

## マッハ10以上の超高速域スクラムジェット作動特性に関する数値解析

高橋政浩、小寺正敏、小室智幸、佐藤和雄、伊藤勝宏

JAXA 総合技術研究本部 角田宇宙センター 複合推進研究グループ

Numerical Simulation on High-speed Scramjet Characteristics  
at Flight Mach Number over 10

by

M. Takahashi, M. Kodera, T. Komuro, K. Sato, and K. Itoh

## ABSTRACT

To investigate hypervelocity scramjet characteristics, numerical simulation was applied to combusting flows in a M12-02 HM scramjet engine at a free-stream stagnation enthalpy of 5MJ/kg and 7MJ/kg, which corresponds to the flight Mach number condition of 10 and 12. The numerical results were compared with the experimental results obtained by using a large free-piston shock tunnel to verify the numerical procedure. Good agreement was obtained between the numerical and experimental results of the wall pressure distribution. The results gave detailed information on the ignition process in the combustor. To investigate influence of the uncertainty in the test flow composition on the combustion process in the engine, numerical results computed assuming the free-stream condition with and without a small amount of atomic oxygen were compared. At 5MJ/kg condition, existence of atomic oxygen in the free-stream affected ignition process and better agreement with the experimental results was obtained in the case of the free-stream condition without atomic oxygen than in the case with atomic oxygen. The numerical simulation showed that the combustor gas temperature exceeded 2600K at near the combustor exit and loss in the net combustion heat release due to thermal dissociation of the combusting gas was still one of major causes to drop the combustor performance.

## 1. はじめに

スクラムジェットエンジンは将来型宇宙輸送システムを実現するための有力な推進系技術として期待されている極超音速空気吸い込み式エンジンである。1980年代後半よりスクラムジェットエンジンの実用化を目指してきた JAXA は、近年、世界最大級の高温衝撃風洞 Hiest を用いて、課題となっている飛行マッハ数 8 以上の超高速域におけるスクラムジェット作動特性及び推力向上の研究に着手した。

一般に、スクラムジェット性能は飛行速度の増加に伴い著しく低下する。これは第一に、エンジンに流入する空気流の運動エネルギーが増加し、燃焼による生成熱の寄与が相対的に減少することによる。これに加えて、超高速条件では、燃焼器内の燃焼ガス温度が高くなりやすく、特に、燃焼ガス温度が 2500K を越える場合、燃焼ガスの熱解離が顕著となり、燃焼により得られる正味発熱量は著しく減少する。このことが超高速域におけるスクラムジェット性能低下をより深刻にする要因の一つとして挙げられる[1]。

我々は、燃焼ガス温度の過度な上昇を防ぎ正味発熱量損失の軽減を図りつつ、高い発熱レートの維持と安定した高燃焼状態の確保を達成することを目指した燃焼器ガス温度最適化の考えに基づき、超高速域スクラムジェット性能向上を図る研究を進めている[1,2]。まず、飛行マッハ数 12 相当条件 (Hiest 試験条件では気流総エンタルピー 7MJ/kg、総圧 30MPa に相当) において燃焼ガス温度が 2500K を越えないよう燃焼器入口ガス温度を 1200K 程度に設定して設計した試作 1 号エンジンの燃焼試験を行ったところ、高燃焼状態が安定に持続せず、不安定な燃焼特性が問題となった[1]。そこで、次にインレット圧縮を強化し燃焼器入口温度及び密度を上げることで燃焼器内での発熱を促進し高燃焼状態の安定化達成を目標とした改良型エンジン(M12-02)を製作した[1]。M12-02 エンジンでは、高燃焼状態の持続時間が延長され燃焼安定性が大きく改善された。しかし、試験条件によっては依然として燃焼圧力の低下が見られるなど M12-02 の燃焼安定性はまだ十分とは言えない結果であった。そこで、燃焼安定性のさらなる向上のため、超高速域燃焼器要素試験[3]において燃焼安定化に高い有効性を示した縦渦導入型燃料噴射器 (Hyper-mixer:HM) の M12-02 への適用が試みられた[2]。HM 噴射器を適用した M12-02HM では、極めて安定な高燃焼状態が達成された他、飛

行マッハ数 10 以下の条件で M12-02 を大きく上回る燃焼器性能が得られた。その反面、M12-02HM の燃焼器性能は気流速度の増加に伴い単調かつ著しく低下したことから、燃焼ガス温度の過度な上昇による正味発熱損失の増加が懸念された[2]。

本報では、エンジン内混合/燃焼状態を詳細に解明しエンジン試験結果の詳細検討及びエンジン性能向上に資することを目的として着手したエンジン試験対応 CFD の適用性評価及び燃焼特性の検討結果について報告する。

## 2. 数値解法

本研究では JAXA が開発し、スクラムジェットエンジン試験対応解析に適用してきた非構造格子 3 次元燃焼流計算コードを用いた[4]。燃焼過程のモデル化については、水素/酸素系燃焼反応過程のみを考慮し Stahl-Warnatz の 9 化学種 17 素反応モデル[5]を用いた。ここで、窒素は不活性としている。また、計算領域は全域乱流であると仮定し、乱流モデルとして Spalart-Allmaras 1 方程式モデルを用いた[6]。計算コードの詳細は文献[4]に譲る。計算は、JAXA 「数値宇宙エンジン」システムを用いて実行した。

## 3. 結果および考察

計算対象である M12-02 エンジンの形状を Fig.1 に示す。エンジンは 2 次元ダクト形状であり、全長 2900mm、空気取入口形状 W200mm×H250mm、燃焼器長さ 1700mm である。燃料は常温のガス水素であり、側板の燃焼器入口 (エンジン先端から 736mm 位置) 直上流位置に設置された燃料噴射器より供給される。M12-02 に適用された HM 噴射器の形状を Fig.2 に示す。HM 噴射器は圧縮ランプと膨張ランプを組み合わせた形状で、圧縮ランプ背面にキャビティを設けることでエンジン主流中に強い渦を導入するよう設計されたものである[3]。燃料は圧縮ランプ下流端面の噴射孔よりエンジン軸に対して 12 度の角度で噴射される。

計算領域は、エンジン軸方向についてはインレット入口面からノズル出口面までとし、水平及び垂直方向については計算効率化のため各方向の中央対称面に対称境界条件を適用し 1/4 断面のみとしている。計算格子はテトラプリズム Hybrid 非構造格子を適用し、使用した格子点数は約 500 万点である。

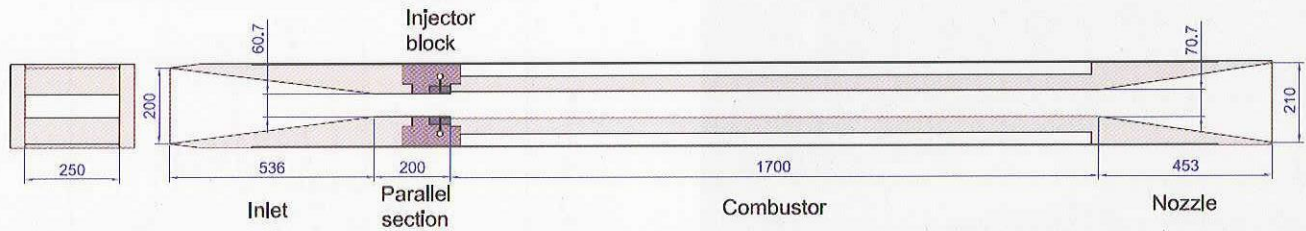


Fig.1 Schematic of M12-02 scramjet engine

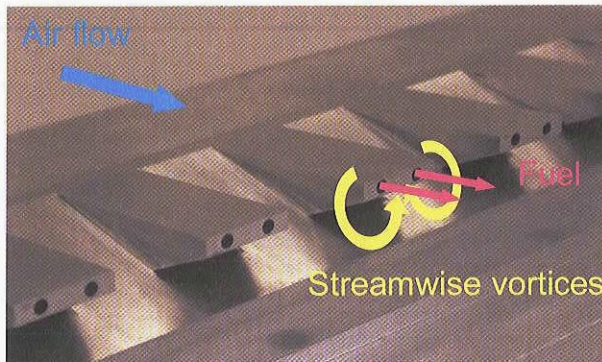


Fig.2 Photograph of the hyper-mixer injector for the M12-02

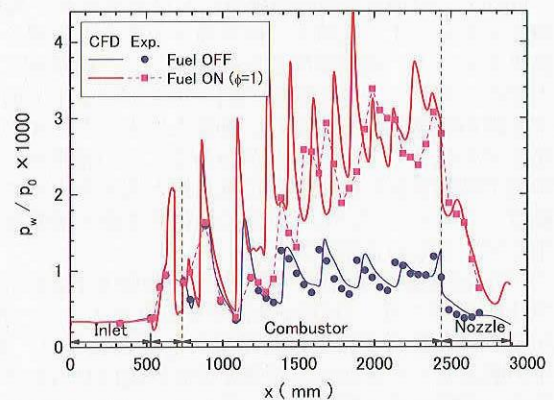
## 試験結果との比較

$H_0=5\text{MJ/kg}$  条件のエンジン側壁中央におけるエンジン軸方向壁圧分布について試験結果と解析結果との比較を Fig. 3 に示す。各図には燃料噴射有り無しの場合の結果を示した。各壁圧分布に見られるピークは HM 噴射器の圧縮ランプにより形成された衝撃波が燃焼器内で反射を繰り返すことによる。燃焼時の試験結果では燃焼発熱による壁圧上昇が 1300mm 付近より始まるが、燃焼圧力上昇の開始位置については主流中に酸素原子が含まれない場合の解析結果の方が試験結果とよく一致し、酸素原子が含まれる場合の解析結果では燃焼による圧力上昇がより上流位置から始まっている。また、5MJ/kg 条件における燃焼時壁圧分布には、ランプ衝撃波の入射による短周期のピークの他に、その周期の約 3 倍にあたる 500mm 程度の間隔で壁圧の大きな変動

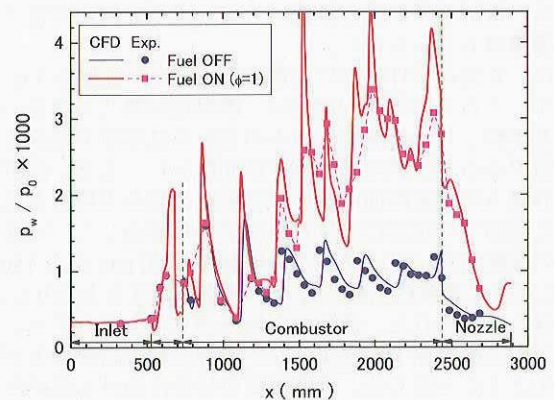
試験気流条件は Hiest 試験の気流淀み点エンタルピー  $H_0 = 5\text{MJ/kg}$  及び  $7\text{MJ/kg}$  条件とした。これらはそれぞれ飛行マッハ数 10 及び 12 に相当する。エンジン流入気流条件は、Dunn-Kung モデル[7]を用いて化学非平衡性を考慮した軸対称 NS 解析コードを Hiest ノズル流れに適用し計算した値を用いた。上記の試験条件の場合、試験気体は貯気槽状態で一旦 3500K から 5000K 程度の高温になり、酸素分子等の解離や NO の生成が起こる。その後、ノズル膨張過程で再結合が進むものの、高速気流ゆえに反応凍結が起こり解離した状態の酸素原子が微量ながら試験気流中に残留する可能性がある。また、ノズル流解析結果によれば NO も 5% 程度存在すると推定される。酸素原子は微量であってもエンジン内での着火過程に強く影響することが懸念されるため、ここでは試験気流中の酸素原子濃度を不確定要因とし、エンジン流入気流中に酸素原子が含まれる場合と含まれない場合について解析を行い解析結果への影響を評価した。なお、NO のスクラムジェット燃焼過程への影響は小さいと考えられるが、一方で、NO は不活性で NO に含まれる酸素は燃焼に寄与できないと考えられる。そこで、ここでは NO を  $\text{N}_2$  に置き換えて取り扱っている。エンジン流入気流条件を Table 1 に示す。燃料水素は総温 300K とし、噴射孔から音速噴射される。燃料総流量は  $H_0 = 5\text{MJ/kg}$  及び  $7\text{MJ/kg}$  条件でそれぞれ  $0.095\text{kg/s}$  及び  $0.090\text{kg/s}$  (エンジン全断面に対する値) で、主流中の酸素量に対する当量比は約 1.1 である。また、エンジン内壁面の境界条件は non-slip、等温壁 (壁温 300K) を仮定している。

Table 1 Test flow condition

Stag. Enthalpy	5MJ/kg		7MJ/kg	
Density( $\text{kg/m}^3$ )	0.0219		0.0192	
Velocity(m/s)	3000		3340	
Temperature(K)	437		604	
Mach Number	7.2		6.8	
Mass fraction $\text{O}_2$	0.2040	0.2052	0.1992	0.2030
O	0.0012	0.	0.0038	0.
$\text{N}_2$	0.7948	0.7948	0.7970	0.7970



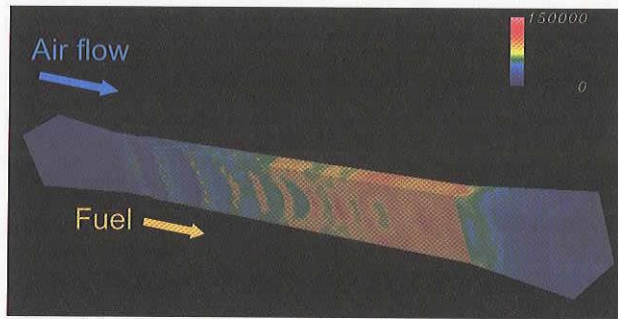
(a) With atomic oxygen (Mass fraction= 0.0012)



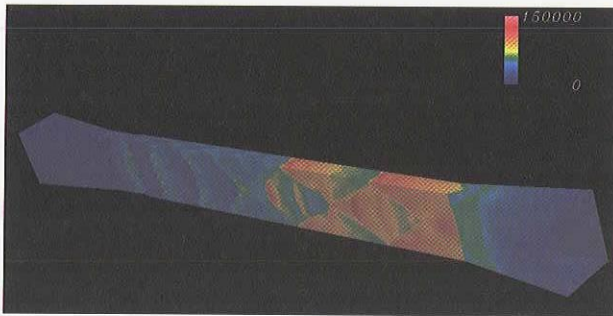
(b) Without atomic oxygen

Fig.3 Comparison of the wall pressure distribution at  $H_0 = 5\text{MJ/kg}$





(a) With atomic oxygen (Mass fraction= 0.0012)



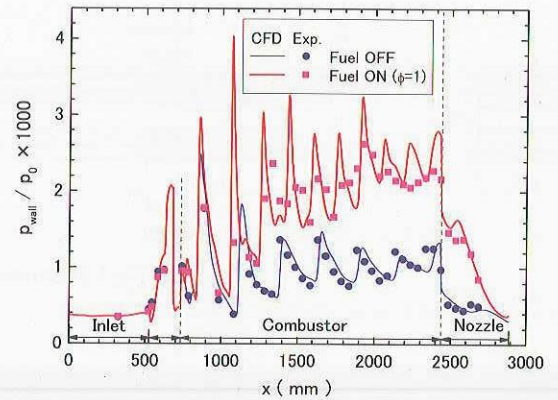
(b) Without atomic oxygen

Fig.4 Wall pressure distribution (Fuel ON,  $H_0 = 5\text{MJ/kg}$ )

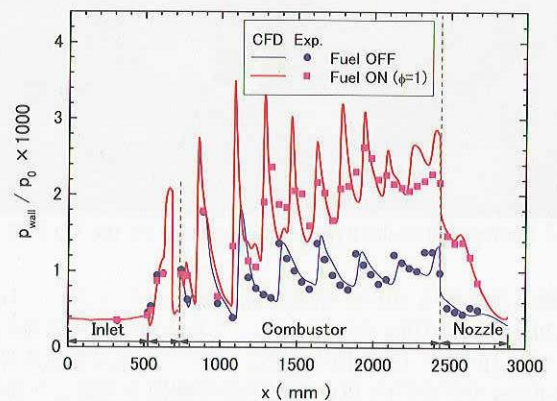
が見られるのが特徴であるが、酸素原子を含まない場合の結果には、この大スケールの壁圧変動もよく捕らえられている。Fig.4に  $5\text{MJ/kg}$  条件の燃焼時における天板及び側板上の壁圧分布を示す。主流中に酸素原子を含まない場合の解析結果を見ると、両側壁間を伝播するランプ衝撃波による圧力変化に加え、天板と底板の間をエンジン上下方向に伝播する斜め衝撃波が形成され、側板上に大スケールの壁圧変化を引き起こしていることがわかる。この結果から、側板中央で計測された壁圧分布に見られた大スケールの壁圧変動は、このエンジン上下方向に伝播する斜め衝撃波により生じているものと推定される。

次に、 $7\text{MJ/kg}$  条件の場合の壁圧分布の比較を Fig.5 に示す。 $7\text{MJ/kg}$  条件では、 $5\text{MJ/kg}$  条件で見られた大スケールの壁圧変動は試験結果にも解析結果にも見られない。また、主流中の酸素原子の有無による壁圧分布の差は見られず両解析結果は試験結果と概ねよく一致した。Fig.6は  $7\text{MJ/kg}$  条件の燃焼時における天板及び側板上の壁圧分布である。エンジン全体の壁圧分布においても酸素原子の有無による差は見られない。また、 $5\text{MJ/kg}$  条件の酸素原子が含まれない場合の解析結果に見られたエンジン上下方向に伝播する斜め衝撃波も見られない。

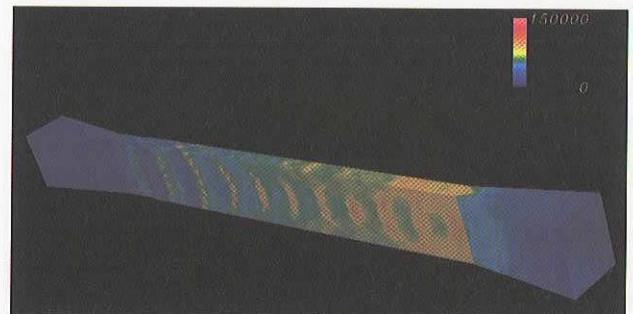
次に、各気流条件における燃焼圧力増分の比較を Fig.7 に示す。ここで燃焼圧力増分は、燃料噴射無しの場合の圧力を基準値とし、燃焼時圧力との差分を基準値で無次元化した値である。試験結果は壁圧計測値から、また、解析結果は各軸方向位置断面内での保存変数の積分平均値を基に求めた断面平均状態における静圧値から算出した。 $5\text{MJ/kg}$  条件の試験結果では、燃焼圧力増分が  $1300\text{ mm}$  から  $1500\text{ mm}$  にかけて急激に上昇しており燃焼圧の立ち上がりに大きい遅れが見られた。燃焼圧力増分の立ち上がりについても主流中に酸素原子が含まれない場合の解析結果の方が試験結果とよく一致した。燃焼器出口付近における燃焼圧力増分は酸素原子の有無によらずほぼ同等である。一方、 $7\text{MJ/kg}$  条件では、燃焼器入口付近より燃焼圧力増分の増加が始まっている。酸素原子の有無による差は  $5\text{MJ/kg}$  条件



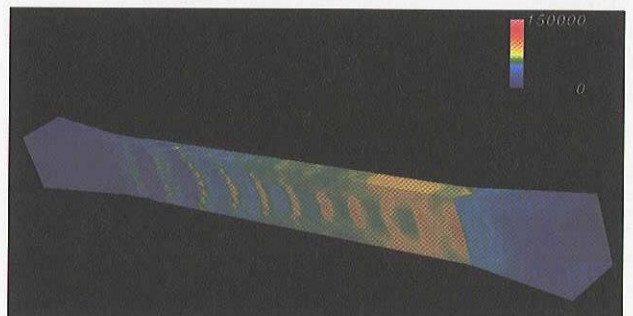
(a) With atomic oxygen (Mass fraction= 0.0038)



(b) Without atomic oxygen

Fig.5 Comparison of the wall pressure distribution at  $H_0 = 7\text{MJ/kg}$ 

(a) With atomic oxygen (Mass fraction= 0.0038)



(b) Without atomic oxygen

Fig.6 Wall pressure distribution (Fuel ON,  $H_0 = 7\text{MJ/kg}$ )



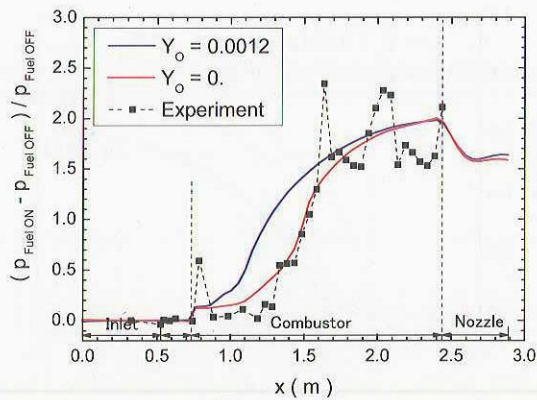
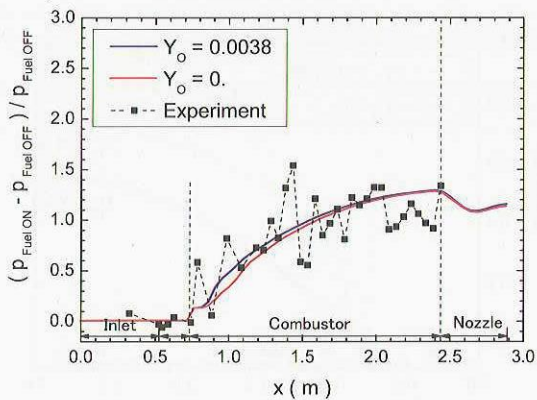
(a)  $H_0 = 5\text{MJ/kg}$ (b)  $H_0 = 7\text{MJ/kg}$ 

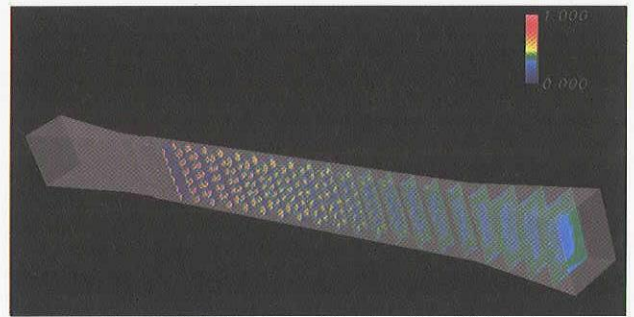
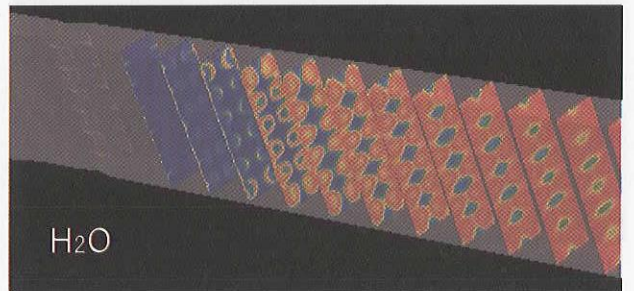
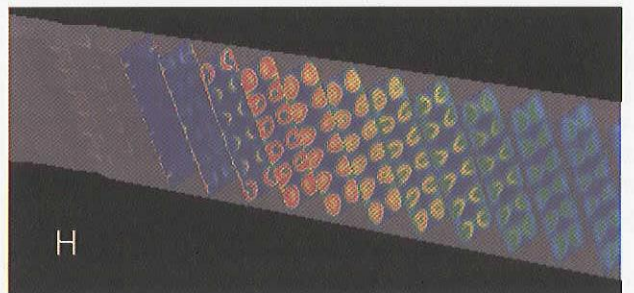
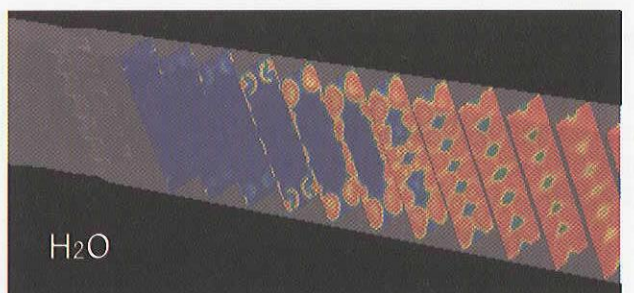
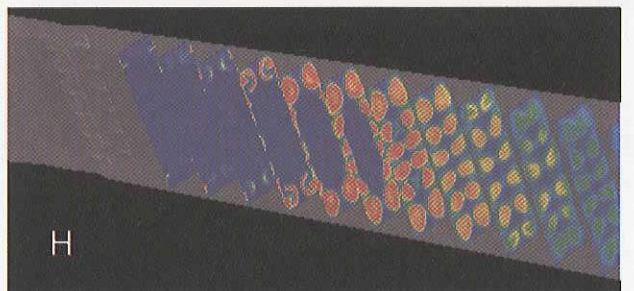
Fig.7 Comparison of the normalized combustion pressure rise

の場合に比べずっと小さく、両解析結果は試験結果と概ねよく一致した。

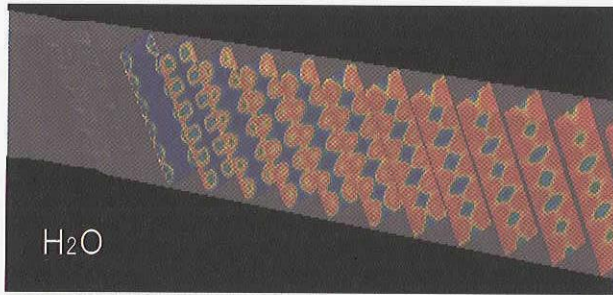
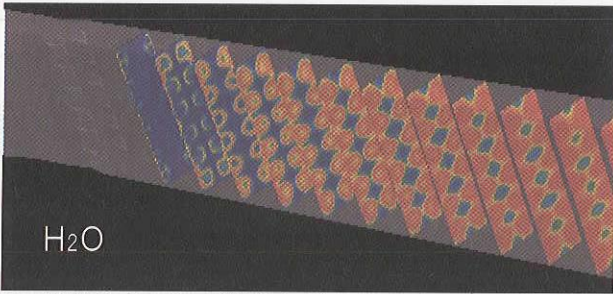
#### 燃料／空気混合及び着火過程

5MJ/kg 条件における燃料水素のモル分率分布を Fig.8 に示す。燃料は噴射位置近くでは縦渦に取り込まれ圧縮ランプの下流位置に集中して分布するが、下流へ進むにつれ混合が進み均質な分布になっている。

5MJ/kg 条件における燃焼により生成された  $\text{H}_2\text{O}$  及び  $\text{H}$  のモル分率断面内分布（エンジン軸方向位置 900mm より 100mm 間隔で表示）を、主流中に酸素原子が含まれる場合と含まれない場合についてそれぞれ Fig.9 及び Fig.10 に示す。酸素原子が含まれない場合、まず側板上の天板及び底板付近で着火し、天板及び底板と側板とのコーナー付近で燃焼が進んでいる。これに続き、1200mm で側板上境界層内の広範囲で着火し、さらに、1500mm 以降、燃料と主流との混合層内で着火し断面内広域での燃焼へと移行している。5MJ/kg 条件では、燃焼器入口ガス温度が境界層を含む断面平均値でも 1100K 程度と推定され、ガス温度が低いことから主流中での着火遅れは大きいと考えられる。最初に起こる天板及び底板付近での着火は、インレットのコーナー流れにより生じた局所的な高温領域が起点となっている。また、最初に天板及び底板付近でのみ燃焼が進み、その領域の気体が膨張することで、天板－底板間をエンジン上下方向に伝播する斜め衝撃波が形成されるものと考えられる。一方、主流に酸素原子が含まれる場合、天板及び底板付近の着火とほぼ同時に側板上の広範囲でも着火しているが、酸素原子の存在により主流内での着火遅れが大幅に短縮さ

Fig. 8 Mole fraction of the fuel ( $H_0=5\text{MJ/kg}$ )(a)  $\text{H}_2\text{O}$ (b)  $\text{H}$  atomFig.9 Mole fraction (with atomic oxygen,  $H_0=5\text{MJ/kg}$ )(a)  $\text{H}_2\text{O}$ (b)  $\text{H}$  atomFig.10 Mole fraction (without atomic oxygen,  $H_0=5\text{MJ/kg}$ )



Fig.11 Mole fraction of H<sub>2</sub>O (with atomic oxygen, H<sub>0</sub>=7MJ/kg)Fig.12 Mole fraction of H<sub>2</sub>O (without atomic oxygen, H<sub>0</sub>=7MJ/kg)

れたためと考えられる。また、このように燃焼器断面の広範囲で早期に主流着火が起こる場合、燃焼が比較的均質に進むため、エンジン上下方向に伝播する斜め衝撃波は形成されにくいと考えられる。主流中に酸素原子が含まれない場合の解析結果の方が試験結果とよく一致したことから、5MJ/kg 条件における着火・燃焼は天板及び底板付近の領域を起点としているものと推定される。

次に、7MJ/kg 条件の場合のモル分率分布 (H<sub>2</sub>O のみ) を酸素原子有り及び無しの場合についてそれぞれ Fig.11 及び Fig.12 に示す。7MJ/kg 条件では、燃焼器入口付近の空気流静温が 1400K 程度まで高くなったことで、酸素原子を含まない場合でも側板上の広範囲で早期の主流着火が可能となり、主流中の酸素原子による着火過程に対する顕著な影響は見られない。

#### 燃焼状態

混合効率及び燃焼効率のエンジン軸方向分布を Fig.13 に示す。混合効率  $\eta_{\text{mix}}$  及び燃焼効率  $\eta_c(\text{H}_2\text{O})$  及び  $\eta_c(\Delta Q)$  はエンジン軸に垂直な断面内での積分に基づき以下のように定義している。

混合効率：

$$\eta_{\text{mix}} = \frac{\int \rho \frac{Y_{H^*}}{\phi} u dA}{\int \rho Y_{H^*} u dA}, \quad \text{ただし} \quad \phi = \begin{cases} 1 & \Phi < 1 \\ \Phi & \Phi \geq 1 \end{cases}$$

燃焼効率 (H<sub>2</sub>O 生成量)：

$$\eta_c(\text{H}_2\text{O}) = \frac{\int \rho Y_{\text{H}_2\text{O}} u dA}{9 \int \rho Y_{H^*} u dA}$$

燃焼効率 (燃焼発熱量)：

$$\eta_c(\Delta Q) = \frac{\int \rho \left( \sum Y_i \cdot \Delta H_i^f \right) u dA}{121 \int \rho Y_{H^*} u dA}$$

ここで、 $\phi$  及び  $\Phi$  はそれぞれ局所当量比及び断面平均状態における全体当量比である。また、 $Y_{H^*}$  は燃料水素の質量分

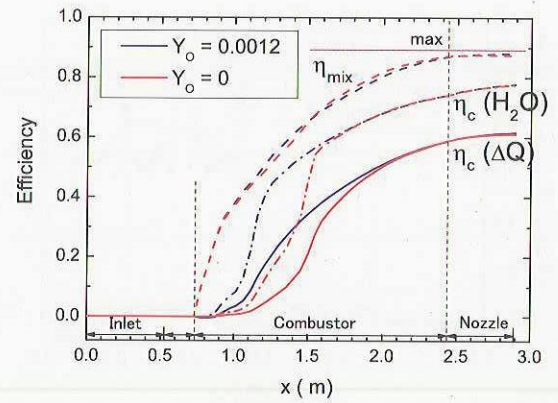
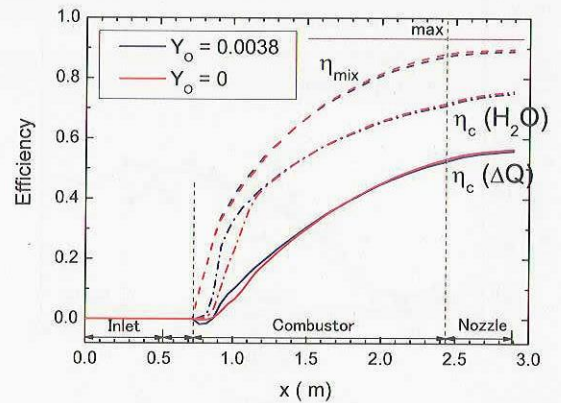
(a) H<sub>0</sub>=5MJ/kg(b) H<sub>0</sub>=7MJ/kg

Fig.13 Mixing and combustion efficiencies

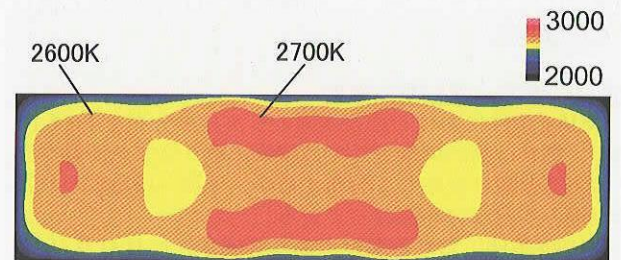
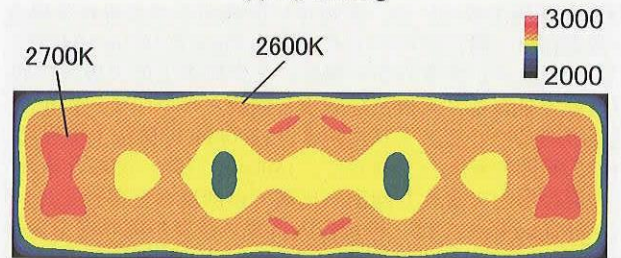
(a) H<sub>0</sub>=5MJ/kg(b) H<sub>0</sub>=7MJ/kg

Fig.14 Static temperature distribution at the combustor exit plane (x = 2400mm)

率、 $\Delta H_i^f$  は各化学種の生成エンタルピーである。上記の定義式は噴射された燃料水素の総量及びそれが理想燃焼して生成される H<sub>2</sub>O 量や燃焼発熱量に対する効率であるため、全体当量比  $\Phi$  が 1 より大きい場合、各効率の最大値は  $1/\Phi$  と

なる。そのため、各図には最大値を合わせて示してある。混合効率は噴射面から 100mm までの区間で急速に上昇し、その後、やや上昇率が低下するものの上昇を続け、燃焼器出口付近ではほぼ最大値に到達している。混合効率の上昇に伴い燃焼効率も上昇していることから、燃焼の進行は混合の進行に強く支配されていると考えられる。燃焼器出口における燃焼効率は最大値に対して  $H_2O$  生成量による評価で約 80%、また、発熱量による評価では、 $H_2O$  生成量の減少に伴う発熱量減少に加えラジカル生成による吸熱分が損失として加わるためさらに低下して約 60%であった。一方、Fig.14 は燃焼器出口付近 ( $x=2400\text{mm}$ ) の断面内燃焼ガス温度分布である。燃焼ガス温度は断面内の広範囲で 2600K を越え、局所的には 2700K 以上の高温領域も存在している。これらの結果は、燃焼ガスの熱解離による正味発熱量損失が燃焼器性能に及ぼす影響が未だ顕著であることを示すものである。今後の燃焼器改良によりさらなる性能向上が期待される。

#### 4. まとめ

超高速域スクラムジェットエンジン作動特性解明及び性能向上のため、M12-02HM エンジンの高温衝撃風洞試験に対応した CFD 解析を行い、計算コード・数値解法の適用性評価、混合・燃焼状態の詳細解明に着手した。

- 1) 気流淀み点エンタルピー  $H_0=5\text{MJ/kg}$  及び  $7\text{MJ/kg}$  条件（飛行マッハ数 10 及び 12 に相当）で、燃焼器圧力分布について解析結果と試験結果とのよい一致が得られた。
- 2) 高温衝撃風洞試験気流組成の不確定要因として微量ながら酸素原子が存在する可能性が考えられ、エンジン内での燃焼過程に影響を及ぼすことが懸念されたため、エンジン流入気流に酸素原子が含まれる場合及び含まれない場合について解析を実施し比較した。 $H_0=5\text{MJ/kg}$  条件の場合、酸素原子の有無により着火過程に違いが見られ、酸素原子が含まれない場合の解析結果の方が試験結果とよく一致した。また、 $7\text{MJ/kg}$  条件では酸素原子の有無により燃焼状態に顕著な差は見られなかった。
- 3)  $H_0=5\text{MJ/kg}$  条件の酸素原子無しの場合、燃焼器入口ガス温度が低いため、まず天板及び底板付近で着火し燃焼が進み、やや遅れて側板上境界層の広範囲及び燃料と主流との混合層で着火した。一方、 $7\text{MJ/kg}$  条件では主流温度が高いため、酸素原子の有無の違いが燃焼過程に及ぼす影響は  $5\text{MJ/kg}$  条件の場合よりずっと小さく、着火・燃焼過程に顕著な差は見られなかった。
- 4) 天板及び底板付近から着火する場合、天板と底板の間をエンジン上下方向に伝播する斜め衝撃波が形成され、それが  $5\text{MJ/kg}$  条件の壁圧分布に見られた大スケールの壁圧変動の原因であると考えられる。
- 5) 燃焼器出口付近の燃焼ガス温度は広範囲で 2600K 以上となっており、熱解離による正味発熱損失の燃焼器性能に対する影響が未だ顕著であることを示す結果であった。

#### 参考文献

- 1) Takahashi, M., et al, "Experimental Study on Scramjet Engine Performance at Mach 10 to 15 Flight Condition," ISABE-2005-1238, 2005.
- 2) Takahashi, M., et al, "Performance Characteristics of a Scramjet Engine at High Speed Condition over Mach 10," Proc. 25<sup>th</sup> ISSW, Bangalore, 2005.
- 3) Sunami, T., et al, "Effect of Streamwise Vortices on the Scramjet Combustion at Mach 8-15 Flight Enthalpies - An Experimental Study in HIRST," ISABE-2005-1028, 2005.

- 4) Koder, M., et.al, "Numerical Analysis of Scramjet Combusting Flows by Unstructured Hybrid Grid Method," AIAA Paper 2000-0886, 2000.
- 5) Stahl, G., Warnatz, J., "Numerical Investigation of Time Dependent Properties and Extinction of Structure of Methane and Propane Air Flamelets," Combustion and Flame, Vol.85, 1991, pp.285-299.
- 6) Spalart, P.R., Allmaras, S.R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," La Recherche Aerospaciale, No.1, 1994, pp.5-21.
- 7) Dunn, M.G., Kang, S.-W., "Theoretical and Experimental Studies of Reentry Plasmas," NASA CR-2232, 1973.