{2,3)}

近年、米国の宇宙往還機のNASP計画や我国のスペースプレーン計画等において超音速/極超音速飛行体の開発が現実味を帯びるにつれスクラムジェットエンジンの開発研究が重要視されている。航技研においても空気取入口、燃焼器及びノズルの三要素の実験が進められているが¹⁾、筆者らもCFD解析によってその燃焼器内部における反応流れ場を捕獲することを試みている。その数値計算手法の概略及び試計算結果を報告する。

基礎方程式は一般曲線座標系表示の完全Navier-Stokes方程式を用いる。それには各化学種の輸送方程式を含ませ、化学種の拡散係数に対しFickの法則($Le=1$)を適用する。この方程式の空間離散化にはHarten-YeeタイプのTVD差分スキームを用い、時間積分は、反応生成項に対しpoint implicit法を、対流項に対し対角化IAF法を用いる。なお、各化学種の生成率は、五化学種(N_2, H_2, O_2, OH, H_2O)と二段階反応をもつRogersらの反応モデルに依る。渦粘性率はBaldwin-Lomaxの代数モデルに依るがステップ後方では緩和モデルを

* 航空宇宙技術研究所

用いて修正し、又、3次元角では各壁から算出された渦粘性の最小値を適用する。

3. 数値計算例

計算モデルは航技研の実験^{4),5)}の矩形スクラムジェット燃焼器であり、条件は鎮西・升谷氏らから提供されたものである。図1のように上下両壁に後向きステップをもちそのすぐ下流位置で壁に垂直にそれぞれ四つと五つの噴射孔をもつ。燃焼器の入口では、空気取入口通過後の減速圧縮を仮定した高温模擬空気（マッハ数2.5、温度1070K、圧力57kPa、質量分率O₂ 0.255, H₂O 0.171, N₂ 0.574）を与え、壁は等温（640K）とする。

精密な2次元計算（格子437×185、3.2mm幅の各ステップ内に28格子胞、0.912mm幅の孔内に16格子胞）を行う。噴射のない定常流れ場（図2a）では規則正しい反復反射衝撃波が全域に渡って見ら

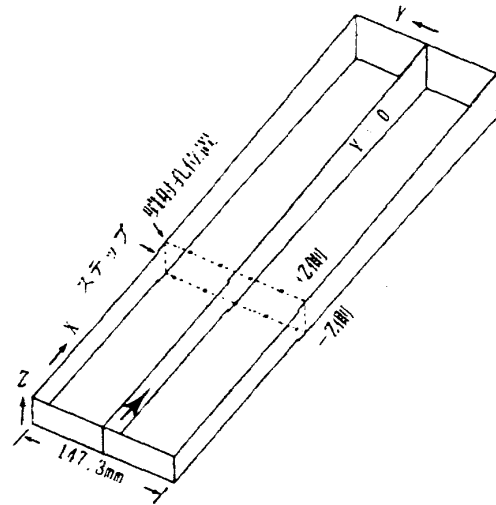


図1 矩形スクラムジェットエンジン

3.1 2次元計算

初めに、燃焼器対称面 (y=0) の管型を用いた

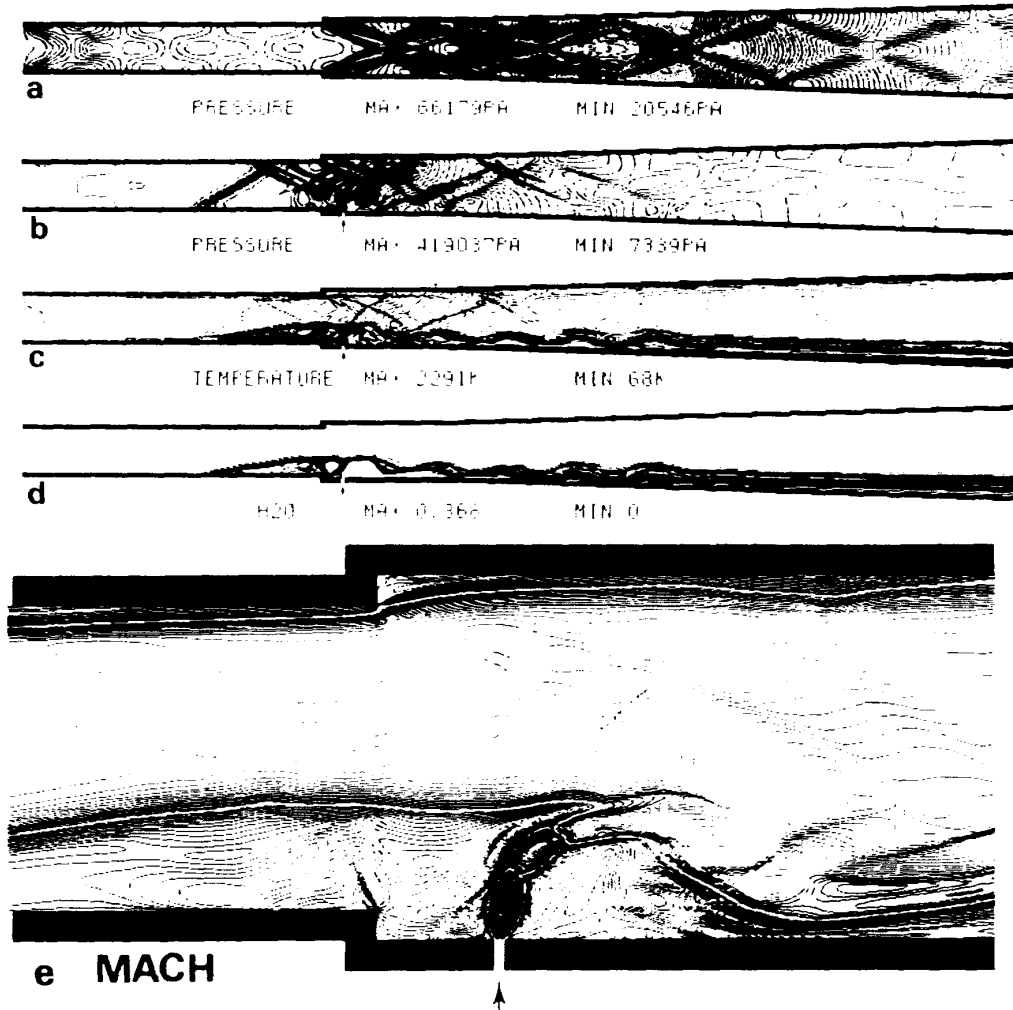


図2 a; 噴き出しなし定常流れ場の等圧線図
b,c,d,e; それぞれ水素噴射開始後1.5msecにおける圧力, 温度, H₂O質量分率, マッハ数の等高線図

れ、特にステップ頂点から膨張波扇が、そのすぐ下流位置で再圧縮衝撃波が発生している。今、下壁の孔から水素を噴射させる（マッハ数1，温度233.3K，圧力418.9kPa，燃料当量比1.6）。噴射開始（時刻0）後の流れ場変化を温度及びH₂Oの質量分率の部分拡大等高線図3A~Gで示す。時

刻Aでは、高温高压位置は噴射による離脱衝撃波背後でかつステップ高さより上にあるが、まだH₂Oは主流のものに近い。B,Cでは、図の凹凸のようにH₂は膨張波や圧縮波と干渉しながら浸透して行き、H₂OはH₂を、OHはH₂Oを取り囲むように発生して行く。Dではステップ背後に留まっている

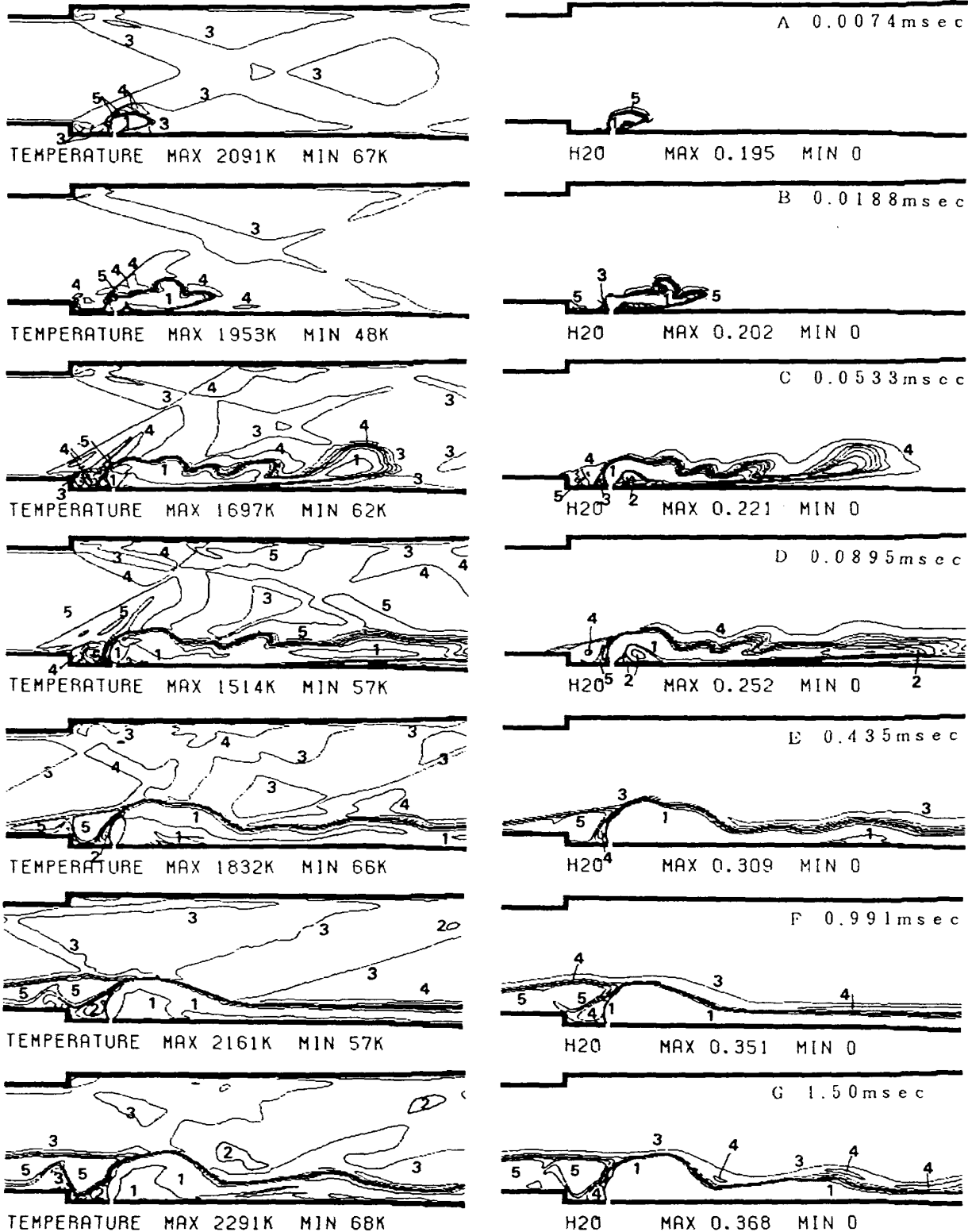


図3 水素噴出後の非定常流れ場の温度，H₂O質量分率の等高線図（各図MAXとMINの10等分線，大きいものから順に等分に5~1の数字）

た剥離域が溯り始める。E, F, Gでは、それが大きく成長して行き数個の渦を含み、高温で H_2O が多く亜音速保炎が見られる。一方、孔下流では、 H_2 の境界線が波と干渉しながら揺らぎ、その内部は低温で、その線の周辺に H_2O , OHが発生し超音速保炎が見られる。計算打ち切り時刻1.5msecにおける全域の圧力、温度、 H_2O の質量分率の等高線を図2b, c, dに示す。 H_2O 及び温度の凹凸曲線は等圧線図の衝撃波背後の高温高圧部で凸になり出す。図2eの噴射孔周辺の等マッハ線図(白線; 音速線)では2個のMach diskが見られる。

3.2 3次元計算

半空間に対し粗格子(100×52×41, 各ステップ内に8格子胞, 各孔面に4×4格子胞)を用いた3ケース(燃料当量比 $\phi=0.4, 0.6, 1.6$)の計算を行う。水素噴射の条件は、マッハ数1, 温度233.3K, 圧力167.6kPa($\phi=0.4, 0.6$)又は418.9kPa($\phi=1.6$)とし ϕ により孔面積を調整する。噴射なしの定常流れ場に水素を噴射し、解の時間変化が鈍くなった時刻($\phi=0.4$; 3.46msec, $\phi=0.6$; 9.06msec, $\phi=1.6$; 9.01msec)で計算を打切った。その時刻のマッハ数及び H_2O の質量分率(0.2以上)の3次元等高線図を図4に示す。 **$\phi=0.4$ の場合** ステップ背後や噴射孔近辺のみに剥離が存在し、噴射下流のx断面では各孔の影響領域が半円形状で分離して識別され、その各境界周辺で超音速燃焼する。 **$\phi=0.6$ の場合** $\phi=0.4$ の様な状態を経た後、ステップ背後の反応を伴う上下壁、側壁付着剥離循環域が次第に発達し、ステップを溯るが、その亜音速域が広がるにつれ上下壁付着の循環域がステップ背後と先端近傍の二つに別れ反応は徐々に後退し、ステップ背後の循環域に戻る。しかし、側壁付着の反応を含む剥離循環域は反応は弱いが残っている。xの最下流断面では各孔に対応する極値が存在するものの各孔の影響は明確でない。噴射孔下流域は亜音速及び超音速燃焼である。 **$\phi=1.6$ の場合** $\phi=0.6$ と同様に反応剥離域が一旦ステップを越える(例1.2msec, 図4一番下)。高燃料流量により上下壁付着の両剥離域が噴射孔x断面辺りで接触し、混合して亜音速域が増大して行く。

又、亜音速域先端から発する剥離衝撃波が計算域の上流端に到達する。計算域をより大きく取ってればこの強い垂直衝撃波(precombustion shock)は更に溯ったと予想される(図5)。流入口と噴射孔の極く近傍及び管出口の末広がりによって加速されるステップ下流域の約半分の超音速部分を除いてすべて亜音速モードになる。定常燃焼は噴射孔下流の大部分で起り、デュアルモード燃焼である。

3.3 実験との比較

対称面・下壁の圧力分布について計算と実験⁴⁾(総温2000K, 総圧1MPa)を図5(x=0; ステップ)で比較する。噴射のない場合いずれも反復反射衝撃波を示すジグザグ曲線であるが、2次元精密計算は3次元粗計算より上下壁の境界層が薄くジグザグに深みがある。又、実験では、この計算の流入口で既に分厚い境界層(約10mm)を壁で引き摺っているが計算はこれを考慮に入れていないこと等で三者は完全に一致しないが比較的互いに近い。噴射の3次元計算では、圧力は $\phi=0.4$ のときステップ上流域で、又 $\phi=0.6$ のときステップ下流域で実験と一致するが他の所では一致しない。ただ、実験、計算とも ϕ が増えるにつれてステップ、噴射孔近辺の圧力の隆起が大きくなって行くことは互いに類似している。このような実験と計算結果の差異の原因として、粗格子の使用、噴流に対する使用乱流粘性モデルの不適合性及び入口境界層厚等の条件不一致等が考えられる。

4. あとがき

Uenishiら⁶⁾の論文では、噴流による未反応混合流に関し、実験とBaldwin-Lomax渦粘性モデル使用の計算結果(離脱衝撃波及び噴流の浸透境界の位置)が良い一致を示している。ここでもUenishiら⁷⁾とDrummondら⁸⁾に倣って反応流にもこのモデルを使ったが、元来このモデルは噴流向きに確立されたものでない。噴流のような混合による燃焼は乱流に大きく依存するので将来、超音速燃焼流に対する噴流向き乱流モデルが登場すれば更新されよう。

計算モデルのデータを提供して下さった航技研

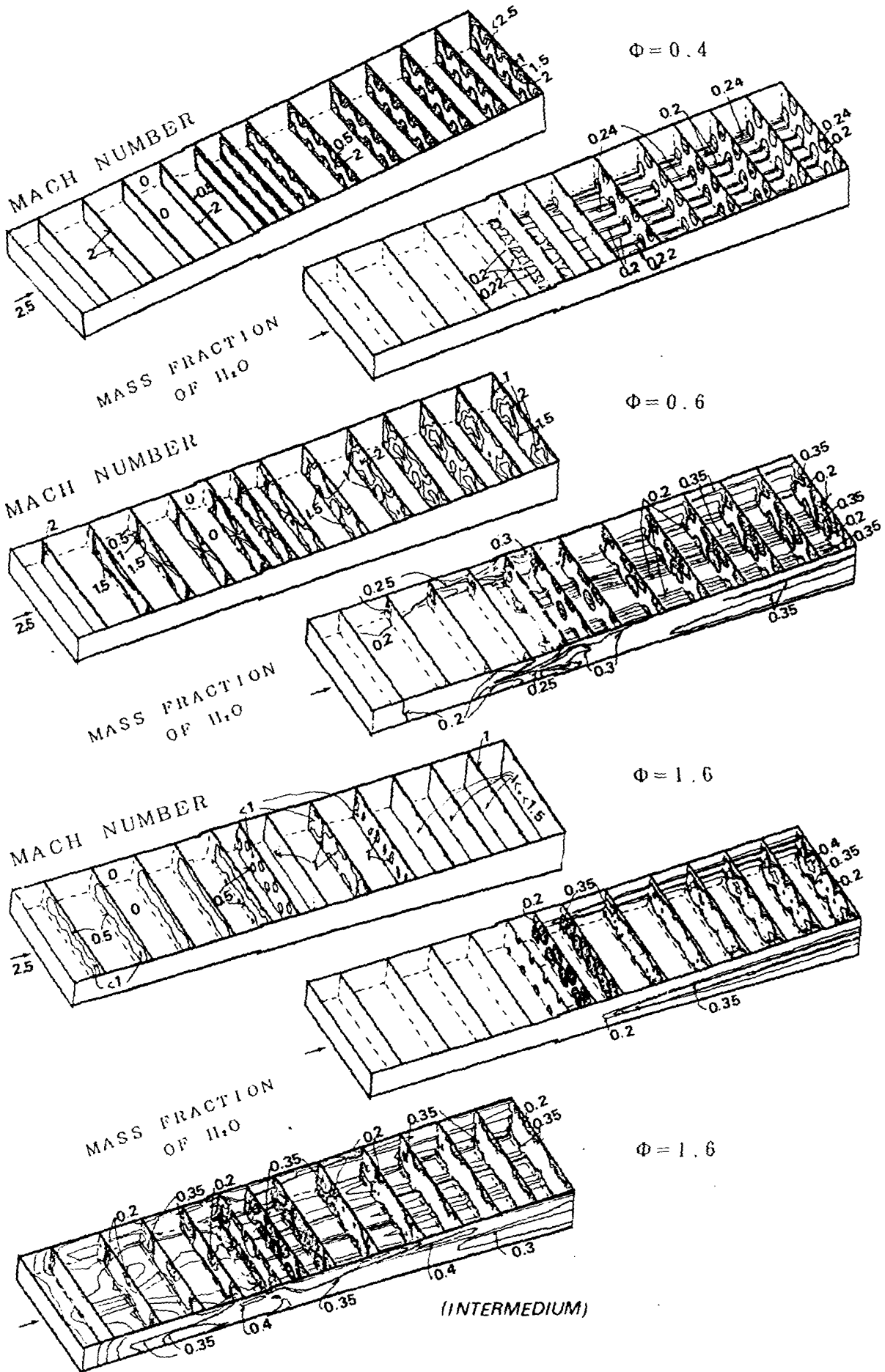


図4 燃料当量比 $\phi=0.4, 0.6, 1.6$ のマッハ数と H_2O 質量分率(≥ 0.2)の等高線図。
一番下は中間時刻のもの

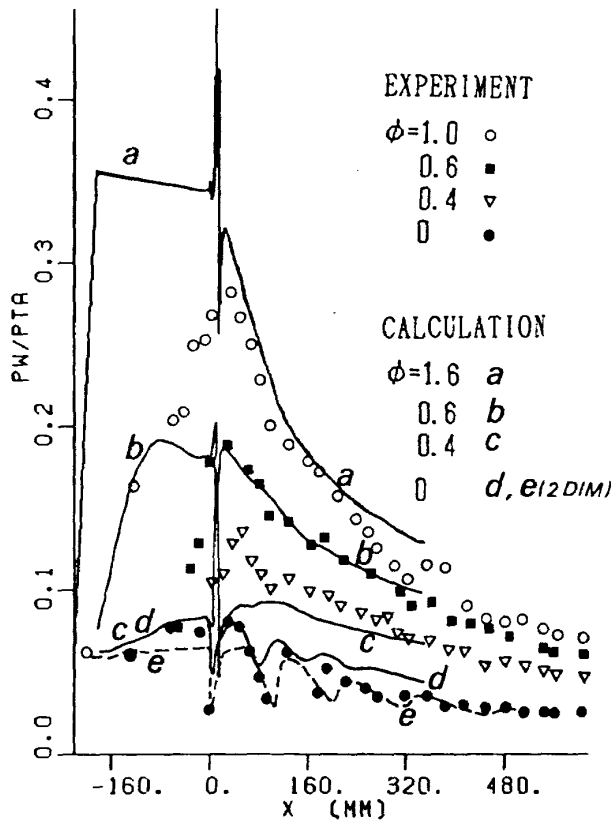


図5 実験及び計算による対称面・下壁面における圧力分布

・鎮西技官，升谷技官に感謝の意を表す。

参考文献

- 1) 鎮西信夫，升谷五郎，“スクラムジェットの空力問題”，日本航空宇宙学会誌，第38巻，第435号，1990.

- 2) 石黒登美子，小川哲，和田安弘，“化学反応を含む圧縮流れの数値計算”，航空宇宙技術研究所特別資料SP-9，1988.
- 3) Ishiguro, T., Ogawa, S. and Wada, Y., “Numerical Computations of Supersonic Chemically Reacting Flows using Hydrogen-Air Combustion Models,” ISCFD NAGOYA 1989.
- 4) 小室智幸ほか，“矩形スクラムジェット燃焼器の実験”，第28回航空原動機に関する講演会講演集，1988，pp. 94-99.
- 5) 小室智幸ほか，“矩形スクラムジェット燃焼器の実験（その2）”，第29回航空原動機に関する講演会講演集，1989，pp. 94-99.
- 6) Uenishi, K. and Rogers, R.C., AIAA Paper 86-1423.
- 7) Uenishi, K., Rogers, R.C. and Northam, G.B., AIAA Paper 87-1962.
- 8) Drummond, J.P. and Weidner, E.H., AIAA Paper 81-0186.