

# スクラムジェットモードにおけるロケットーラムジェット複合エンジンの 数値計算

小寺正敏, 富岡定毅, 植田修一, 谷香一郎  
宇宙航空研究開発機構

## Numerical Simulation of a Rocket-Ramjet Combined Engine Scramjet Mode

by  
Masatoshi Kodera, Sadatake Tomioka, Shuichi Ueda and Kouichiro Tani

### ABSTRACT

In this study, numerical analysis was conducted for the scramjet mode operation of a JAXA  $H_2$  fueled rocket-ramjet combined cycle engine called E3 under Mach 8 flight conditions. The objective of the study was to examine the effects of rocket chamber pressure,  $P_c$  and second fuel injection on the engine performance and related flow physics before the engine combustion tests. The calculation results revealed that the engine produced higher specific impulse as well as thrust with higher  $P_c$ ; however, the thrust gain could hardly exceed the embedded rocket thrust. This is due to the fact that the rocket exhaust increased the friction drag on the combustor walls over the thrust due to combustion with the captured air and momentum addition of the rocket flow. On the other hand, the second fuel injection in the diverging combustor had almost no impact on the thrust augmentation even at low  $P_c$  conditions with a large amount of second fuel, resulting in reduction of the specific impulse contrary to expectations. This partially came from that at lower  $P_c$  the combustion efficiency was reduced because of the lower temperature and larger amount of H radical production as well as poorer fuel/air mixing.

### 1. はじめに

将来の宇宙輸送システムに用いる推進エンジンの課題のひとつとして比推力 ( $I_{sp}$ ) の向上が挙げられる。これを容易に達成する方法は、大気飛行中の空気を利用することである。そこで宇宙航空研究開発機構 (JAXA) ではロケットとラム・スクラムジェットの複合サイクルエンジンを考え研究を行っている[1]。現在検討しているエンジン形態は二種類のエンジンを別々に取付けるのではなく、ロケットをラムジェットダクト内に収納し軽量化を図るものである。また飛行マッハ数に応じて離陸からマッハ3までエジェクタ、マッハ3から7までラムジェット、マッハ7から12までスクラムジェット、そしてそれ以上のマッハ数ではロケットモードという具合にモード切り替えを行い、それぞれのエンジンモードに適した気流条件で作動をさせる。こ

こでエジェクタモードではロケットにより主推力を発生するが、エジェクタ効果でインレットから空気を取込み比推力の改善を狙う。そしてラム・スクラムモードにおいてロケットは出力を抑えて着火器として使い、二次燃料噴射の亜音速燃焼 (ラムモード) あるいは超音速燃焼 (スクラムモード) によって主推力を発生させ、かつ比推力をロケット単独で用いた場合よりも大幅に増加させる。一方で、スクラムモードで作動させる飛行速度域でも超高速域側では、エンジンに取込まれる空気の運動エネルギーに対する燃焼エネルギーの割合が小さくなるため、エンジン内部の各種損失を相当抑えない限り、空気吸込み燃焼のみでは加速するための十分な推力が得られない可能性がある。そこで現在は実現性を考えて、エジェクタモードと同様にロケットを主推力源とし、空気吸込み効果は小幅な推力及び比推力

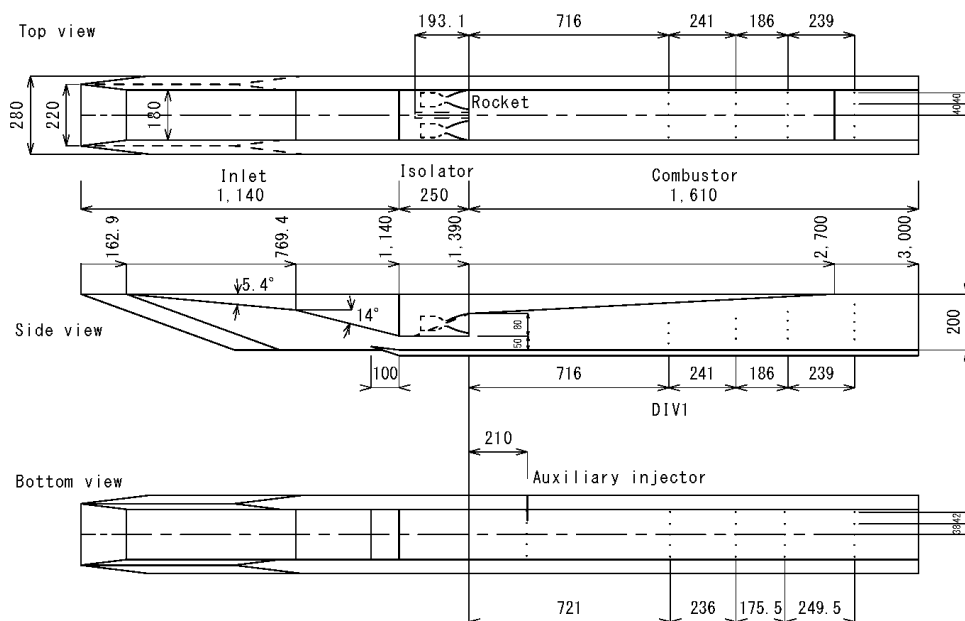


Figure 1. Schematic view of the E3 engine.

Table 1. Mach 8 conditions at RJTF.

Mach number		6.7
Velocity	(m/s)	2549
Static pressure	(kPa)	1.55
Static temperature	(K)	330
Density	(kg/m <sup>3</sup> )	0.0147
Stagnation pressure	(MPa)	10
Stagnation temperature	(K)	2600
Air composition	(mass fraction)	
O <sub>2</sub>		0.25578
H <sub>2</sub> O		0.19301
N <sub>2</sub>		0.55121

Table 2. Rocket nozzle exit conditions.

Pc	(MPa)	0.6	1.5	3	5
O/F		7			
2nd injection fuel rate	(g/s)	27.5	23.7	17.4	9.2
$\phi_d$		0.91	0.79	0.58	0.31
Mach number		3.505	3.484	3.469	3.458
Velocity	(m/s)	3523	3577	3617	3646
Static pressure	(kPa)	5.2	13.2	26.8	45.2
Static temperature	(K)	1358	1446	1515	1567
Density	(kg/m <sup>3</sup> )	0.0065	0.0157	0.0308	0.0506
Composition	(mass fraction)				
H <sub>2</sub>		0.0263	0.02548	0.02478	0.02422
O <sub>2</sub>		0.05368	0.04693	0.0418	0.03804
H <sub>2</sub> O		0.77993	0.79579	0.80881	0.81892
H		0.00463	0.00393	0.00343	0.00307
HO <sub>2</sub>		0.00013	0.00018	0.00022	0.00026
OH		0.1145	0.11027	0.10602	0.1023
O		0.02082	0.0174	0.0149	0.01314
H <sub>2</sub> O <sub>2</sub>		0.00001	0.00002	0.00004	0.00005

の向上に充てることも考えている。このような概念設計に基づき、JAXA ではサブスケールエンジン E3 を試作し、ラムジェットエンジン試験設備 (RJTF) を用いてマッハ 0, 4, 6 の各飛行条件において各々のエンジンモードで地上燃焼試験を実施した[2]-[4]。そしてマッハ 8 の飛行条件によるスクラムモードの燃焼試験を近々実施する予定である。そこで本研究では、同条件における E3 エンジンの作動特性及びそれに関連したエンジン内部の燃焼を含む流れ場の特性について、CFD を用いて事前に把握しておくことを目的とする。本稿では、ロケット出力の違いによる比較及び二次燃料噴射の効果について検討した結果を報告する。

図 1 に E3 エンジンの概略図を示す。インレット、分離部、燃焼器から構成され、長さはそれぞれ 1140, 250, 1610mm である。エンジン流路内において、各壁面は天板(上面)、側壁、カウル(下面)と呼ばれる。概ね二次元矩形ダクトの形状をしており、側壁前縁は 7° の楔角を有し天板より 70° 後退している。全長、幅はそれぞれ 3000, 180mm で入口及び出口高さは 200mm である。天板はインレットでは二段の圧縮ランプとなっており、燃焼器では一段の膨張ランプであり最下流において水平となる。カウル前縁は始動性確保のため分離部より 100mm 上流に位置しインレット内部に突き出ている。分離部は高さ 50mm の一定断面ダクトである。この上部にガス O<sub>2</sub>/H<sub>2</sub> を燃料とする二基のロケットが収納される。そして分離部と燃焼器の間の 80mm の段差面にロケットノズル出口を設置する。ロケットのスロート及びノズル出口径はそれぞれ 20, 70mm である。なお分離部の天板中央には長さ 193mm の膨張ランプを取り付け二基のロケット間にスリットを設けることによりロケット排気と空気の混合促進を図っている。二次燃料の噴射形態は全壁面からの垂直噴射で、流れ方向に 4ヶ所の噴射場所があり、その内今回は燃焼器入口より 716mm 下流の位置 (DIV1) より噴射する。燃料は常温の水素ガス

で音速噴射され、噴射口径は 2mm で合計 16 個の噴射孔を有する。

## 2. 解法

本研究では JAXA のスクラムジェットエンジン内の燃焼流解析に多くの実績を持つ非構造格子法を基礎とする三次元燃焼反応流計算コード[5]を使用した。本コードではレイノルズ平均ナビエ・ストークス方程式と各化学種の質量保存式を支配方程式とし、有限体積法で離散化される。高速に定常解を得るために、LU-SGS 陰解法を適用している。その際、化学反応と流れの特性時間の差異に起因する計算の硬直性を緩和するため、さらに行列反転による計算時間の大幅な増加を避けるため、対角化点陰的処理を行っている。非粘性流束の評価には AUSM-DV 法[6]を用い、空間二次精度を実現するため検査体積内で原初変数の線形再構築を行っている。一方で粘性流束の計算には中心差分を用いている。物理モデルとして乱流モデルには Menter の k- $\omega$  SST 二方程式モデル[7]を、水素空気系化学反応モデルには Stahl-Warnatz の 9 化学種 17 反応モデル[8]を採用した。扱う化学種は H<sub>2</sub>, O<sub>2</sub>, H<sub>2</sub>O, H, HO<sub>2</sub>, OH, O, H<sub>2</sub>O<sub>2</sub>, N<sub>2</sub> で N<sub>2</sub> は不活性と仮定している。格子について、壁面近傍にはプリズム格子を配置しその他の領域には四面体格子を配置した。

表 1 に今回適用する RJTF のマッハ 8 気流条件 (公称値) を示す。なお機体前方より発生する衝撃波を通過後の値のためマッハ数は低下している。また総温を上げるために O<sub>2</sub>/H<sub>2</sub> の燃焼加熱を利用する関係で、気流は H<sub>2</sub>O を含んだいわゆる Vitiated air となっている。計算領域はエンジンの対称面より片側半分のみとし、その対称面には鏡面境界条件を適用した。壁面には Non-slip 条件を適用し、温度は 300K に固定した。座標系については主流、エンジン幅及び高さ方向をそれぞれ x, y, z 方向にした。x 軸は対称面上にあり、原点は天板前縁の中心に位置する。また計算領域はインレット入口から分離部天板のスリット開始位置までのインレット部とそれより下流の燃焼器部の 2 つに分離し、まずインレット部のみ計算を実施した。その際、RJTF 試験では機体下面の境界層を模擬するため設備ノズル境界層をエンジンに流入させていることから、ピトー圧測定により得られた速度分布が 1/9 乗則に従う 99% 厚さ 87mm の境界層を天板上に与えた。そしてインレット部の結果を流入条件として次に燃焼器部の計算を行った。一方でロケット部については内部の三次元計算は行わず、ノズル出口条件を NASA の準一次元化学平衡計算コード CEA[9]を用いて求めた。ここでロケット燃焼器圧力 (Pc) について、0.6~5MPa までの 4 条件を検討した。その際反応物温度は 273K、酸素水素流量比 (O/F) は 7 に固定した。各 Pc におけるロケットノズル出口条件 (膨張過程で反応凍結を仮定) を表 2 に示す。また二次燃料噴射を行う場合、その水素流量はロケットの余剰水素流量と合わせて、捕獲空気内の酸素流量に対して当量比 1 となるように調節した。その値についても表 2 に示す。なおインレット部の CFD 結果より、空気捕獲率は 70%、捕獲酸素流量は 239g/s である。格子について、壁面垂直方向の最小格子幅は 5 $\mu$ m ( $y^+ < 2$ ) に設定し、総格子点数はインレット部、燃焼器部それぞれ約 300, 200 万点となった。以下計算条件を、Case A (空気流のみ)、Case B (ロケット噴射のみ)、Case C (ロケット及び二次燃料噴射有り) の 3 ケースに分類する。

## 3. 結果および考察

### 3. 1 Pc によるエンジン性能の変化

図 2 に Pc に対する Case A からの推力増分 ( $\Delta F$ ) を Case B, C について示す。また比較のため内蔵ロケットの推力

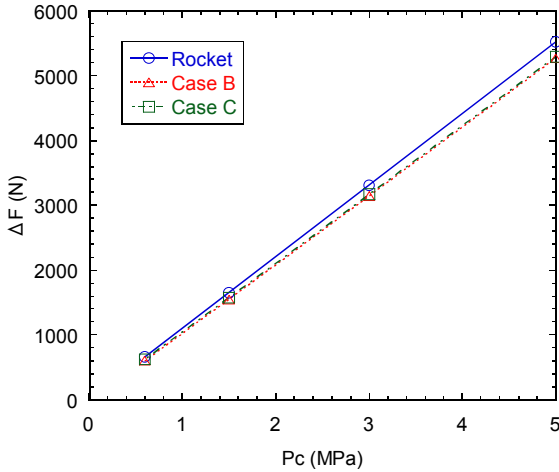


Figure 2. Thrust increment from no fuel condition.

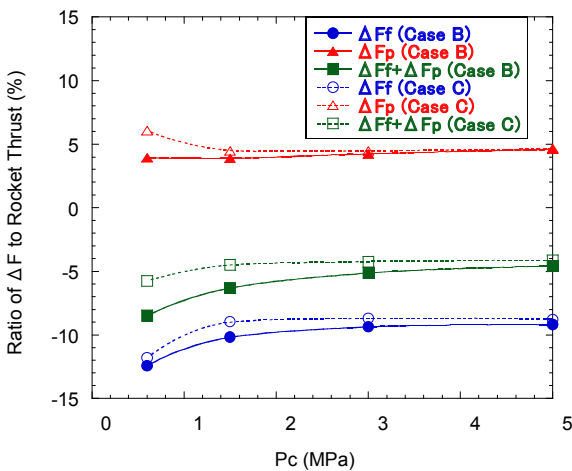


Figure 3. Friction and pressure force increments.

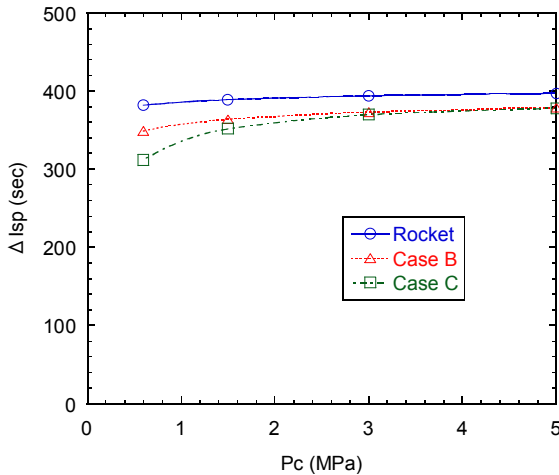
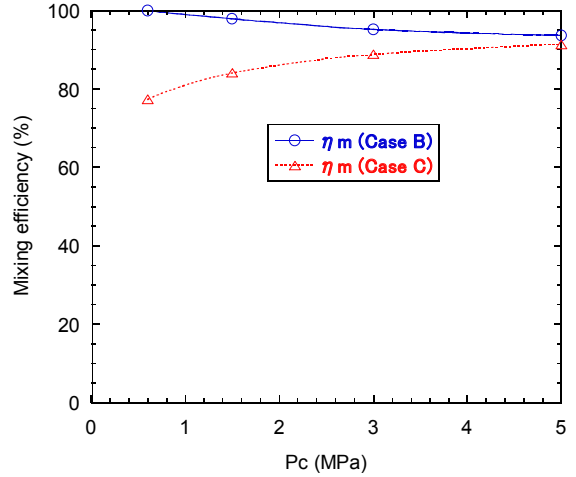
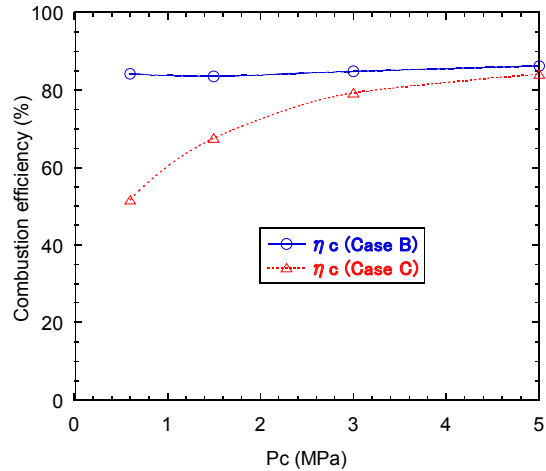


Figure 4. Specific impulse increment.

も同時に示す. ここで $\Delta F$ はエンジン出口におけるそれぞれの衝撃関数の差より求め, 内蔵ロケット推力はロケットノズル出口での衝撃関数より算出した. 本図より E3 エンジンの $\Delta F$ は  $P_c$  の増加とともに線形に増加するが, 内蔵ロケット推力とほぼ等しいかわずかに小さく, また二次燃料噴射による変化がほとんどないことがわかる. 次にラムジェットダクト内壁に作用する摩擦力増分 ( $\Delta F_f$ ) 及び圧力推力増分 ( $\Delta F_p$ ) の内蔵ロケット推力に対する割合を図 3 に示す. ここで $\Delta F_p$  は面積分値の差より求め,  $\Delta F_f$  は $\Delta F$  から内



(a) Mixing efficiency



(b) Combustion efficiency

Figure 5. Average mixing and combustion efficiencies at engine exit.

蔵ロケット推力及び $\Delta F_p$ を引くことにより求めた. 本図より  $P_c$  によらず $\Delta F_p$ を上回る摩擦抗力の増加が生じているのがわかる. またその大きさは内蔵ロケット推力の 10~15% 程度である. 一方で  $P_c$  すなわちロケット噴流量を減らし二次燃料を増やした場合, 空気燃焼の増加により $\Delta F_p$ の割合が大きくなるのが期待されるが, Case C の場合に $\Delta F_p$ の割合がわずかに増加するのみで $\Delta F_f$ と $\Delta F_p$ の合計の割合は常に負の値となっている. 図 4 に図 2 と同様に  $P_c$  に対する $\Delta F$ に基づく比推力増分 ( $\Delta I_{sp}$ ) を内蔵ロケットの  $I_{sp}$  とともに Case B, C について示す. 本図より E3 エンジンの $\Delta I_{sp}$ についても内蔵ロケットの  $I_{sp}$  より小さいことがわかる. そして  $P_c$  が小さくなると Case C の場合 $\Delta I_{sp}$ が著しく低下しているが, これは燃焼効率が著しく悪化することが原因の一つである. 図 5 に  $P_c$  に対する E3 エンジン出口における平均混合・燃焼効率 ( $\eta_m, \eta_c$ ) を Case B, C について示す.  $\eta_m, \eta_c$  の定義は以下の通りである.

$$\eta_m = \frac{\int_A \rho_{H_x} u / \max(\phi, 1) \cdot dA}{\int_A \rho_{H_x} u \cdot dA}, \quad \eta_c = \frac{\int_A \rho_{H_2O} u \cdot dA}{9 \int_A \rho_{H_x} u \cdot dA} \quad (1)$$

ここで  $\rho, u, \phi, A$  はそれぞれ密度, 主流方向速度, 局所当量比, 燃焼器断面面積, 添え字は各化学種を示している. また  $H_x$  は主流の  $H_2O$  を除く全化学種に含まれる水素元素の合計である. 本図より Case B の場合, ロケットの余剰水素流量が減少するため  $P_c$  の減少により  $\eta_m$  は 100% に近づくが, Case C の場合, 燃焼器中間位置から二次燃料噴射

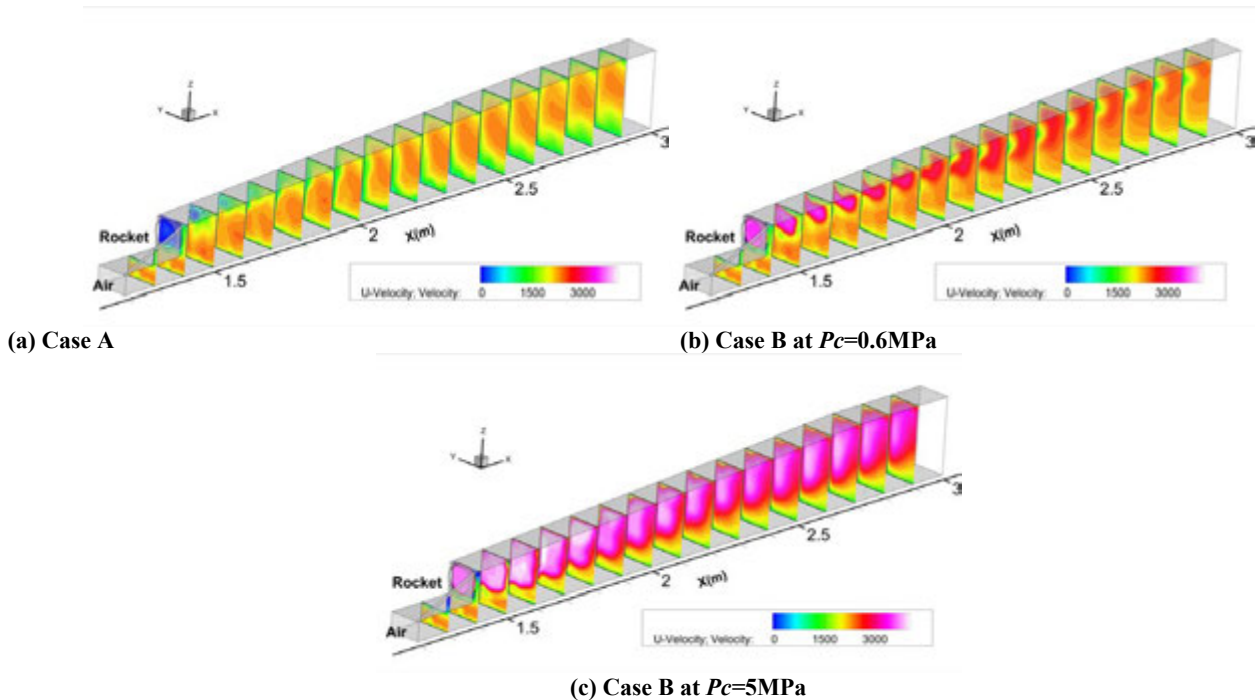


Figure 6. Contours of streamwise velocity on  $y$ - $z$  planes.

を行うため、混合距離が不足し  $\eta_m$  は低下しているのがわかる。一方で  $\eta_c$  について、Case C の場合  $P_c$  が小さくなると  $\eta_m$  よりもさらに  $\eta_c$  が低下し 50% に近づく。

### 3. 2 低 $P_c$ 及び高 $P_c$ 条件における流れ場の比較

前節で示されたエンジン性能の特性を踏まえ、次に流れ場の詳細について低  $P_c$  条件（ロケットが着火器の役目を担う場合）と高  $P_c$  条件（ロケットが主推力源の場合）の比較を通して見ていく。なおこれより流れ場の図はエンジン燃焼器部の片側のみ示される。

図6に  $x=1.2$  から  $2.9\text{m}$  まで  $0.1\text{m}$  間隔に並べた  $y$ - $z$  断面上の  $u$  分布を、Case A, B ( $P_c=0.6, 5\text{MPa}$ ) について示す。本図より燃焼器内の  $u$  がロケット排気流により燃焼器壁面近傍においても増速されているのがわかる。これが摩擦抗力を増大させる原因である。特にロケットノズル出口付近の天板及び側壁側において非常に高速になっている。この領域はCase Aにおいてはステップ背後であるため再循環領域を形成し、摩擦抗力の小さい領域であり、Case Bとの摩擦抗力の差が大きく現れる。よって摩擦抗力の増大を緩和するには、まずロケットノズル出口を天板及び側壁からなるべく離れて設置する必要がある。Case Bの  $P_c=5\text{MPa}$  の場合、ロケット出力が大きいため、燃焼器下流まで高速流を維持しているのに対し、 $P_c=0.6\text{MPa}$  の場合、燃焼器下流において空気流との運動量交換がかなり進み  $u$  が低下している。

次に図6と同様の各燃焼器断面上に、Case Cの場合における  $H_x$ ,  $H_2$ ,  $H$  のモル分率及び温度分布を  $P_c=0.6, 5\text{MPa}$  の条件についてそれぞれ図7, 8に示す。ここで二次燃料噴射位置は  $x=2.1\text{m}$  よりわずかに下流の全壁面にある。

まず図8に示される  $P_c=5\text{MPa}$  の場合から見ると、 $H_x$  分布より燃料は下流に向かって側壁と天板のコーナーに偏り、カウル側の空気流が断面中央において天板側に拡大する様子が見られ、 $H_2$  も下流で側壁と天板のコーナー付近に残留する。また  $H_2$  分布より、カウル側より噴射された二次燃料は流量が少ないためか下流で空気流と比較的良く混合しており、その結果  $H_2$  もカウル側で消費されている。よってこの場合、カウル側により多くの燃料を投入した方が空気と

の燃焼を促進させる可能性がある。H分布を見ると  $x=2.2\text{m}$  断面の側壁とカウルのコーナーで増加し始めることから、この付近より二次燃料は着火していることがわかる。この場所の温度を見るとロケット排気流の影響により着火するには十分に高くなっている。なお温度分布に示されるように燃焼器内部はロケット排気流により高温となり解離損失が心配される場所であるが、Hの割合は下流に行くにしたがって徐々にではあるが減少していることから、下流で再結合が進んでいることが伺える。

一方で図7に示される  $P_c=0.6\text{MPa}$  の場合、燃料が下流に向かって側壁と天板のコーナーに偏る傾向は  $P_c=5\text{MPa}$  の場合と同じである。そして二次燃料の混合が良くなる下流でカウル側にも偏る様子が見られる。そしてカウル側で  $H_2$  が多く燃え残ることから、この場合は  $P_c=5\text{MPa}$  の場合とは逆に、天板側に多くの燃料を投入した方が空気との燃焼が進む可能性がある。これについてH分布を見ると  $P_c=5\text{MPa}$  の場合とは異なりカウル側ではHが存在しておらず、燃焼が生じていないことがわかる。これは温度分布に示されるように、ロケット排気流量が少ないため空気流の温度が着火するほど上昇していないからである。そしてこのことが図5においてCase Cの  $P_c=0.6\text{MPa}$  の条件で燃焼効率が低下する原因の一つであると言える。もう一つの原因としては、解離損失の増大が挙げられる。H分布の天板側を見ると、 $P_c=5\text{MPa}$  の場合と異なり下流に向かってHが比較的多く残留し、その濃度はむしろ増加しているように見える。化学平衡状態における傾向では、燃焼器が下流に向かって拡大し温度が低下するとラジカルは減少するが、それとは逆の傾向となっている。このような現象は以前スクラムジェットエンジンのCFD解析を行った際にも確認された[10]。この時拡大燃焼器と一定断面を有する燃焼器を比較した場合、拡大燃焼器の方がHラジカルの増加が大きいという結果を得た。Hラジカルの生成は他のラジカルよりも格段に吸熱量が多くエンジン性能を大きく悪化させる原因となる。よってなるべく燃焼器を拡大させない方がよい。

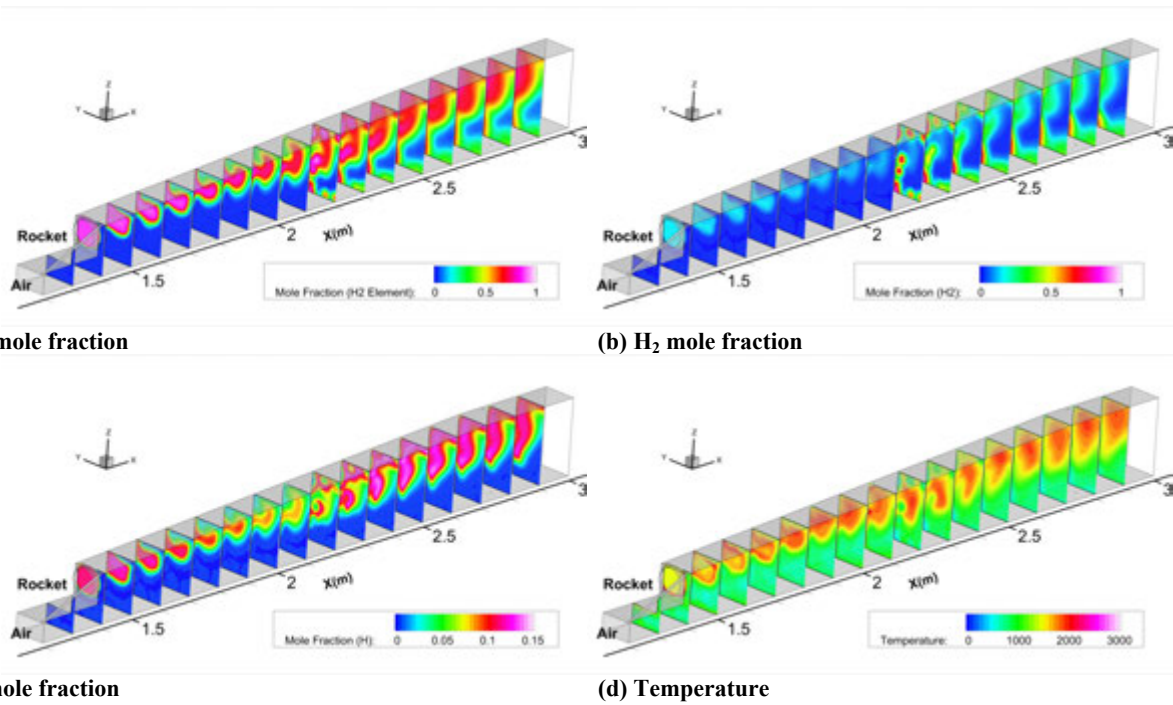


Figure 7. Contours of several physical values at on  $y$ - $z$  planes at  $P_c=0.6\text{MPa}$  for Case C.

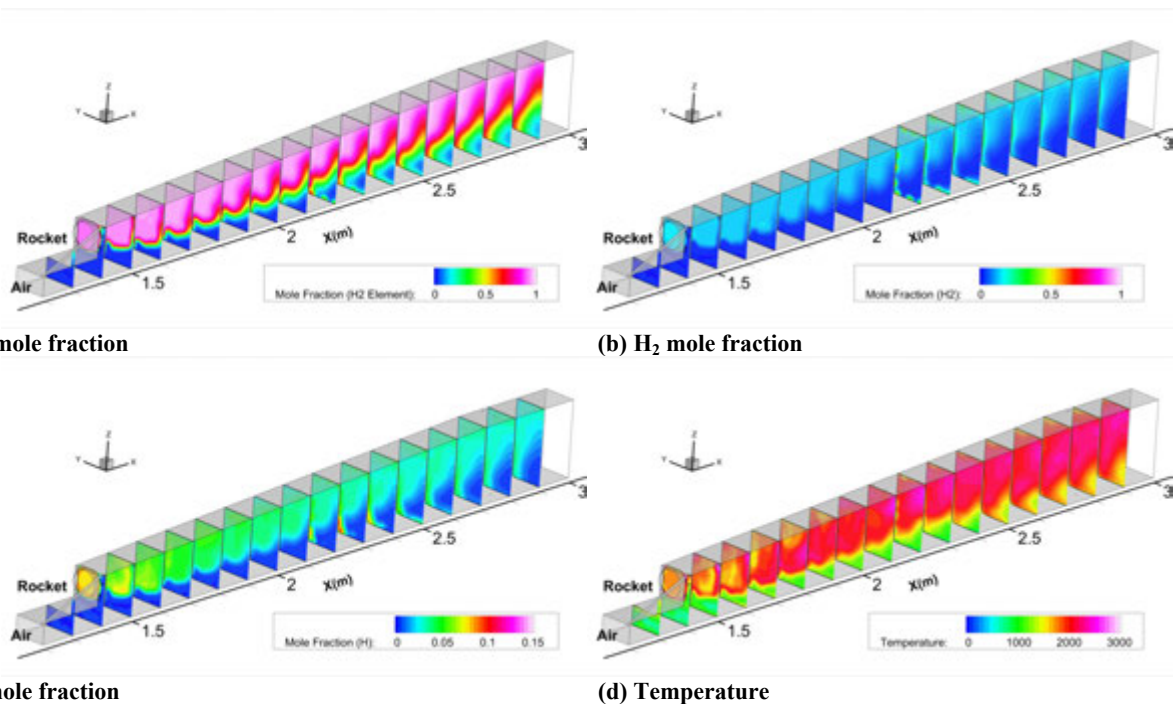


Figure 8. Contours of several physical values at on  $y$ - $z$  planes at  $P_c=5\text{MPa}$  for Case C.

#### 4. 結論

JAXA の研究用ロケットラムジェット複合サイクルエンジン E3 のスクラムモードの作動特性及び内部流れ構造について、地上燃焼試験前の事前解析として飛行マッハ 8 の条件で CFD 解析を実施し、ロケット燃焼圧  $P_c$  の違いによる比較を行い、また二次燃料噴射の効果について調査した。その際二次燃料流量は、ロケット排気流の残留水素と合わせて、インレットからの空気流に対する当量比が 1 となるように調節した。その結果、今回調べた範囲では、推力増分のみならず比推力増分までも  $P_c$  が大きい方が良好な性能となった。その推力増分のほとんどは内蔵ロケット推力によるもので、ラムジェットダクトに作用する推力増分はむしろ負の値であった。これは空気燃焼による圧力推力

の増加よりも、ロケット排気流による摩擦抗力の増加の方が大きいからである。また二次燃料を燃焼器中間位置の DIV1 より噴射した場合、推力増強に関してほとんど効果がなく、また比推力も悪化した。特に  $P_c$  が小さい場合、ロケット排気流の酸素流量よりも捕獲空気の酸素流量の方が多いため比推力向上を期待したが逆の結果となった。この原因の一つには  $P_c$  が小さいと燃焼効率が著しく低下することが挙げられる。今後は今回示された問題点を改善することが望まれるが、そのためにはエンジン形状を変える必要があると思われる。例えばロケット排気流による摩擦抗力の増加を緩和するために、ロケットノズル出口を燃焼器壁面からできるだけ離して設置する必要があると思われる。また  $P_c$  が小さい時の二次燃料噴射の燃焼効率を改善

するために、燃焼器の上流部に一定断面部を設けて解離を抑制し、また噴射位置をより上流に移動させて混合距離を稼ぐことが効果的と考えられる。

#### 参考文献

- 1) Kanda, T., Tani, K. and Kudo, K., "Conceptual Study of a Rocket-Ramjet Combined-Cycle Engine for an Aerospace Plane," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 23, No. 2, 2007, pp. 301-309.
- 2) Tomioka, S., Takegoshi, M., Kudo, K., Kato, K., Hasegawa, S. and Kobayashi, K., "Performance of a Rocket-Ramjet Combined-Cycle Engine Model in Ejector Mode Operation," AIAA Paper 2008-2618, 2008.
- 3) Tani, K., Izumikawa, M., Saito, T., Ono, F. and Murakami, A., "Ram and Ejector-Jet Mode Experiments of the Combined Cycle Engine in Mach 4 Flight Conditions," AIAA Paper 2008-103, 2008.
- 4) Kato, K., Hasegawa, S., Hiraiwa, T., Ono, F. and Takegoshi, M., "Ramjet Mode Experiments of a Rocket-Ramjet Combined-Cycle Engine in Mach 6 Flight Conditions," Proc. of Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2010, 2010.
- 5) Kodera, M., Sunami, T. and Nakahashi, K., "Numerical Analysis of Scramjet Combusting flows by Unstructured Hybrid Grid Method," AIAA Paper 2000-0886, 2000.
- 6) Wada, Y. and Liou, M.-S., "A Flux Splitting Scheme with High-Resolution and Robustness for Discontinuities," AIAA Paper 94-0083, 1994.
- 7) Menter, F. R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, 1994.
- 8) Stahl, G. and 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.
- 9) Gordon, S. and McBride, B. J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, I Analysis," NASA RP-1311, 1994.
- 10) Kodera, M., Takahashi, M., and Itoh, K., "Numerical Simulation of Scramjet Engine at Hypervelocity Conditions," Proc. of 25th ISTS, 2006-a-49, 2006.