

# 複合サイクルエンジンのエジェクタ・モード実験のシミュレーション Numerical Simulation of the Ejector-jet-Mode Experiment of RBCC Engine

宇宙航空研究開発機構 複合推進研究グループ  
長谷川進、谷香一郎  
Combined Propulsion Research Group, JAXA  
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 also 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.

## 1. はじめに:

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<sup>1-4</sup>。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 (Fig.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。

本研究は平成17年度より実施しており、複合エンジン内の流れの数値シミュレーションを行い、燃焼器内の流れを解明することを目的としている。本発表では、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た。

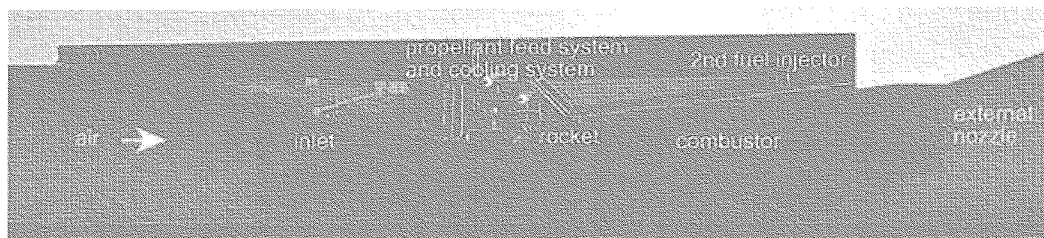


Fig.1 Schematic of the RBCC engine

## 2. 研究の概要:

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、ハイブリッド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<sup>5-9</sup>。

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 Fig.2 に示す。Fig.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 Fig.2 (a) のように設定する。Fig.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、Fig.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<sup>3</sup>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。

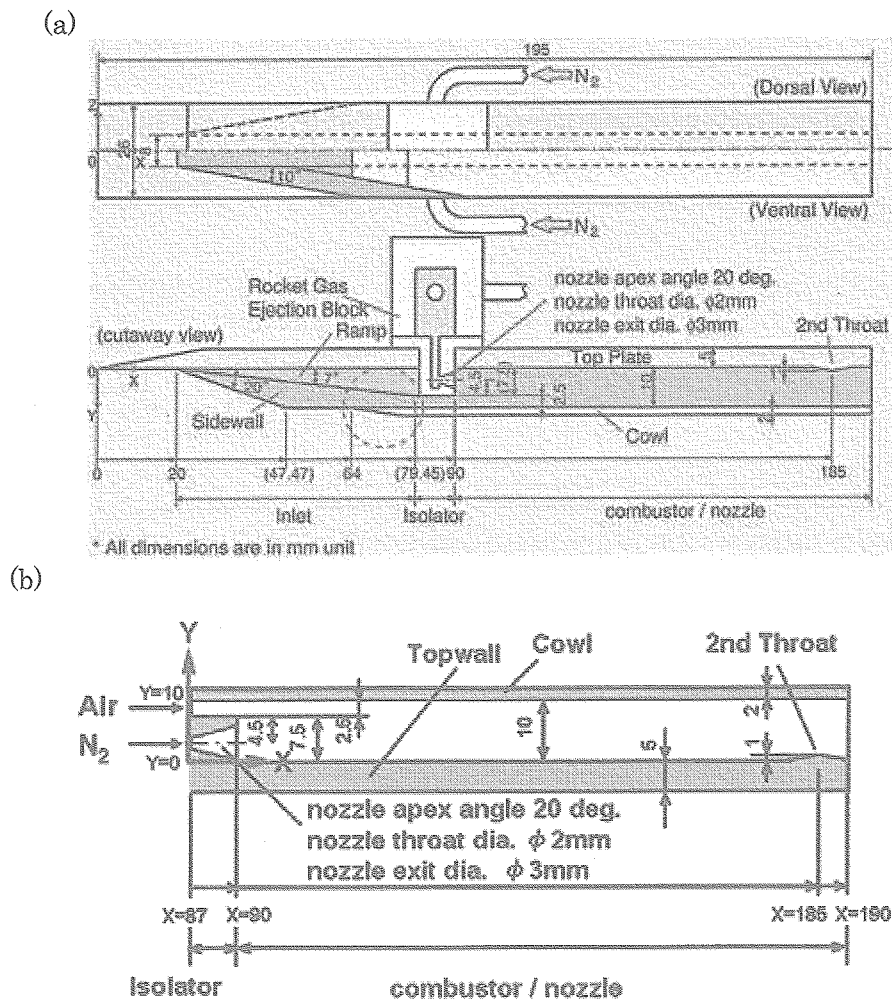


Fig. 2 (a) Components and dimensions of the RBCC engine model tested experimentally in JAXA, (b) Schematic of the computational domain note that (b) is shown in up-side-down direction of (a)

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。

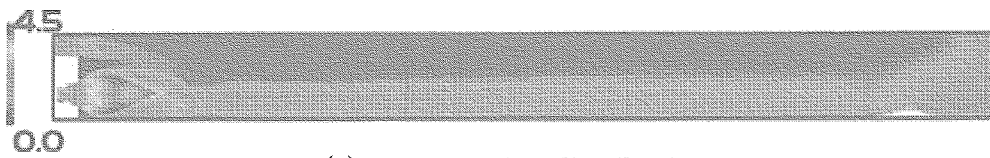
### 3. 成果概要:

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 Fig.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 Fig.4 (a), (b)に示す。断面は、Fig.3 と同じである。

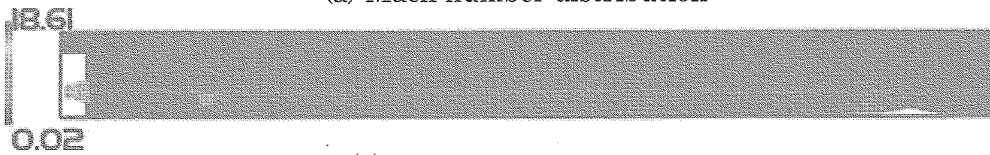
2つのケースで最も顕著な違いは、カウル側の亜音速領域の開始場所である。ケース 1 では、燃焼器入り口近くから、カウル側の亜音速領域が始まる。しかしながら、ケース 2 では  $X=117\text{mm}$  付近から、カウル側の亜音速領域が始まる。

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 Fig.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バレル衝撃波の構造、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。

Fig.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。

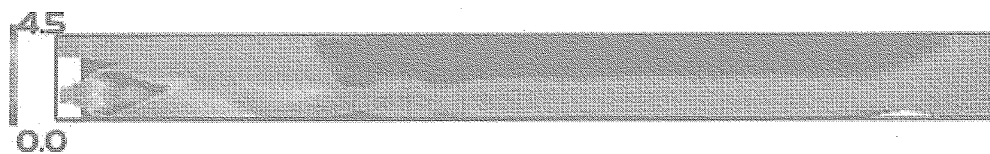


(a) Mach number distribution

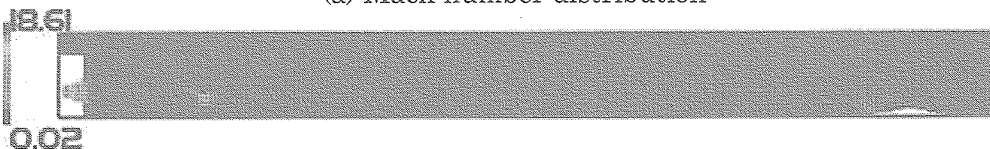


(b) Density distribution

Fig. 3 Numerical results for case 1 ( $Z=2.5\text{mm}$ )



(a) Mach number distribution



(b) Density distribution

Fig. 4 Numerical results for case 2 ( $Z=2.5\text{mm}$ )

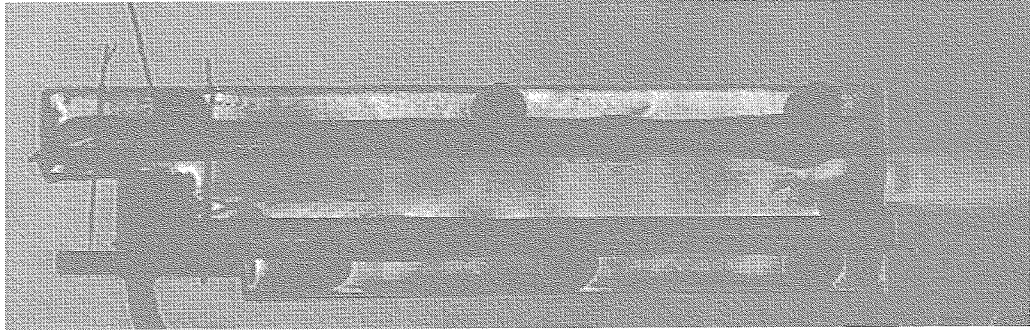


Fig. 5 Schlieren Photograph by courtesy of N. Wohrle<sup>10</sup>

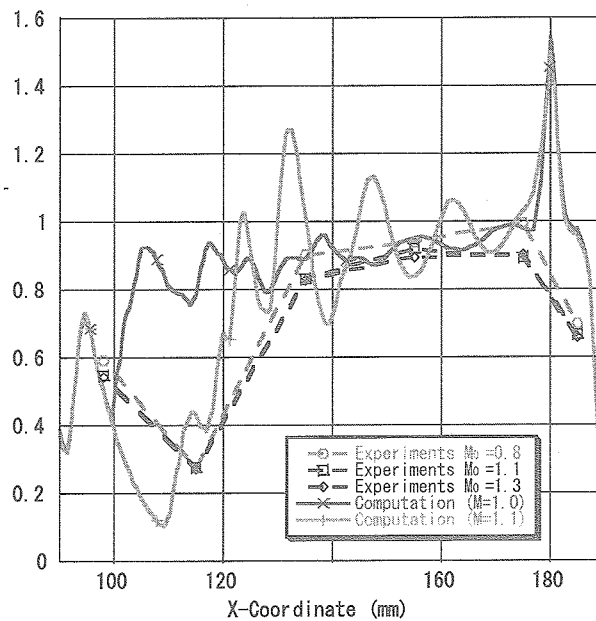


Fig. 6 Comparison of the numerical and experimental pressure distribution on the top wall on the symmetrical plane. Experimental results are given for testing in Mach numbers  $M_0=0.8-1.3$ .

以下では、圧力分布が実験結果とほぼ一致するケース2について調べたことを記述する。燃料と空気の混合を理解するために、横方向の渦度（渦度 $\omega$ のZ成分）をFig.7に、酸素のモル分率をFig.8に示した。断面は、Fig.3と同じである。Fig.7から観察されるように、超音速流れと亜音速流れの混合領域では速度差が大きいため、横方向の渦度が大きくなっている。Fig.8では、酸素のモル分率が高い領域は、天板方向に曲げられ2つに分岐し、 $X=123$  mm 周辺で消散している。ケース2ではカウル側の流れが、 $X=90$  mm から  $117$  mm 周辺まで超音速である。よって、窒素噴射により生じる衝撃波によって、酸素の一部はカウル側に曲げられる。また、1次スロートから生じる膨張波によって、酸素の一部は天板方向に曲げられる。Fig.7, および8から観察されるように、酸素濃度の高い領域が消散する接触面は、横方向の渦度が高い領域とほぼ一致する。

次に、混合を評価するために、対象面での酸素のモル分率をFig.9に示した。垂直軸は酸素モル分率（ $X=100, 120, 140, 160, 180$  mm）であり、横軸はY座標である。 $X=100$  mmでは、カウル近くの酸素モル分率は、非常に低くなっている。 $X=120$  mmでは、酸素モル分率は2つのピークを持つ。この2つのピークは、Fig.8における酸素濃度の高い2つの分岐に対応している。 $X=180$  mmでは、酸素モル分率は天板側からカウル側への単調増加になっている。下流に行くにつれて、酸素は天板方向へ広がり、混合層は広がっていく。

さらに、流れの構造と混合過程を理解するために、酸素のモル分率と速度ベクトルを Fig.10 に示す。断面のX座標は、(a) $X=100$  mm, (b) $X=120$  mm, (c) $X=140$  mm である。

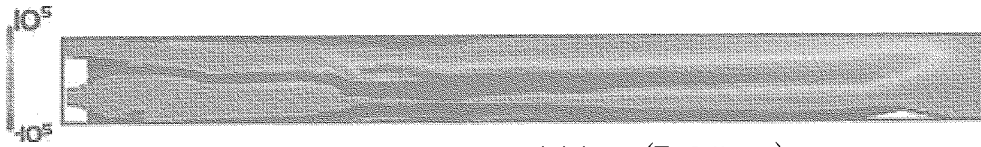


Fig.7 The transverse vorticities (Z=2.5mm)

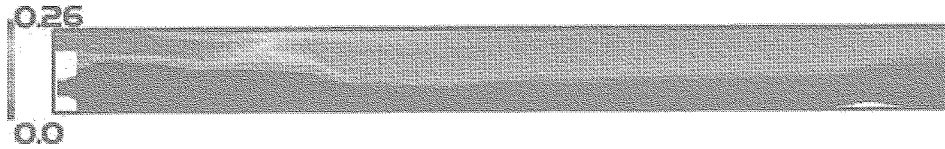


Fig.8 The distributions of the mole fraction of oxygen (Z=2.5mm)

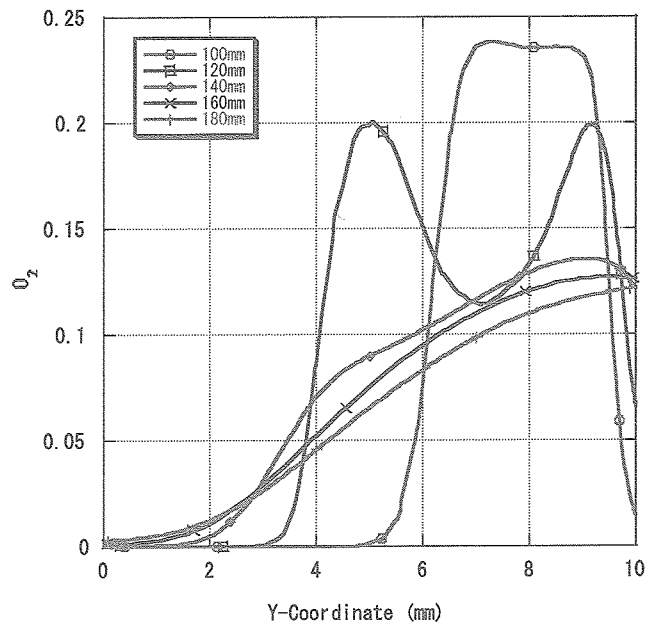


Fig.9 The mole fraction of oxygen with Y-Coordinate as a Function of X-Coordinate

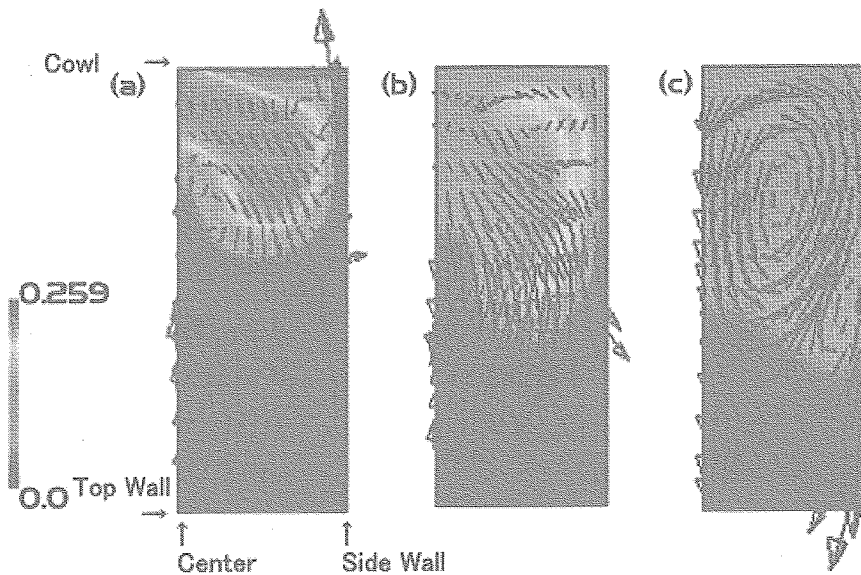


Fig.10 The mole fraction of  $O_2$  with velocity vector lines for case 2  
(a) X=100, (b) X=120, (c) X=140 (mm)

Fig.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。

#### 4. まとめ:

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、バ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ていることがわかった。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。

超音速流れと亜音速流れの混合領域では速度差が大きいため、横方向の渦度が大きくなっている。酸素濃度の高い領域が消散する接触面は、横方向の渦度が高い領域とほぼ一致する。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。

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) Wohrle, N.Y., Internal Report of JAXA.