

CFD による複合サイクルエンジンのエジェクタ・モード流れの空力解析

長谷川進、谷香一郎
宇宙航空研究開発機構 複合推進研究グループ

Aerodynamic Analysis of the Ejector-Mode RBCC Engine by CFD

By
Susumu Hasegawa, Kouichiro Tani

ABSTRACT

Rocket Based Combined-Cycle (RBCC) engines are currently being explored as advanced propulsion for space transportation. JAXA has been conducting RBCC engine research by using various experimental facilities. In order to clarify the experimental results and contribute to the improvement of designing, the analysis of the RBCC engine in an ejector-jet mode was carried out using the CFD code developed in-house for unstructured grids. CFD replicated the basic flow structures in regard with barrel shocks and pseudo-shock waves. Two cases of Mach numbers (i.e. $M=1, 1.1$) entering to the combustor were simulated and remarkable differences were found on the subsonic areas in the flowfields. The effect of Mach number was found to be one of the important parameters for better match to the experimental data. Vorticities and mixing were investigated. In addition to the transverse vorticities, the streamwise vorticities were generated in the air flow, and they stirred and affected the nitrogen/air mixing. Furthermore, the effects of the total pressure of the rocket gas were examined.

1. 緒言

極超音速飛行システムの推進システムとして複合サイクルエンジンが有望視されており、近年、その研究が世界各国で盛んに行われている。宇宙航空研究開発機構の角田宇宙センターにおいても、スクラムジェットエンジンとロケットエンジンの技術を組み合わせた複合サイクルエンジンの研究を進めている^{1,4}。複合サイクルエンジンは、一つのエンジンでエジェクタ・モード、ラムジェット・モード、スクラムジェット・モード、ロケット・モードと作動モードを変えることによって、離陸から宇宙空間到達までの広い作動領域をカバーするものである(図1参照)。

複合サイクルエンジンにはロケットが組み込まれており、作動モードによって燃焼させる場所が変わり、低速では、ロケット排気によるエジェクタ効果で空気吸い込みを促進するエジェクタジェットエンジンとして動作する。

本研究では、角田宇宙センターで行われたエジェクタ・モード空力実験を再現するために、数値シミュレーションを行い燃焼器内の流れについて調べる。

2. 数値計算法と計算条件

当研究においては、複雑形状に対してより効率的で柔軟に対応できる非構造格子を用いた数値流体力学の技術を適用する。ここでは、ハイブリット非構造格子法を複合サイクルエンジンの燃焼器内の化学反応を伴わない流れに適用して流れ場の解析を行う。以下に、用いた数値解法を述べる⁵⁻¹⁰。

支配方程式：

レイノルズ平均三次元 Navier-Stokes 方程式
各化学種保存式

計算法：

Cell Vertex 有限体積法
非構造格子 LU-SGS
AUSM-DV スキーム
Venkatakrishnan の制限関数
MPI 並列

乱流モデル：Spalart-Allmaras (SA) の乱流モデル

また、今回計算に用いたエンジン形状を図2に示す。図2(a)は、JAXA で実験に用いられた RBCC エンジン・モデルである。ここで、XYZ 座標系を図2(a)のように設定する。図2(b)は、RBCC エンジン・モデルにおける計算領域である(表示は、図2(a)と上下が反対になっている)。計算する領域は、燃焼器、分離部、およびロケットノズルであり、ハイブリット格子を作成した。その三つの要素数は、それぞれ、テトラ：約113万セル、プリズム：約104万セル、ピラミッド：約9400セルである。

ロケットの燃焼ガスの代わりに窒素ガスを用い、エンジン下流での二次燃焼を、出口に絞りを設けて模擬した実験³を数値的に再現するために次のような条件でシミュレーションを行った。ロケット模擬に用いる窒素の総圧は 2.5MPa、総温は 300K であり、ロケットノズル出口でのマッハ数は約 2.33 で噴射されるものとして計算をした。

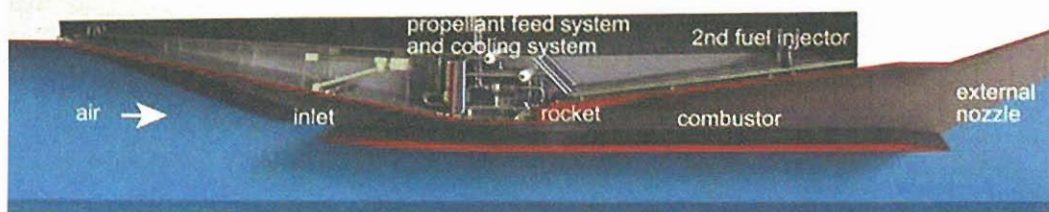


図1 RBCC エンジン・モデル

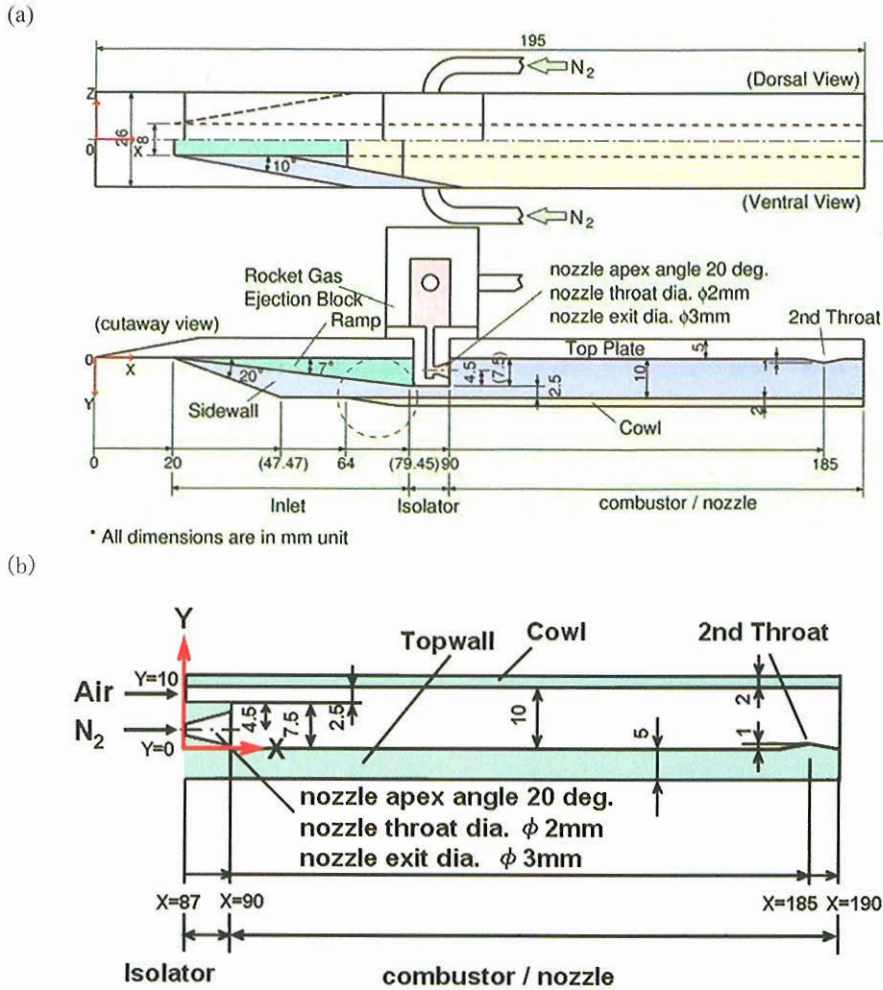


図2 (a) JAXAで実験に用いられたRBCC エンジン・モデル,
(b) RBCC エンジン・モデルにおける計算領域 (表示は、図2(a)と上下が反対になっている)

インレットから流入する空気の条件は実験と同等に設定され、その総圧は 150kPa、総温は 300K である。実験結果より、燃焼器に流入してくる気流のマッハ数は、約 1、あるいは 1 より少し大きいと判断される。よって、マッハ数の効果を評価し、実験データと比較するために、2つのマッハ数のケースを数値的な境界条件として与える。マッハ数 $M=1.0$ をケース 1、マッハ数 $M=1.1$ をケース 2 として引用する。壁面条件としては、断熱条件を与える。次のセクションでは、2つのケースについて計算をして、マッハ数の効果を調べた。

3. 数値計算結果

上記した 2つの条件のもとに計算を行い、数値計算した結果は以下で示した。ケース 1 の条件で計算したマッハ数分布と密度分布を、それぞれ図 3 (a), (b) に示す。両方の図とも、対称面から 2.5mm だけ側壁よりの面 ($Z=2.5\text{mm}$) を表しており、ロケットノズルの断面が見られる。図において、左側が上流、右側が下流である。また、下流出口の近くに 2次スロートがある。ケース 2 の条件で計算したマッハ数分布と密度分布を、それぞれ図 4 (a), (b) に示す。断面は、図 3 と同じである。

2つのケースで最も顕著な違いは、カウル側の亜音速領域の開始場所である。ケース 1 では、燃焼器入り口近くから、カウル側の亜音速領域が始まる。しかしながら、ケ

ース 2 では $X=117\text{mm}$ 付近から、カウル側の亜音速領域が始まる。

流れの構造が本質的に同等な実験のロケット下流の様子を写したシュリーレン写真を図 5 に示す。エンジンモデルの幾何学的条件、および実験条件は数値シミュレーション条件と異なるが、流れの基本的な構造は同等である。CFD は流れの基本的な構造をよく再現している。空気と窒素の 2つの流れの合流部では、両者の圧力平衡の条件を満たすように衝撃波や膨張波が生じている。さらに、多数の衝撃波で構成される擬似衝撃波が、生じていることが観察される。ロケット側の流れを比較すると、ロケット噴射口近くのパレール衝撃波の構造、および擬似衝撃波のパターンの構造が似ている。一方、気流側では、特に、衝撃波などの構造が見られない。

図 6 に、エンジン対称面の天板上の圧力分布を計算と実験で比較したグラフを示す。エンジン試験の気流条件のマッハ数 M_0 を 0.8 から 1.3 まで変化させることによって、実験結果は取得された。ケース 1 の数値計算は、 $X=93$ あたりの最初の圧力上昇を予言するが、 $X=115$ あたりの圧力下落を予言していない。ケース 2 の数値計算は、 $X=93$ あたりの最初の圧力上昇、および、 $X=115$ あたりの圧力下落を予言する。両方とも、 $X=130$ 付近以降の圧力レベルは、実験と良く一致する。流入マッハ数を増加させることにより、数値計算結果は実験により良く一致することになる。

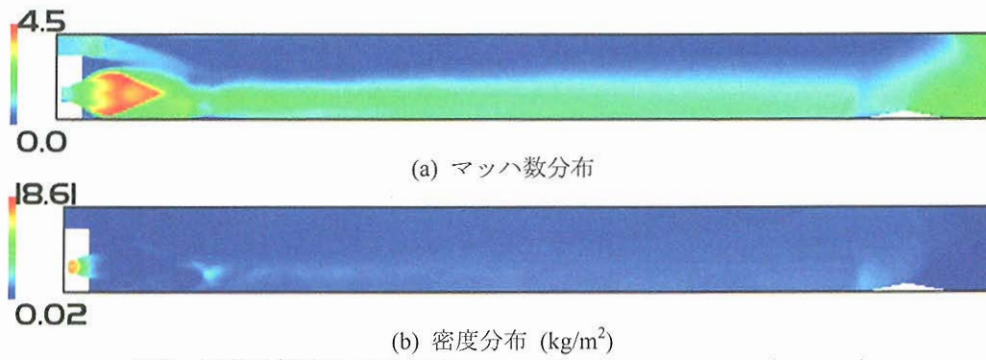


図3 数値計算結果 流入気流のマッハ数が $M=1.0$ Case 1 ($Z=2.5\text{mm}$)

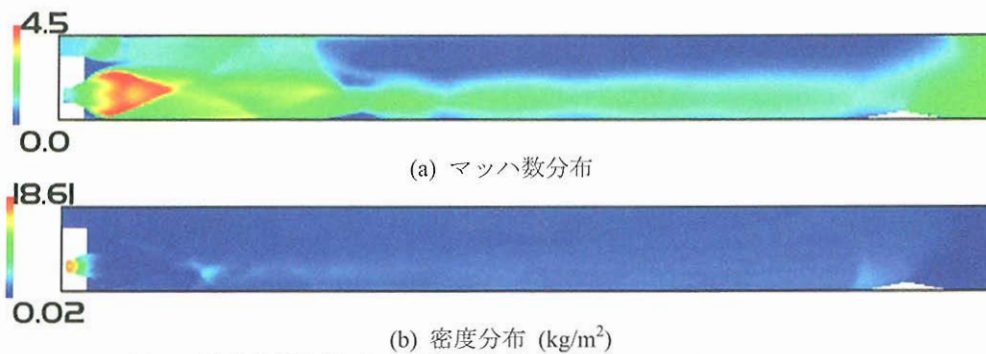


図4 数値計算結果 流入気流のマッハ数が $M=1.1$ Case 2 ($Z=2.5\text{mm}$)

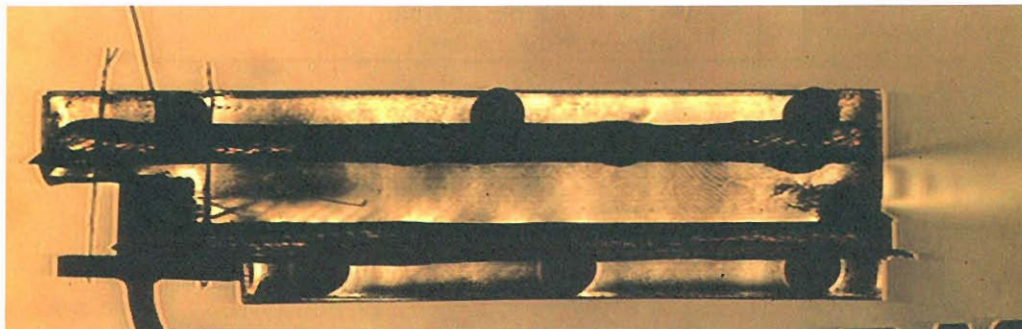


図5 シュリーレン写真 (ロケット下流の様子)

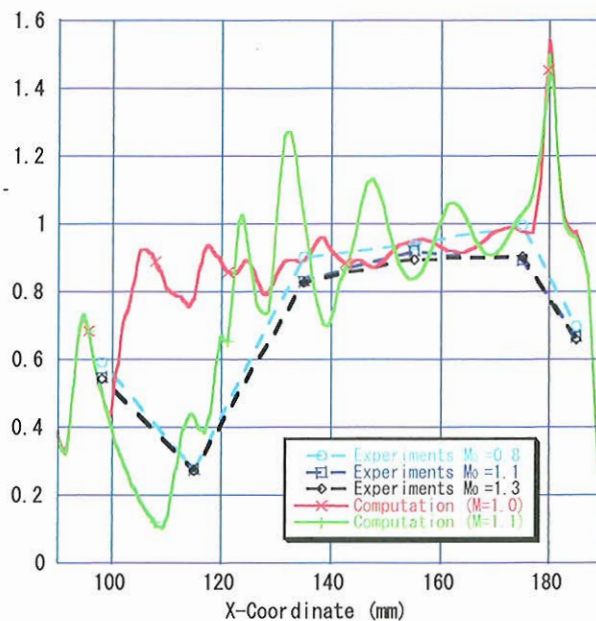


図6 天板対称面上での圧力の計算結果と実験結果の比較
実験結果は、試験マッハ数 $M_0=0.8-1.3$ まで表示されている。

4. ロケット総圧を変化させた場合の効果

燃焼器に流入する気流の総圧 150kPa、総温 300K、マッハ数を 1.1 であるとする。ロケット総圧を変えた場合に、燃焼器内の流れがどのように変化するかを調べた。ロケット噴射の総温は 300K とし、総圧を 1.5MPa から 3.5MPa まで変化させて数値計算を行った。ロケット総圧が 1.5MPa で計算したマッハ数分布と密度分布を、それぞれ図 7(a), (b)に

示す。また、ロケット総圧が 3.5MPa で計算したマッハ数分布と密度分布を、それぞれ図 8(a), (b)に示す。ロケット総圧を変化させるとカウル側に生じる亜音速領域の開始する場所が変化している。いずれの場合でも、カウル側には亜音速領域が、天板側には擬似衝撃波が生じている。次に、空気と窒素の混合を理解するために、酸素のモル分率と速度ベクトルを図 9-10 に示す。それぞれは、ロケット総圧が、1.5Ma, 3.5MPa に対応している。

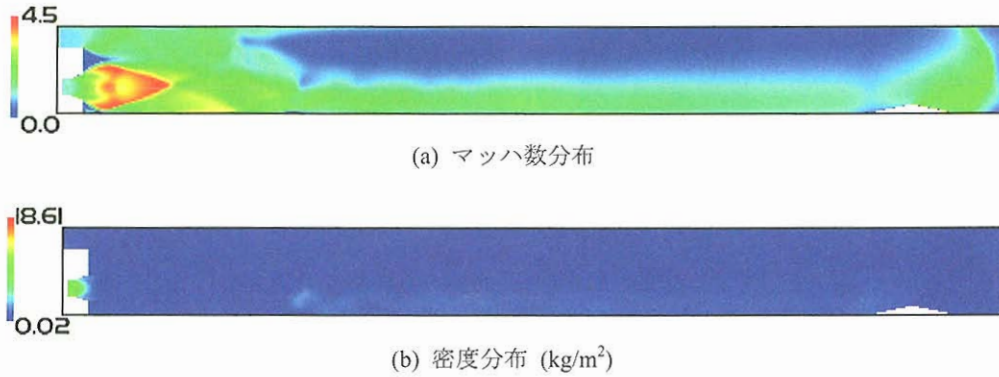


図7 数値計算結果 ロケット総圧が 1.5MPa (Z=2.5mm)

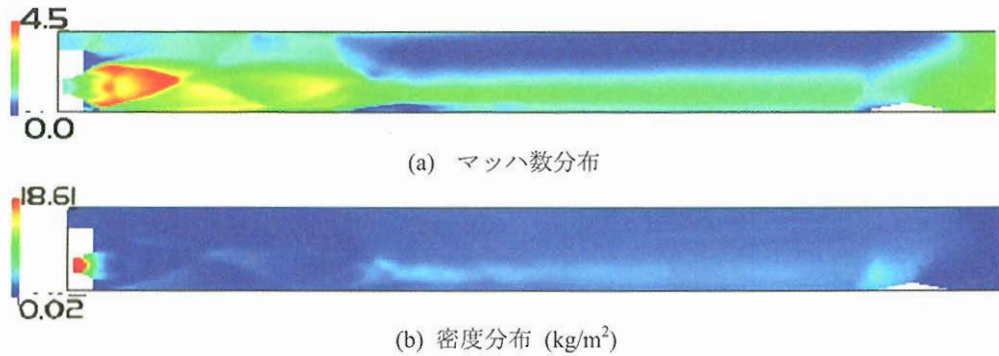


図8 数値計算結果 ロケット総圧が 3.5MPa (Z=2.5mm)

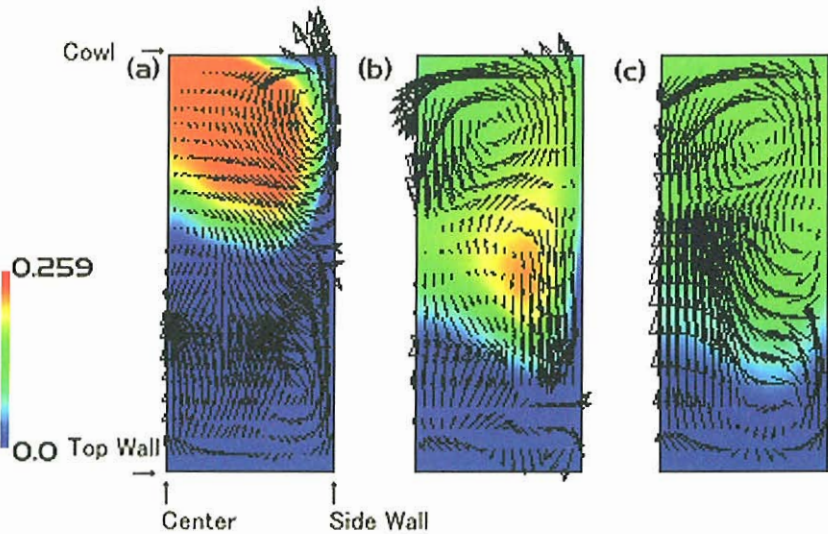


図9 酸素のモル分率 ロケット総圧が 1.5MPa
(a) X=100, (b) X=120, (c) X=140 (mm)

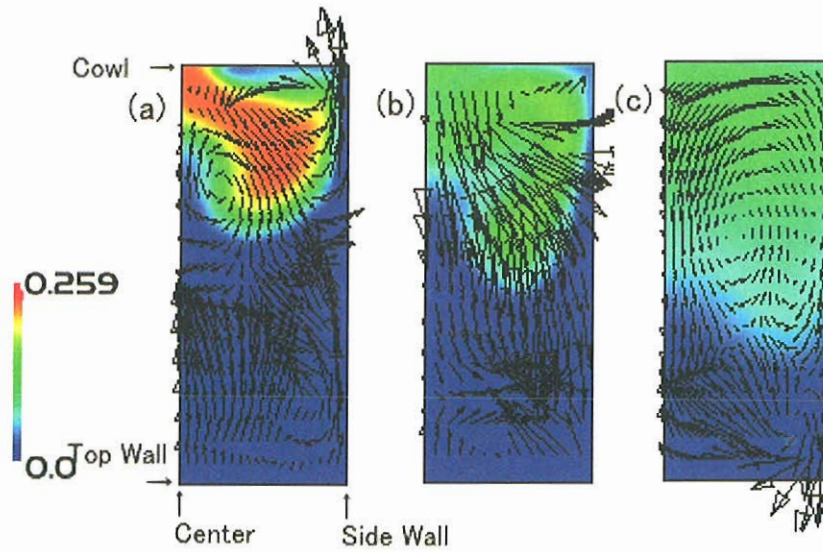


図 10 酸素のモル分率 ロケット総圧が 3.5MPa
(a) X =100, (b) X =120, (c) X =140 (mm)

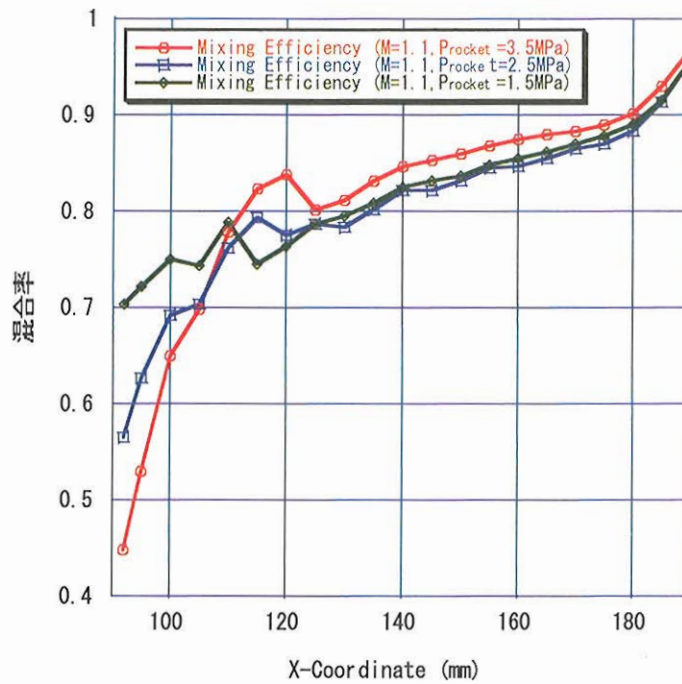


図 11 混合率の評価

図 9(a), 図 10(a)では、酸素の濃いコア領域が、空気の流れの中に見られる。しかしながら、上半面のカウル側近傍に酸素の薄い領域が現れる。なぜなら、ロケット・ノズルから噴出される窒素が、上半面の側壁に沿って運ばれカウル側に移動し、側壁側から対称面側へ移動するからである。さらに、カウル側壁近くの窒素流れにより、縦渦が生じていることがわかる。すなわち、流れ方向の剪断応力から生じる渦に加えて、縦渦が生じており、それらが攪拌し混合を起こしていることがわかる。図 10(b)では酸素濃度が濃い

領域は散逸しているが、図 9(b)では酸素濃度が濃い領域は残っている。

次に、空気と窒素の混合を調べるために、D.S. Liscinsky の論文¹¹に基づき混合率 η を定義する。 η は、酸素濃度分布の空間分散から求める量であり、必ずしも単調増加する必要はない。

$$\eta = 1 - \frac{C_{var}}{C_{avg}(1 - C_{avg})}$$

ここで、 $C_{\text{var}} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (\bar{C}_i - C_{\text{avg}})^2$ = 空間濃度分散、 n =断面

面における格子数、 \bar{C}_i = 局所的な濃度、 C_{avg} = 完全混合した濃度である。

図 11 にロケットガスの総圧を変えたときの混合率を求めた。下流に行くにつれて、混合率は、上昇した後、一度下がり、その後上昇をして 0.96 に近づいている。座標 $X=130\text{mm}$ 以降の混合率はほぼ似たようなプロファイルで上昇しており、出口での混合率はほぼ一定である。

5. 結論と課題

本研究では、ハイブリット非構造格子法を用いた CFD コードを複合サイクルエンジンの燃焼器内の化学反応を伴わない流れに適用して流れ場の解析を行った。窒素の噴射により生じる、パレル衝撃波と擬似衝撃波の構造を CFD で捕らえた。流入した空気が天板側にまがり、カウル側におおきな亜音速領域が生じることがわかった。燃焼器に流入するマッハ数が 1.1 の時に、より実験値を再現することがわかった。ロケット総圧を変化させると、カウル側に生じる亜音速領域の開始する位置が変化する。上半面の側壁側に、カウル方向へ窒素のジェットが生じており、酸素濃度が小さくなっている。剪断応力による流れ方向の渦に加えて、上半面に縦渦が生じており混合に影響を与えている。ロケット総圧が異なる場合、燃焼器の入り口付近では混合率は異なるが、下流にいくにしたがってほぼ一致し、出口での混合率は約 0.96 となる。

今後の課題としては、インレット部分を含めてエンジン全体の計算をして、エジェクタ・ジェットの吸込み性能等を調べることである。

参考文献

- 1) Kanda, T., "Conceptual Studies of Combined Cycle Engine," Proc. of Asian Joint Conference on Propulsion and Power, 2004, pp. 753-762
- 2) Kubota, S., Tani, K., and Masuya, G., "Aerodynamic Performance of Combined- Cycle Inlet," 24th International Congress of the Aeronautical Sciences Paper, ICAS 2004-6.1., Yokohama, Japan, Aug.2004.
- 3) Tani, K., Kanda, T. and Tokutome, S., "Aerodynamic Characteristics of the Combined Cycle Engine in an Ejector Jet Mode," AIAA Paper 2005-1210, Jan. 2005.
- 4) Aoki, S., Lee, J., Masuya, G., Kanda, T., and Kudo, K., "Aerodynamic Experiment on an Ejector-Jet", Journal of Propulsion and Power, Vol.21, No.3, May-June 2005, pp. 496-503.
- 5) Kodera, M., Sunami, T. and Nakahashi, K., "Numerical Analysis of Scramjet Combusting Flows by Unstructured Hybrid Grid Model," AIAA Paper 2000-0886.
- 6) Yoon, S. and Jameson, A., "Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel Method for the Euler and Navier-Stokes Equations," AIAA Journal, Vol. 26, Sept. 1988, pp. 1025-1026.
- 7) Sharov, D. and Nakahashi, K., "Reordering of 3D hybrid unstructured grids for vectorized LU-SGS Navier-Stokes computations," in Proceedings of the 13th AIAA CFD Conference, Snowmass, CO, June 1997, pp. 131--138. AIAA Paper 97-2102-CP.
- 8) Wada, Y., and Liou, M.S., "A Flux Splitting Scheme with High-Resolution and Robustness for Discontinuities," AIAA Paper, 94-0083, 1994.
- 9) Spalart, P.R., and Allmaras, S.R., "A one-equation turbulence model for aerodynamic flow," AIAA Paper 92-0439.
- 10) Spalart, P.R., and Allmaras, S.R., "A one-equation turbulence model for aerodynamic flow," La Recherche
- 11) Liscinsky, D.S., True, B., and Holdeman, J.D., "Effects of Initial Conditions on a Single Jet in Crossflow", AIAA Paper 95-2998