

スクラムジェットエンジンの混合・燃焼過程に関する数値的研究

小寺正敏¹, 須浪徹治¹, 中橋和博²

Numerical Study of Mixing and Combustion Process of a Scramjet Engine Model

by

Masatoshi KODERA, Tetsuji SUNAMI and Kazuhiro NAKAHASHI

ABSTRACT

In this study, a numerical analysis of combusting flows was made on the scramjet engine which has been tested at Ramjet Engine Test Facility (RJTF) of National Aerospace Laboratory of Japan. Our main purpose is to numerically investigate the physical structures of internal combusting flows of the engine closely related to the engine working characteristics at Mach 8 flight condition. The numerical method on unstructured hybrid grid, which solved the Navier-Stokes equations and species conservation equations, based on finite volume cell vertex scheme and the LU-SGS plus diagonal point implicit time integration algorithm was used. The obtained numerical results were carefully compared with the real data obtained by the RJTF firing tests and showed good agreement with the experiment qualitatively and quantitatively. In this paper, based on this validation, we focused on the mixing and combustion process of the engine whose working condition changed from a weak combustion to a intensive combustion and a unstart.

1. はじめに

航空宇宙技術研究所, 角田宇宙推進技術研究所では, スクラムジェットエンジンの研究開発のために, ラムジェットエンジン試験設備(Ramjet Engine Test Facility, RJTF)[1], 高温衝撃風洞(High Enthalpy Shock Tunnel, HIEST)[2], 数値宇宙エンジン(Numerical Space Engine, NSE)[3]等の大型施設を整備活用し, 成果をあげている. RJTF においては, 飛行マッハ数 4, 6, 8 の気流条件を模擬することができ, サブスケールエンジンの燃焼試験を行っている[4]-[6].

RJTF 燃焼試験においては, 幾つかの特徴的な現象が観察され, その中でエンジン内の燃焼状態が噴射燃料の違いで明らかに異なる現象(我々は便宜的に弱燃焼/強燃焼モードと呼んでいる)が確認されている. またエンジン不始動対策が, エンジン開発の上で重要なカギの一つであることがわかってきている. このような異なる燃焼状態や不始動といった現象は, エンジン内の流れ構造と密接に関係しており, 流れ場を詳細に解析することがエンジンの作動を考える上で重要である. しかしながら実験および理論的な解析手法では限界があり, CFD 技術の適用が大いに望まれる.

著者らは, 角田研究所のスーパーコンピュータ NSE を活用し, スクラムジェットエンジン内の燃焼流の解析を 1999 年より開始している. これまでのところ, マッハ 8 飛行条件での RJTF 燃焼試験に対応した数値解析を行い, RJTF で用いているエンジンでは, 燃料/空気混合および燃焼が, 境界層の大規模な剥離に依存しており, 燃焼量の増大と剥離域の拡大との相互干渉の結果として, 燃焼モードの違いや不始動が生じていることを明らかにした[7][8].

本論文では, 著者らがこれまで行ってきた RJTF 燃焼試

験に対応したエンジン全体の数値解析結果をもとに, 燃焼試験で用いられているエンジンの混合燃焼過程について詳細な考察を行ったので報告する.

2. 計算方法

2. 1 数値計算のアルゴリズム

支配方程式は, 3 次元ナビエ・ストークス方程式および各化学種保存式である. 格子には 3 つの要素(プリズム, 四面体, ピラミッド)から構成される非構造ハイブリッド格子を用いる. 離散化の方法はセル節点有限体積法を用いる. 流束の計算には近似リーマン解法の流束差分分離法と流束ベクトル分離法を組み合わせた AUSM-DV 法を用いる.

時間積分には LU-SGS 陰解法を使用する. 化学反応の硬直性を緩和するために対角化点陰解法(Diagonal point-implicit method)を用いる.

化学反応モデルとして 9 種 17 反応のモデルを用いる. エンジン内の混合は乱流混合が支配的であり, 乱流モデルによってモデル化される. ここでは Goldberg-Ramakrishnan の 1 方程式乱流モデル[9]を適用する. その際, 乱流輸送変数に初期条件として 10ν (動粘性係数)を与える. 計算アルゴリズムの詳細は文献[10]を参考にして欲しい.

2. 2 エンジンモデル

図 1 にエンジン形状の概略図を示す. 便宜上, エンジンの各壁面をそれぞれ天板 (Top wall), 側壁 (Side wall), カウル (Cowl) と呼ぶことにする. また主流方向, 垂直方向, 幅方向をそれぞれ x, y, z 座標とし, 原点を天板前縁中点とする.

このエンジンは RJTF 燃焼試験で実際に使われているものであり, 側壁形状により空気の圧縮膨脹を行う. エンジンは流路幅により 4 つの部分から構成され, 上流からインレット部 (Inlet), 分離部 (Isolator), 燃焼器部 (Combustor), ノズル部 (Nozzle) となっており, 燃焼器はさらに平行部

¹航空宇宙技術研究所 ²東北大学

(Constant area combustor) と拡大部 (Diverging area combustor) からなる。側壁は 45° の後退角を持ち、カウルはインレット部では取り外され、始動性を良くしている。

側壁には分離部／燃焼器間に後ろ向きステップを設け、保炎の促進を狙っている。燃料噴射孔はステップより 30mm 下流の位置に、ステップ面に平行に片側 12 個ある。燃料は水素で、側壁面に垂直に音速で噴射される。噴射孔の直径は 1.5mm、噴射孔間距離および天板との最短距離は垂直方向に対してそれぞれ 20mm、7mm である。

また、エンジン内にストラット (Strut) と呼ばれる楔型の支柱を装着し、空気圧縮を高めることにより燃焼器内での着火燃焼を促進させている。

2. 3 解析条件

飛行マッハ数 8 を想定した条件で計算を行う。機体下面での空気圧縮を考慮に入れると、エンジンに流入する気流マッハ数は 6.7 になる。また、RJTF の設備に起因して気流の組成には H_2O が含まれる。主流及び燃料噴射流の条件の詳細を表 1 に示す。なお燃料噴射無しの場合、空気捕獲率は計算で 86% となった。噴射される燃料流量は 0, 9, 21, 30, 39, 45, 47, 48g/s と変化させた。これら燃料流量に対応する噴射静圧および当量比 (Φ) を表 2 に示す。

計算領域は x - y 対称面より片側半分のみとした。壁面はすべり無し、壁面温度は 300K に固定した。流入境界条件はインレット入口面に与え、天板側に厚さ 87mm、1/7 乗則の速度分布を有する境界層を与えた。

図 2 はストラット近傍でのハイブリッド非構造格子の様子を示している。格子点数は約 50 万点である。壁面からの最小格子幅は約 $25\mu\text{m}$ で、その y^+ は平均 2 である。クーラン数は反応有りの場合、100 とした。

3. 結果および考察

3. 1 計算結果の信頼性について

図 3 に、異なる燃料噴射条件 ($\Phi=0, 0.48, 0.88$) に対して、天板中心線および側壁中心線上における圧力分布を実験値、計算値それぞれについて示す。ここで圧力値は主流静圧で無次元化してある。

各燃料当量比に対して、計算値と実験値は定性的、定量的に良く一致しているのがわかる。特に、燃焼器部において燃焼による圧力上昇位置および上昇後の圧力レベルに関して良く一致している。よって、計算値はエンジン内の燃焼を伴う流れを良く予測しており、特に燃焼量および燃焼位置について良く捕らえられているといえる。

図 4 では、推力増分 (ΔF 、燃料噴射時の推力から燃料噴射無しの推力を引いたもの) について、実験値と計算値を示す。なお計算では、インレット部での空気漏れ量が変わらない場合において、エンジン外部壁面にかかる力は Φ によって変化しないと仮定している。

この図においても両者は非常によく一致し、燃料当量比の増加によって推力増分は単調に増加している。このことから、計算値は燃焼量を精度良く見積もっていることが言える。しかしながらエンジン不始動になる Φ は、計算値

が 1.11 となっており、実験結果よりも 20% 程度低い。この原因について、燃料当量比の条件が不始動に移行する直前では、わずかな圧力レベルの差が燃焼量に関しては大きな差となるためと思われる。

図 5 に、 $\Phi=0.88$ の条件におけるノズル出口面での局所当量比分布を計算値と実験値について示す。実験では、局所当量比は約 1 秒間のガスサンプリングで得られる平均値である。一方で計算では、レイノルズ平均処理によって得られた結果である。この図を見ると、実験による局所当量比分布は、計算値より一様に空間に広がっており、燃料／空気の混合量（ここでは分子レベルの混合ではなく、大スケールの混合）に対して実験のほうが計算より多いことを示している。これは、計算が燃焼量を良く予測していたのに対して、混合量に対しては過小に見積もっている可能性を示している。一方で、実験による測定結果が混合量を過大に評価している可能性もある。いずれにしても、局所当量比が天板中央より高く、カウル側で低い傾向については、両者は一致している。

3. 2 スクラムジェットエンジン内の混合燃焼過程について

この節では混合燃焼過程についてそれらが境界層剥離などの内部流特性と強く干渉していることに着目して概要を述べる。

反応無しでの燃料／空気混合

化学反応が無い場合における各 x 断面上 ($x=0.9, 1.1, 1.3, 1.5, 1.7\text{m}$) の燃料流量およびマッハ数分布を $\Phi=0.69$ の条件に対して図 6 に示す。

燃料が側壁より噴射された場合、燃料噴射孔付近で燃料と空気の混合が促進されている様子が見られる ($x=0.9\text{m}$)。一般に主流に垂直に噴射する場合、平行噴射よりも良い混合効率を示すことが期待される。なぜならば垂直噴射の場合、壁境界層と噴射ジェットとの干渉がより強く、噴射孔付近に剥離泡および渦を生成するからである。しかしながら、今回得られた結果は明らかに燃焼器主流中の燃料／空気の混合が不十分であることを示している。つまり垂直噴射された直後の燃料は、側壁境界層内およびその付近で拡散している。さらに下流においては、燃料は天板境界層に偏り、かつ主流の高マッハ数領域よりもむしろ境界層内の低マッハ数領域に分布している ($x=1.1, 1.3, 1.5\text{m}$)。このように天板側に燃料が偏るメカニズムについて次に説明する。

図 7 は化学反応が無い場合の側壁近傍での流線を $\Phi=0.69$ の条件に対して示している。この図より、後ろ向きステップ下流での流線は天板方向に向かっているのがわかる。これはカウル先端から発生した衝撃波や燃焼器拡大部入口が後退角を持つことにより発生した膨張波が主な原因である。

図 8 は化学反応無しでのストラット背後領域 (x 断面上) での速度ベクトルを $\Phi=0.69$ の条件に対して示している。ストラット後縁が後退角を持つことにより生成されるカウル側から天板方向に向かう旋回流が見られる。

このように図 7, 8 で見られる天板方向に向かう流れが側

壁境界層内の燃料を天板境界層へと運ぶ。その結果、燃料は下流で天板付近に偏ることになる ($x=1.5, 1.7\text{m}$)。

着火特性

一方で、以前の研究で燃料噴射開始前の流れ場における着火燃焼は強い反応律速であることが指摘されている[7][8]。なぜならば主流の静温が低く、燃料噴射無しでの着火可能領域は天板境界層、ストラット背後、カウル前縁付近など、ごく限られているからである。そのため初期の着火はカウル先端より発生する衝撃波が天板境界層に入射する付近(燃焼器拡大部)で起こる。

図9は燃料が少量 ($\Phi=0.2$) の場合における、生成 H_2O の対称面上の分布である。マッハ1の線が亜音速領域を示すために同じ図に描かれている。

この図で、わずかながら H_2O が天板境界層内の亜音速域内で生成されているのがわかる。大規模な亜音速領域は、前述した初期着火領域付近で生まれ、燃焼による天板境界層の剥離によって成長する。

燃料/空気混合および燃焼と境界層剥離との相互干渉

一度燃焼が起き、境界層の剥離が生じると、燃料/空気の混合はその剥離した境界層内で促進される。噴射燃料が増加すると、剥離域の拡大とともにそのような混合促進によって剥離領域内での燃焼が強まる。このことについて図10で説明する。

図10は上述の図6と同じ断面での物理量を、化学反応が有る場合について示している。化学反応が無い場合と比べ、燃焼している場合は燃料の分布が変化し、燃焼器断面の中央に拡大している。なぜならば天板境界層の剥離がカウル側および上流に拡大しているからである。これが剥離境界層の成長とその中の空気/燃料混合および燃焼の相互干渉による結果である。しかしながらこの状況でも燃料の大部分は壁境界層付近の低マッハ数領域により多く分布している。

図11は $z=0.025\text{m}$ 断面での生成 H_2O 分布を $\Phi=0.69$ の条件について示している。燃焼が剥離した境界層内で生じていることがわかる。この剥離した境界層は保炎、主燃焼領域となり、エンジン推力を支える高圧力を生み出している。噴射燃料が増加すると、燃焼器拡大部での天板境界層の剥離領域が拡大し、上流へと広がり、ストラット付近の亜音速領域へと近づく。その結果、燃焼器上流の圧力レベルが次第に高くなり、不始動へと向かう。このような境界層剥離の成長については文献[8]に詳しく述べられている。

不始動について

RJTF 燃焼試験で、さらに噴射燃料当量比を増加させると ($\Phi>1$)、エンジンは不始動になる。図12は側壁ステップ付近における側壁/ストラット間の $x-y$ 面 ($z=0.025\text{m}$) 上の 1m 以下の反応距離を、 $\Phi=0.69, 0.88, 1.08$ について示している。マッハ1の線も合わせて示す。計算では Φ が 1.08 より大きくなると不始動に移行した。ここで反応距離 X_R を以下のように定義する。

$$X_R = u \times \tau_R$$

ここで、 u は主流方向速度で、反応時間 τ_R は着火時間と平衡温度の95%に到達するまでの時間の差である。

$\Phi=0.69$ の場合、 $X_R < 1\text{m}$ となる領域は分離部天板付近では見当たらない。 $\Phi=0.88$ の場合でも、 $X_R < 1\text{m}$ となる領域は分離部天板付近でとても小さい。一方で天板境界層の剥離による大きな亜音速域が燃焼器平行部から分離部天板付近へと拡大している。さらに $\Phi=1.08$ となると、 $X_R < 1\text{m}$ となる領域は亜音速域と同様に分離部天板付近で急激に拡大している。これは剥離した天板境界層内の亜音速領域が燃料を下流の燃料噴射孔から運ぶことにより、燃料/空気の混合および燃焼が生じ、それが燃焼器拡大部と比べ流路幅の狭い分離部において急激に圧力温度を上昇させていることを示している。このような燃料/空気混合および燃焼の促進と境界層剥離の成長との強い相互干渉によって、インレット/燃焼器干渉が加速度的に増幅され、エンジン不始動が引き起こされたものと考えられる。

4. おわりに

RJTF 燃焼試験で行われているスクラムジェットエンジン全体に、ハイブリッド非構造格子計算法をマッハ8飛行条件の下で適用し、燃焼を伴う3次元計算を行った。数値解析と同時にを行った信頼性に関する考察では、計算値は定量的定性的に実験値と良く合うことを示した。この計算の妥当性に基づいた解析により、エンジン内の混合燃焼過程に関する詳細な考察を行った。特に特徴的なのは、このエンジンでは、燃料空気の混合および燃焼が境界層剥離に強く依存し、推力を生み出す主燃焼はその剥離した境界層内で起きていることであった。今後の課題は、他の飛行条件においても同様のことが言えるかを調べることである。

参考文献

- [1] Yatsuyanagi, N., "Status of Scramjet Engine Research at NAL", *Proceedings of The International Workshop on Hypersonic Airbreathing Propulsion for Future Progress in Scramjet Technology*, 1999, pp. 8-27.
- [2] Itoh, K., "Characteristics and Use of the HIEST", *Proceedings of The International Workshop on Hypersonic Airbreathing Propulsion for Future Progress in Scramjet Technology*, 1999, pp. 450-474.
- [3] Hasegawa, S., Sunami, T., Thakahashi, M., Mochizuki, M., Miyajima, H., Itoh, K. and Vogels, M.E.S., "The Virtual Test Bed Environment at NAL-Kakuda Research Center," *Parallel Computational Fluid Dynamics*, 1999.
- [4] Sunami, T., Sakuranaka, N., Tani, K., Hiraiwa, T. and Shimura, T., "Mach 4 Tests of a Scramjet Engine - Effects of Isolator," *Proceedings of 13th ISABE 97-7088*, 1997.
- [5] Sato, S., Izumikawa, M., Tomioka, S. and Mitani, T., "Scramjet Engine Test at Mach 6 Flight Condition," *AIAA Paper 97-3021*, 1997.
- [6] Kanda, T., Wakamatsu, Y., Ono, F. and M., Izumikawa, "Mach 8 Testing of a Scramjet Engine Model," *AIAA Paper 99-0617*, 1999.
- [7] Sunami, T., Sakuranaka, N., Shimura, T. and Kodera, M., "On the combustion and Unstart Process of a Scramjet Engine Model," *NAL SP-44*, 1999.
- [8] Kodera, M., Sunami, T. and Nakahashi, K., "Numerical Analysis of Scramjet Combusting flows by Unstructured Hybrid Grid Method," *AIAA Paper 2000-0886*, 2000.
- [9] Goldberg, U. C. and Ramakrishnan, S. V., "A Pointwise Version of Baldwin-Barth Turbulence Model," *Comp. Fluid Dyn.*, Vol. 1, 1993, pp. 321-338.
- [10] Kodera, M. and Nakahashi, K., "Extension of Unstructured Hybrid Grid Method to Supersonic Combustion Flows," *AIAA Paper 99-486*, 1999.

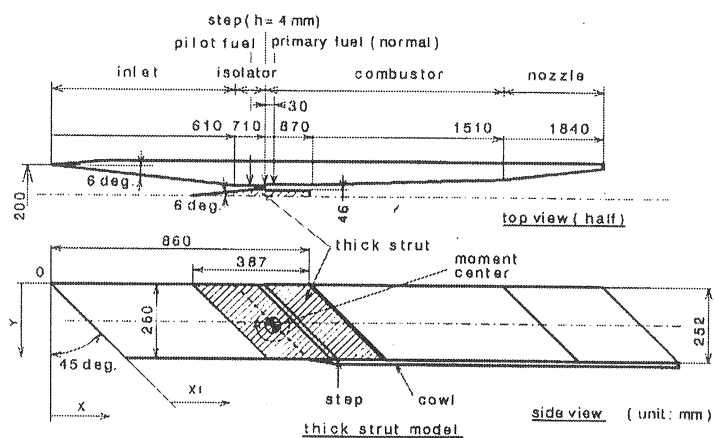


図1 エンジン形状

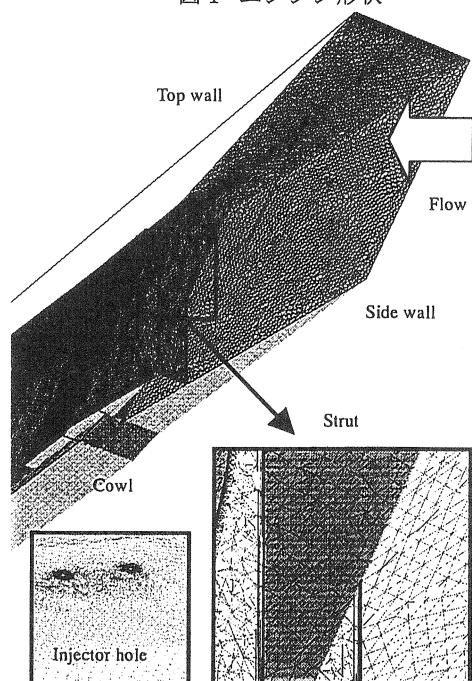


図2 格子形状

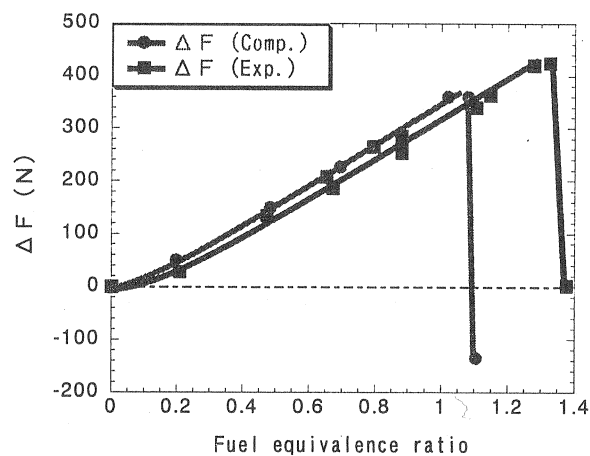
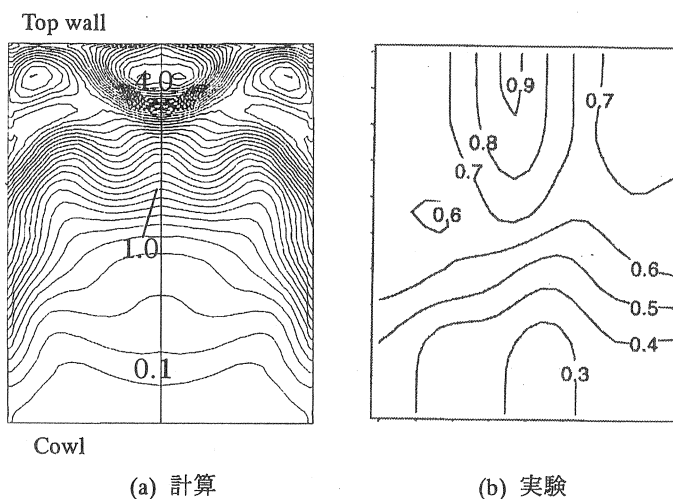
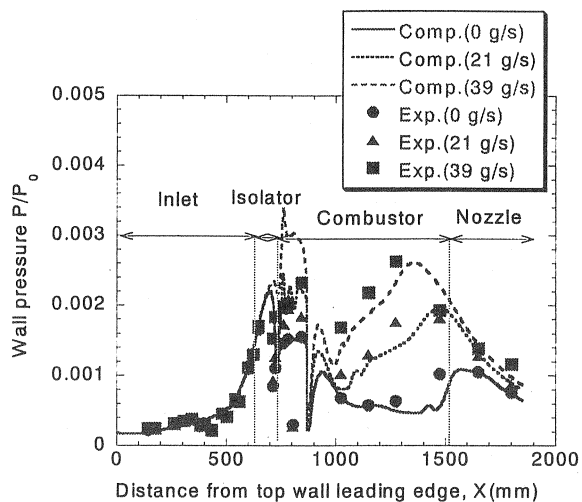


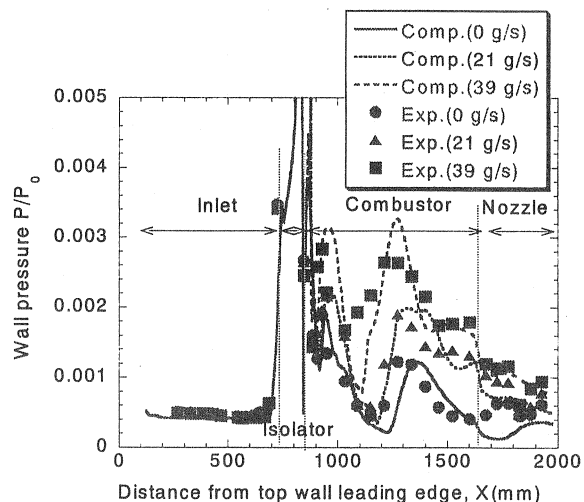
図4 推力増分



(a) 計算 (b) 実験
図5 ノズル出口面での局所当量比分布 ($\Phi = 0.88$)



(a) 天板中心線



(b) 側壁中心線

図3 壁面圧力分布

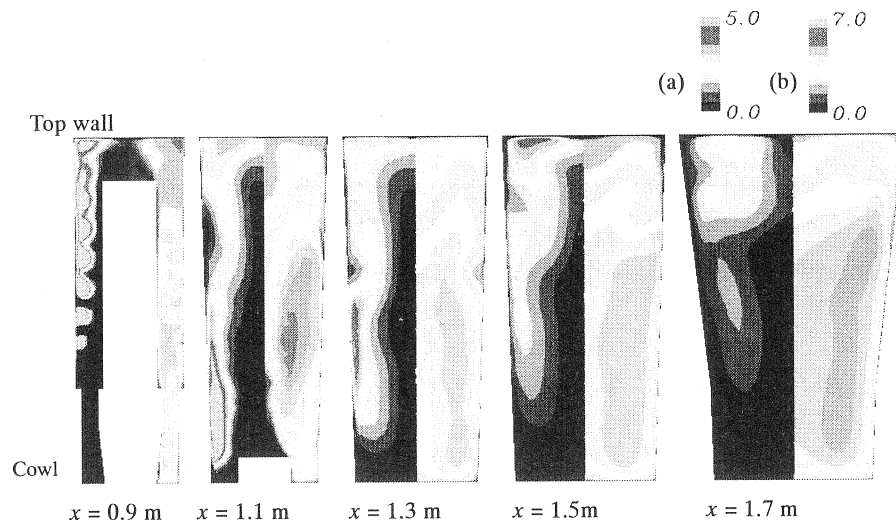
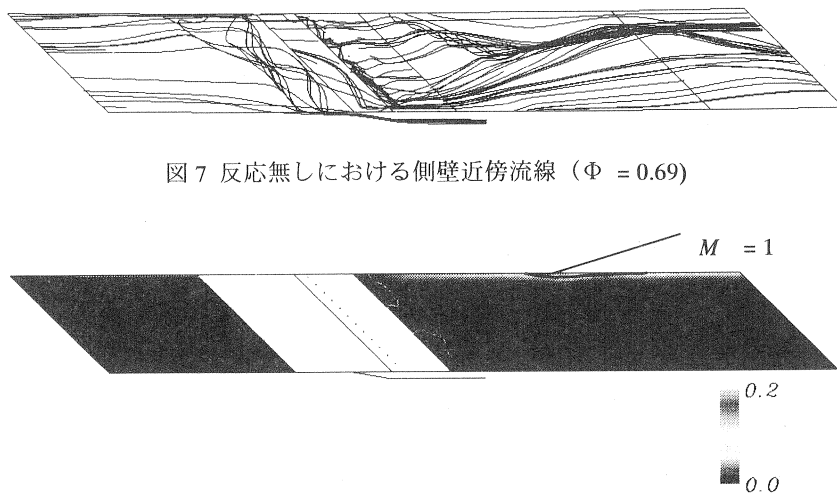
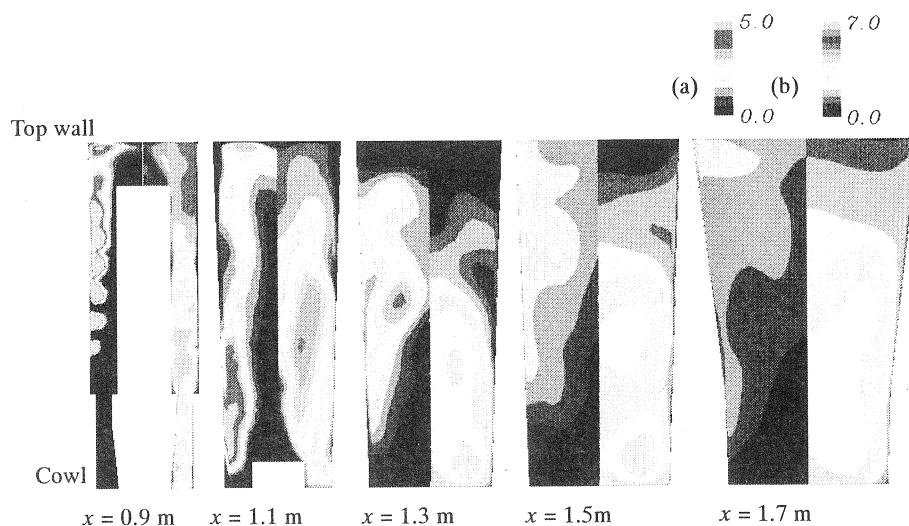

 図6 反応無しにおける (a) ρ_{H_2u} (燃料流量, 左図) と(b) マッハ数 (右図) 分布 ($\Phi = 0.69$)

 図7 反応無しにおける側壁近傍流線 ($\Phi = 0.69$)

 図9 対称面上の生成 H_2O 質量分率分布 ($\Phi = 0.2$)

 図8 反応無しにおけるストラット背後断面上の速度ベクトル図($x = 0.9 \text{ m}$, $\Phi = 0.69$)

 図10 反応有りにおける (a) ρ_{H_2u} (燃料流量, 左図) と(b) マッハ数 (右図) 分布 ($\Phi = 0.69$)

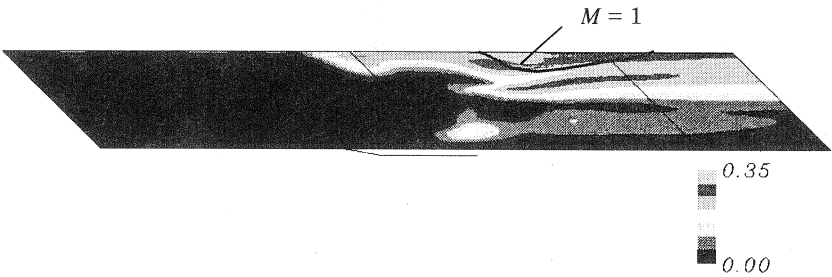


図 11 生成 H_2O 質量分率分布 ($z = 0.025\text{ m}$, $\Phi = 0.69$)

表 1 解析条件

Parameter	Vitiation air stream	Hydrogen fuel
Static pressure, kPa	1.55	Table 2
Static temperature, K	330	190
Mach number	6.7	1
Velocity, m/s	2549	1186
H_2 mass fraction	0	1
O_2 mass fraction	0.255784	0
H_2O mass fraction	0.193013	0
N_2 mass fraction	0.551203	0

表 2 燃料流量

$\dot{m}_f, \text{g/s}$	Static pressure, kPa	Φ
9	182	0.2
21	413	0.48
30	569	0.69
39	692	0.88
45	892	1.02
47	932	1.08
48	952	1.11

Isolator Const. Combustor Div. Combustor

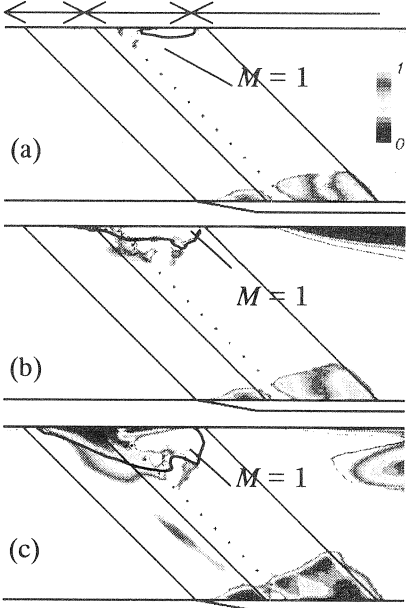


図 12 反応距離分布 ($z = 0.025\text{ m}$, $X_R < 1\text{ m}$)
(a) $\Phi = 0.69$, (b) $\Phi = 0.88$, (c) $\Phi = 1.08$