

マッハ 6 飛行条件における複合エンジン・ラムジェットモードの数値計算

小寺正敏、谷香一郎、植田修一

宇宙航空研究開発機構 宇宙輸送ミッション本部

Ramjet Mode Computations of a Combined Engine in Mach 6 Flight Conditions

by

Masatoshi Kodera, Kouichiro Tani and Shuichi Ueda

Space Transportation Mission Directorate, Japan Aerospace Exploration Agency

ABSTRACT

In this study, numerical calculation was conducted for the analysis of the JAXA rocket-ramjet combined cycle engine called E3, which was examined in the Ramjet Engine Test Facility (RJTF) to obtain data necessary for the engine design, under Mach 6 flight conditions. The objectives of this study are to describe flow structures inside the engine in detail and to reveal the basic working characteristics. The calculated wall pressure distributions agreed with the RJTF data, if the injected fuel flow rate was increased from the RJTF test condition. Therefore it was confirmed that the numerical calculation well duplicated the complicated flow physics inside the engine at least qualitatively. The calculation results revealed the details of the flow structures and the mixing and combustion mechanisms as follows. With fuel injection in the combustor at a total equivalence ratio of 1 including the rocket fuel, heat release due to combustion created large subsonic regions over the engine height close to the wall, while the core flow remained supersonic so that thermal choking was not achieved yet in this condition one-dimensionally. In addition, a shock train was formed in the core flow and was emanated from the position where a separation with a large recirculation zone occurred on the cowl wall. The fuel existed within the subsonic regions covered over each the wall, and as going downstream of the combustor, it concentrated at the connecting corner between the side and cowl walls. On the other hand, the supersonic air flow from the inlet was oriented toward the top wall side, resulting in forming of unburned fuel at the corner of the side and cowl walls. Then, the ignition and combustion of the injected fuel was more likely to occur around sonic lines where mixing layers were formed between the fuel and air flows. As for the engine performance, thrust augmentation due to the air-breathing combustion was almost comparable to the rocket thrust in this condition. In addition, it was found that the formation of the shock train increased the mixing and combustion efficiencies for the rocket flow, having a large impact on the thrust increase.

1. はじめに

現在の宇宙輸送システムの主力であるロケットエンジンは全推進剤の 70%を大気中での加速で消費し、またその約 70%は酸化剤で占められている。したがって酸化剤の代わりに空気を利用できればシステム性能の改善と運用コストの削減が可能となることから、ロケットと空気吸込式エンジンの複合化が検討されている。実際にペイロード重量を増やすためには機体が大気を移動中になるべく長く空気を使用することが必要となるが、つまりできるだけ軌道速度近くまで空気吸込式エンジンで機体を加速しなければならないが、そのような超高速域まで作動可能な空気吸込式エンジンとして有望なのがラム・スクラムジェットエンジンである。

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) ではこれまでスクラムジェットエンジンの研究を長年行ってきた¹⁾。そこで次の段階として将来の再使用型宇宙輸送システム用にロケットとラム・スクラムジェットの複合サイクルエンジンの研究を開始した²⁾。設計の基本として、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することとした³⁾。またエンジンは離陸からマッハ 3 まではエジェクタ、マッハ 3 から 7 まではラムジェット、マッハ 7 から 12 まではスクラムジェット、そしてそれ以上のマッハ数ではロケットとして作動する³⁾。エジェクタモードではロケットを主推力源としつつ、インレットよりエジェクタ効果で空気を取込み比推力を改善する。また空気をロケット排気と混合させ高

温にし、下流で二次燃料を噴射し燃焼させることによりさらなる推力を発生させる。そしてラム・スクラムモードにおいてロケットは出力をわずかにして着火保炎器として使い、二次燃料の燃焼によって主推力を発生させ、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。

JAXA ではこれまで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 の各飛行条件で地上燃焼試験を行い、詳細設計に必要なデータの取得に努めてきた⁴⁾⁶⁾。本エンジンの開発には様々な技術課題があり、その一つとしてロケット排気と空気の混合促進に関する問題がある。十分なエジェクタ効果を得るにはこの混合促進が不可欠である。また各モード間

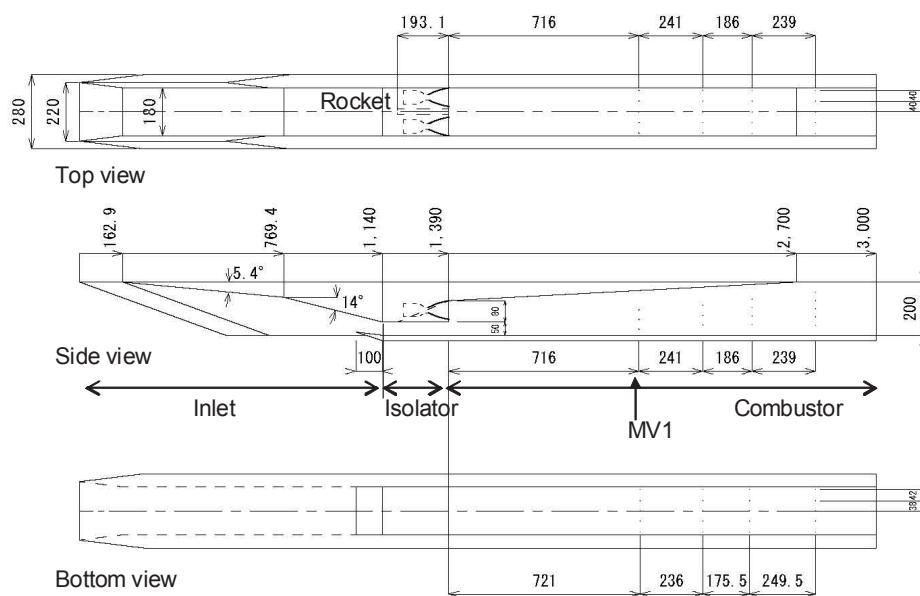


Figure 1. Schematic view of the E3 engine.

をスムーズに遷移させることも難題である。ラムジェットの場合、一般に燃焼器の下流で物理的に二次スロートを設けて閉塞させるが、スクラムジェットの場合このようなスロートは取除く必要がある。そこで流路形状を変えることなくラム・スクラムジェットモード間の遷移を行うために、燃焼による熱閉塞を利用することを考えている。しかしながらこのような技術課題を地上試験のみで克服することは非常に難しく、そのため CFD 技術の活用が強く求められる。

そこで本研究では、E3 エンジン内の燃焼を含む流れ場について CFD を用いて詳細に解析することを目的とする。計算条件は RJTF で行われたマッハ 6 試験に準じてまず試験データとの比較を行い、その後エンジン内の流れ場の特性について検討を行う。

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。エンジン流路内について、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最下流で水平となる。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 の定断面ダクトである。この上部に気体酸素・水素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。燃焼器の最下流は長さ 300mm の定断面ダクトで燃焼による熱閉塞を促進させる効果がある。二次燃料の噴射形態は全壁面からの垂直噴射で、流れ方向に四箇所の噴射場所があり、燃焼器入口より 716mm (MV1)、951mm (MV2)、1143mm (MV3)、1382mm (DWNC) 下流に位置する。ただし今回は MV1 からの噴射のみ考える。燃料は常温の水素ガスで音速噴射される。噴射口径は 2.2mm 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⁷⁾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⁸⁾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⁹⁾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¹⁰⁾を採用した。扱う化学種は H_2 、 O_2 、 H_2O 、 H 、 HO_2 、 OH 、 O 、 H_2O_2 、 N_2 で N_2 は不活性と仮定している。格子について、壁面近傍には精度と効率を考慮して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 に今回の計算条件に用いる RJTF のマッハ 6 試験における公称の気流条件を示す。マッハ 6 で飛行する機体の

前方より発生する衝撃波を通過した後の値となっている。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。壁面にはすべり無し条件を適用し、温度は 300K に固定した。流入条件はインレット入口より与えた。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、速度分布が 1/7 乗則に従う測定値である厚さ 58mm の境界層を天板上に与えた。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。壁面からの最小格子幅は $5\mu m$ に設定し、総格子点数は約 110 万点となった。一方でロケット内部についてもスロートからノズル出口まで計算領域を設けた。表 2 にスロートにおける計算条件を示す。各物理量は NASA が開発した準一次元化学平衡計算コード CEA¹¹⁾を用い、測定値である燃焼器圧力 0.57MPa、反応物温度 300K、酸素水素流量比 (O/F) 4.76 を与えて得られた値である。一基あたりのロケットから噴射される排気流量は 77.2g/s で、完全反応を仮定した場合残留水素流量は 5.4g/s となる。

Table 1. Mach 6 conditions at RJTF.

Mach number	5.3
Velocity (m/s)	1765
Static pressure (kPa)	5.3
Static temperature (K)	275
Density (kg/m ³)	0.0699
Stag. pressure (MPa)	4.78
Stag. temperature (K)	1655

Table 2. Rocket throat conditions.

Mach number	1.0
Velocity (m/s)	1585
Static pressure (kPa)	330.6
Static temperature (K)	2965
Density (kg/m ³)	0.1497
H_2 mass fraction	0.0681
O_2 mass fraction	0.0029
H_2O mass fraction	0.8850
H mass fraction	0.0043
HO_2 mass fraction	0.0000
OH mass fraction	0.0372
O mass fraction	0.0025
H_2O_2 mass fraction	0.0000
N_2 mass fraction	0.0000

3. 結果および考察

図 2 に CFD 及び RJTF 試験⁶⁾より得られた天板及びカウル中心線上の壁圧分布を、Case A: ロケット及び二次燃料噴射無しの場合、Case B: ロケット噴射し燃料噴射無しの場合、Case C: ロケット及び二次燃料噴射有りの場合の 3 ケースについて示す。Case A～C の表記はこれ以降も使用する。ここで Case C について、二次燃料流量は CFD では 43 及び 74g/s、RJTF では 43g/s の結果を示している。また圧力値は表 1 の主流総圧で無次元化している。Case A、B の結果については、若干のずれが特に分離部付近で見られるものの、概ね CFD 結果は RJTF 結果と一致している。一方で Case C の二次燃料流量が 43g/s の場合、CFD の燃焼による圧力上昇レベルは RJTF 結果と比較してかなり低い。そこで CFD のみ二次燃料流量を 74g/s まで増加させたところ、両者は特に圧力上昇開始位置及び燃焼圧力増分について比較的良く一致するようになった。したがって二次燃料流量は異なるものの、燃焼流れ場の構造について CFD 結果は定性的特

徴を捉えていることが期待できる。なお両者の差異の原因については現在調査中である。

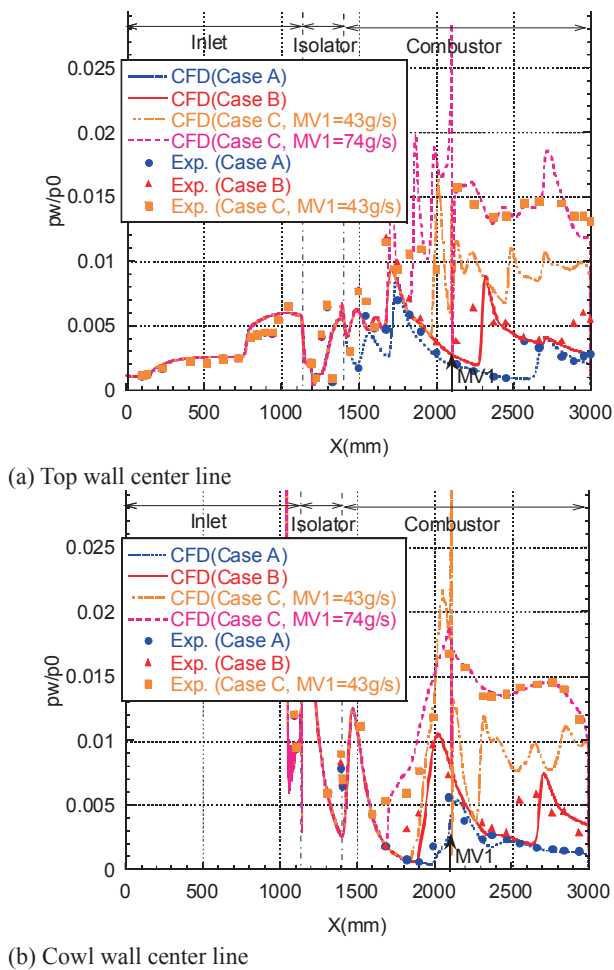


Figure 2. Wall pressure distributions along center line on top and cowl walls obtained from numerical calculation and RJTF for several cases.

次に CFD 結果の詳細について示す。ただし Case C については二次燃料流量を 74g/s に固定する。この時ロケットを含めた燃料当量比は約 1 となる。

図 3 及び 4 にエンジン対称面 ($y=0$ m) 及びロケット対称面 ($y=0.055$ m) を通過する x - z 断面上のマッハ数及び温度分布を先の 3 ケースについて示す。ここで音速線を黒線で示してある。またエンジンは上下逆に、分離部からエンジン出口付近まで表示されている。図 3 より Case A について分離部のスロットやロケットのベース付近で亜音速域が見られるものの流れ場はほとんど超音速となっており部分的にマッハ 5 を超える領域も見られる。ただし $x=2.1$ m 付近で斜め衝撃波の入射によりカウル境界層が剥離し小さな亜音速域を形成している様子がみられる。この衝撃波はカウル前縁から発生し、下流に向かって天板とカウル間で反射を繰り返したものである。Case B の時、このカウル境界層の剥離域は上流に移動していることがわかる。これは図 4 の高温領域で示されるようなロケット排気からの放熱により、マッハ数が低下し主流に対する斜め衝撃波の角度が増したためである。インレットからの空気流はこの角度の増した斜め衝撃波列を通過し、より減速されるが、ほとんどの領域はまだ超音速流れを維持している。一方で Case C の時、ロケット対称面では噴射された二次燃料の燃焼により大規模な亜音速域が形成され、特に MV1 直下流の

$x=2.1$ m では流路高さ全体に広がっている。しかしエンジン対称面では亜音速域は天板及びカウル境界層内に限定され、一次元的には期待していた熱閉塞を起こしていないことがわかった。加えて燃焼による背圧上昇により新たな衝撃波列が形成され、それがカウル境界層内の比較的大きな逆流剥離域より開始している。この剥離域は先ほど Case A、B で述べたようにカウル衝撃波の入射によって生じたものであり、MV1 付近で再付着している。よって MV1 からの燃料が剥離域に取込まれその領域内で燃焼が生じている。しかし図 4 よりこの領域の温度がロケット排気温度や他の高温域に比べると低いことから、燃焼の程度は弱いように見える。

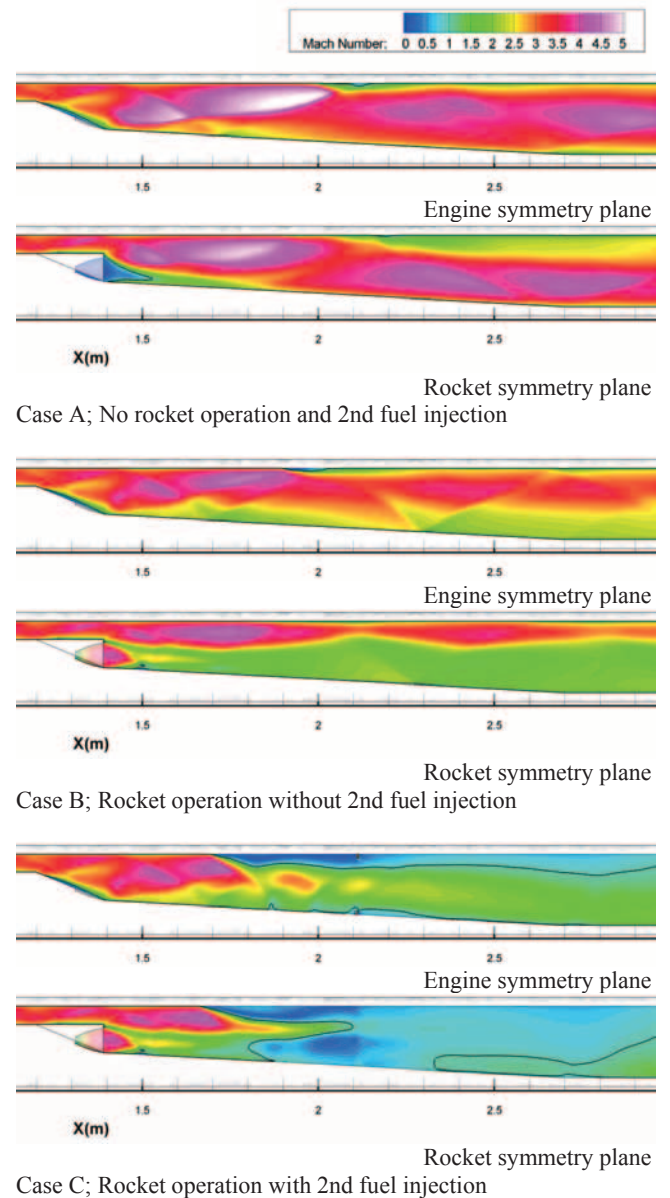


Figure 3. Contours of Mach Numbers.

図 5 ～ 8 に、 $x=1.5$ m から $x=1.9$ m まで 0.1m 間隔に並べた y - z 断面上の H_x 、 H_2 、 OH 、 H_2O の各化学種の質量分率分布を、Case B、C について示す。ここで H_x は全化学種に含まれる水素元素の合計であり、燃料の混合の様子を表している。これらの図において、エンジンは上下逆に表示されカウルが上側になっており、また音速線を黒線で示している。Case B の時、図 5 よりロケットに含まれる燃料は下流に向

かつて主流空气中に緩やかに拡散している様子が伺える。その結果、ロケットの未燃水素は燃焼器内で燃焼しほぼ消費されていることが図 6、7 に示されている。

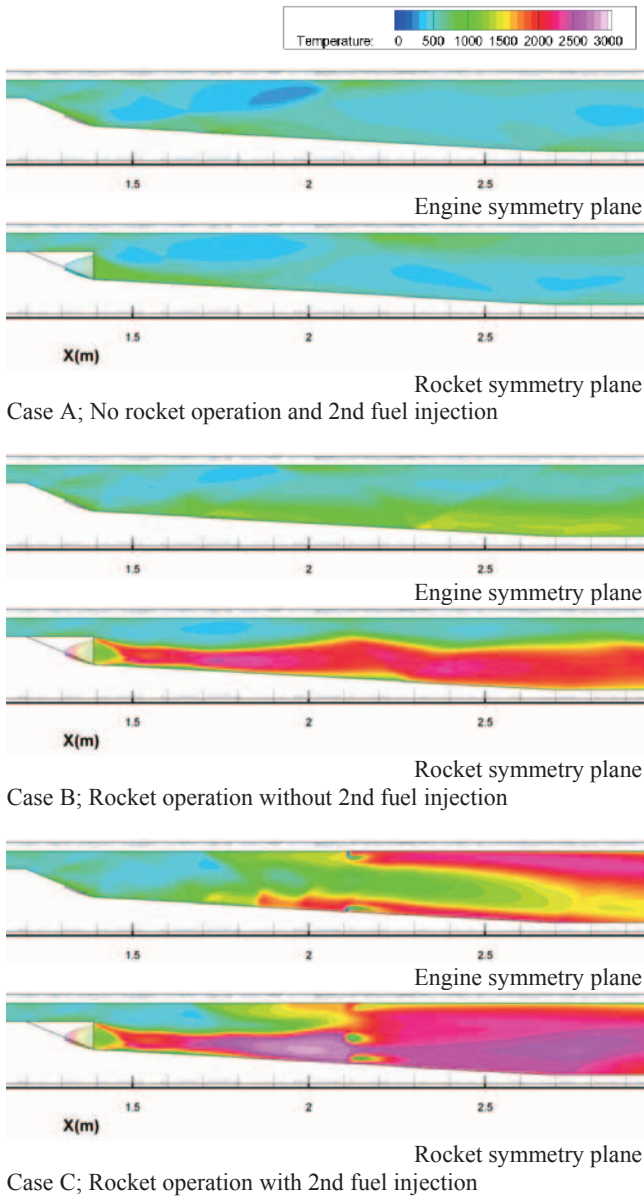
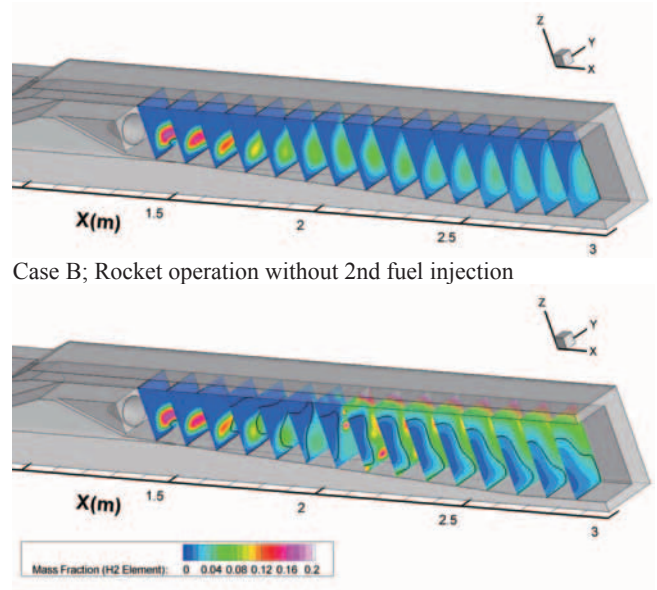


Figure 4. Contours of temperatures.

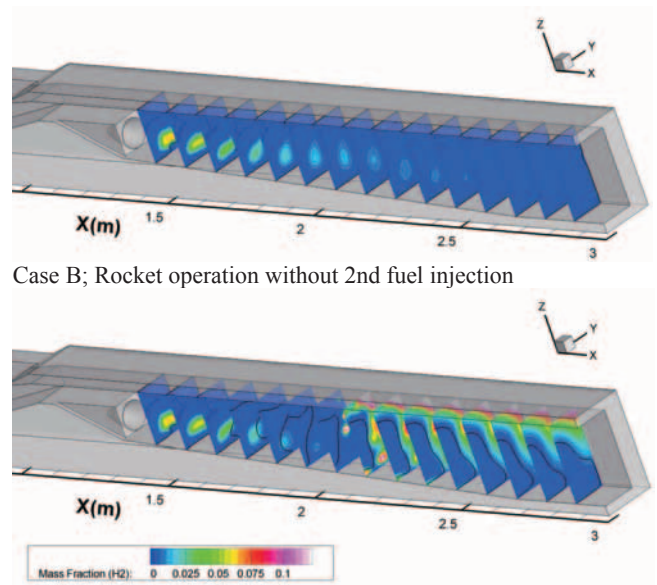
Case C の時、図 5 より MV1 の上流 ($x=1.9\text{m}$ 付近) のカウル側で燃料が存在していることがわかる。これは以前説明したようにカウル境界層の剥離によって上流に運ばれたものである。一方で MV1 より下流ではロケット及び二次噴射からの燃料はその大部分が壁面寄りの亜音速域に分布している。加えて燃焼器の下流領域では燃料は側壁とカウルのコーナーに偏って分布している。逆に図 5 の燃料希薄領域に対応する空気流は、超音速を維持しつつ下流で天板側に向かっている。その結果未燃水素は図 6 より下流で側壁とカウルのコーナーに分布している。図 7 では OH 濃度の高い領域が $x=2.2\text{m}$ より下流では音速線付近に存在していることが確認され、この遷音速領域付近に混合層が形成され、着火燃焼が起きていることがわかる。図 8 では、図 4 の高温領域より推測できる二次燃料噴射で生成された

H_2O 分布は、そのほとんどが燃料分布と同様に壁面寄りの亜音速域内に存在しているのがわかる。



Case C; Rocket operation with 2nd fuel injection

Figure 5. Contours of mass fraction of elemental hydrogen (H_x) on y-z planes.



Case C; Rocket operation with 2nd fuel injection

Figure 6. Contours of mass fraction of H_2 on y-z planes.

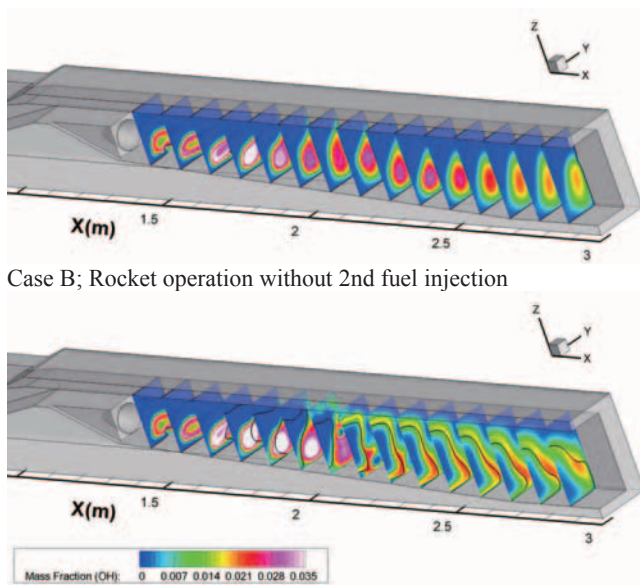
図 9 に主流方向の一次元混合効率 (η_m)、燃焼効率 (η_c) 分布を Case B、C について示す。これら性能値は以下の式で定義される。

$$\eta_m = \frac{\int_A \left(\frac{\rho_{H_x} u}{\max(\phi, 1)} \right) \cdot dA}{\int_A \rho_{H_x} u \cdot dA} \quad (1)$$

$$\eta_c = \frac{\int_A \rho_{H_2O} u \cdot dA}{9 \int_A \rho_{H_x} u \cdot dA} \quad (2)$$

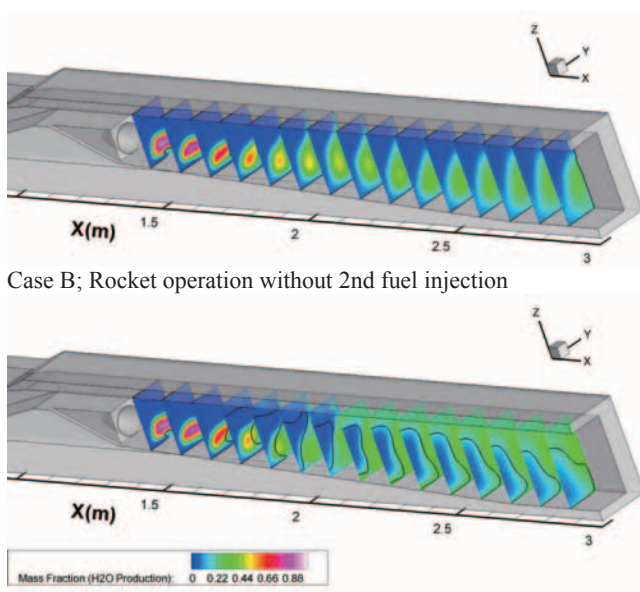
ここで ρ 、 u 、 A はそれぞれ密度、主流方向速度、流路断面積である。また ϕ は局所当量比、添え字 s は各化学種を示

している。Case B の場合、ロケット噴流に含まれる燃料当量比が小さいため、 η_m は MV1 付近で 1 に達している。また η_c は η_m に沿って分布しており、混合律速となっている。ただし両効率の差が若干大きいのはおそらく圧力が低いいためか、あるいは滞留時間が短いと思われる。一方で Case C の場合、Case B と比較して $x=1.7\text{m}$ 付近より形成される衝撃波列により両効率が增加しているのがわかる。これは図 7 の OH 濃度が衝撃波列内で増加していることから明らかである。二次燃料を噴射した場合、当量比は 1 に近いので混合効率は低下するものの、 η_c の曲線の傾向からまだ混合律速であるようである。注目すべきは両効率の差が減少していることであるが、これは先にも述べた通り、燃焼による圧力増加か主流速度の減少による滞留時間の増加によるものであろう。なおこの条件では η_c はエンジン出口で 0.67 となった。



Case C; Rocket operation with 2nd fuel injection

Figure 7. Contours of mass fraction of OH on y-z planes.



Case C; Rocket operation with 2nd fuel injection

Figure 8. Contours of mass fraction of H₂O on y-z planes.

図 10 に Impulse Function (I_f) の主流方向変化を先の 3 ケースについて示す。ここで I_f の定義は以下の通りである。

$$I_f = \int_A (\rho u^2 + p) dA \quad (3)$$

ここで p は圧力である。またエンジン出口 ($x=3\text{m}$) での Case A-B 間、Case B-C 間の I_f の差はロケット及び二次燃料噴射による推力増分を示している。本図より空気吸込み燃焼による推力はロケットと同程度であることがわかる。つまりロケットの推力増分が 589N であるのに対し、二次燃料噴射による推力増分は 523N であった。基本的に I_f は下流に向かって壁面の摩擦効力により減少し、ロケット及び二次燃料噴射により増加する。しかしながら注目すべきは、Case B と比較して Case C の時 I_f は MV1 より上流の $x=1.8\text{m}$ 付近より増加していることである。このことは衝撃波列の形成がロケット噴流内部の残留水素の燃焼を促進させるため推力増強に有効であることを示唆している。なお、Case B の時の I_f の傾向を見ると、ロケットの残留水素の燃焼による推力増加は摩擦効力を上回るほど大きくないことがわかる。

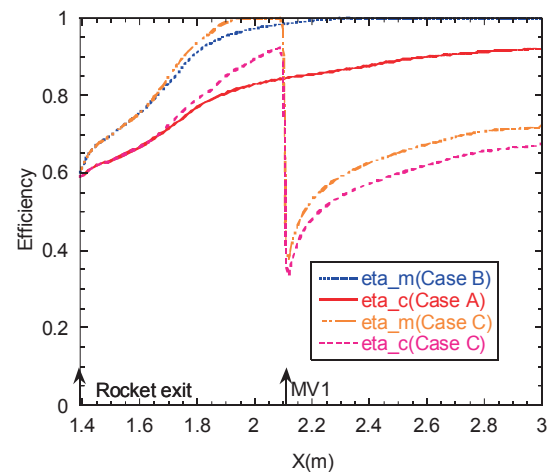


Figure 9. Streamwise distributions of mixing and combustion efficiencies for no 2nd fuel injection and 2nd fuel injection cases.

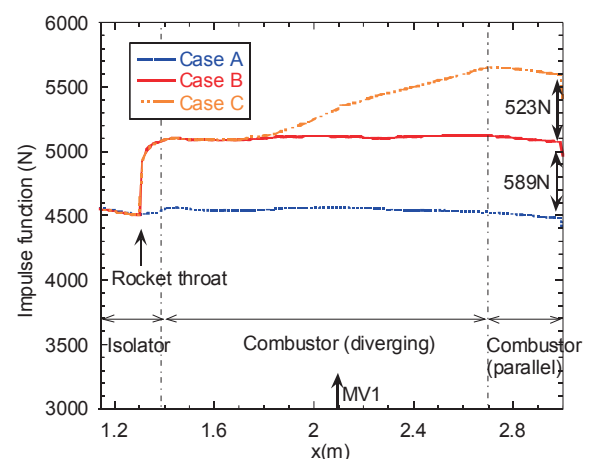


Figure 10. Streamwise distributions of Impulse Function for no rocket operation, no 2nd fuel injection and 2nd fuel injection cases.

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 の内部流れ構造について、CFD による詳細解析を行った。解析条件は実験値と比較するためすでに行われ

ている RJTF 試験のマッハ 6 条件と同じにした。計算結果は残念ながら試験データと定量的に一致しなかったが、流れ場、混合、燃焼、推力性能に関するエンジン特性について有益な知見を得ることができた。今後は試験結果との差異の原因を突き止め信頼性を確保した後、試験データの無い条件及びエンジン形状に対する解析を実施する予定である。

参考文献

- 1) Chinzei, N., "Scramjet Engine Tests at NAL-KPL, Japan," 16th ISABE Paper 2003-1171, 2003.
- 2) 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.
- 3) Kanda, T., Tomioka, S., Ueda, S., Tani, K., "Design of Sub-Scale Rocket-Ramjet Combined Cycle Engine Model," JAXA RR-06-009E, 2006.
- 4) 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.
- 5) 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.
- 6) 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.
- 7) Koder, M., Sunami, T. and Nakahashi, K., "Numerical Analysis of Scramjet Combusting flows by Unstructured Hybrid Grid Method," AIAA Paper 2000-0886, 2000.
- 8) Wada, Y. and Liou, M.-S., "A Flux Splitting Scheme with High-Resolution and Robustness for Discontinuities," AIAA Paper 94-0083, 1994.
- 9) Menter, F. R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," AIAA Journal, Vol. 32, No. 8, 1994.
- 10) Stahl, G. and Warnatz, J., "Numerical Investigation of Time Dependent Properties and Extinction of Structure of Methane and Propane Air Flame-lets," Combustion and Flame, Vol. 85, 1991, pp. 285-299.
- 11) Gordon, S. and McBride, B. J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, I Analysis," NASA RP-1311, 1994.