

## 2A01 ロケットノズルの膨張部における表面粗さが内部流れ場に与える影響の数値解析

○小川 泰一郎, 佐々木 大輔 (大阪公立大学)

Numerical Analysis of the Influence of Surface Roughness on the Internal Flow Field in the Expansion Section of a Rocket Nozzle

Shinichiro Ogawa and Daisuke Sasaki (Osaka Metropolitan University)

Key Words : Rocket Nozzle, Surface Roughness, Internal Flow Field, Building-Cube Method (BCM)

### Abstract

This study investigates the effect of surface roughness in the nozzle expansion section of a solid rocket motor using the Building-Cube Method (BCM). Numerical simulations were conducted on a simplified CDV (Converging-Diverging) nozzle under two operating conditions: subsonic and shock-in-diffuser. The results showed that geometric deformation had negligible impact on the flow field in the subsonic case, whereas in the shock in diffuser case, the deformation caused a significant upstream shift (approximately 40 mm) in the shock wave position. These findings highlight the importance of surface roughness and shape deformation on internal flow structures, particularly under near-supersonic conditions.

### 1. はじめに

固体燃料ロケットエンジンのノズルには、多様な新素材が採用されるようになり、ノズル拡張部の内部流れ場の構造と内壁のアブレーション (ablation) が注目されている。また、固体燃料ロケットノズル内の流れ場の化学的非平衡流れ特性は、拡張部の壁のアブレーションに影響を与える要因の一つである[1]。アブレーションによって粗くなった壁面は、衝撃波や渦を発生させ、流れ場構造に影響を及ぼす可能性がある。これまで多くの研究者によって研究されてきているが、複雑な作動条件下における乱流構造の予測・解析には、高精度数値シミュレーション手法の活用が極めて重要である。

ノズル壁面の表面粗さが流れ場に及ぼす影響については、実験や数値解析を用いて検討されている[1, 2]ものの、その詳細なメカニズムにはいまだ不明な点が多く、さらなる検証が求められている。そこで本研究では、ノズル壁面の表面粗さによる影響について、数値解析により明らかにすることを目的とする。使用する数値手法には、我々がこれまでに開発してきた、計算負荷を抑えつつ高精度な解析が可能な直交格子積み上げ法 (Building-Cube Method, BCM) を採用した。解析対象としては、簡素化されたノズル形状を用い、作動条件の異なる複数のケースにおいて、ノズル膨張部の表面に変形がある場合とない場合とで、内部流れ場にどのような影響が生じるかを比較・検討した。

### 2. 数値解析手法

数値流体解析には、3次元の直交格子積み上げ法 (Building-Cube Method, BCM) を用いて行った。支配方程式は、3次元圧縮性のReynolds-Averaged Navier-Stokes方程式を用いた。離散化手法は、セル中心有限体積法、時間積分法はLU-SGS陰解法、非粘性流束は3次精度MUSCL法、乱流モデルはSpalart-Allmaras (SA) を用いた。また、本解析では計算コスト削減のために、軸対称モデルに周期境界条件を導入し、4分の1形状のモデルを用いて解析を行った。

直交格子法を用いる場合には、ノズルの壁面のように曲面形状の壁面は階段状に表現されてしまうため、適切な壁面境界条件の設定が必要である。本研究では、Mittalら[3]が提案しているGhost Cell (GC) と Image Point (IP) を使用した埋め込み境界法 (Immersed Boundary Method, IBM) を用いた。

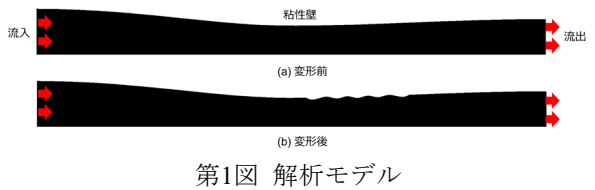
### 3. 結果と考察

#### 3.1 解析モデルと解析条件

第1図に示すCDV (Converging-Diverging Verification) ノズルを対象に数値解析を行った。CDVノズルは、先細り管と末広がり管をつないだ形状のノズルである。モデル形状と計算条件は、NASAのCDVノズルの検証モデルおよび条件[4]を参考にしている。第1図(b)に示す変形後のモデルの壁面の凹凸は、先行研究の測定データ[1]を参考にモデル形状を作成した。このノズルの全長は0.254 m (10 inch) であり、ノズルの曲線部は下記の式で与えられる。

$$x \leq 5 \text{ inch (0.127 m) の場合}$$
$$A = 1.75 - 0.75 \cos((0.2x - 1.0)\pi) \tag{1}$$
$$x > 5 \text{ inch (0.127 m) の場合}$$
$$A = 1.25 - 0.25 \cos((0.2x - 1.0)\pi) \tag{2}$$

本解析では、計算コスト削減のために、4分の1のモデルを用いて周期境界条件を用いて解析を行った。境界条件は第1図に示すとおりである。



第1表に解析条件を示す。本解析では、流入全圧を固定し、流出静圧を変化させて流入と流出の圧力差を与えることで、subsonicとshock in diffuserの2条件で数値解析を実施した。流出静圧を6.136 kPaとし圧力差を0.89にした条件では亜音速流れ（subsonic）となり、流出静圧を5.171 kPaとし圧力差を0.75にした条件では衝撃波を伴う流れ（shock in diffuser）となる。

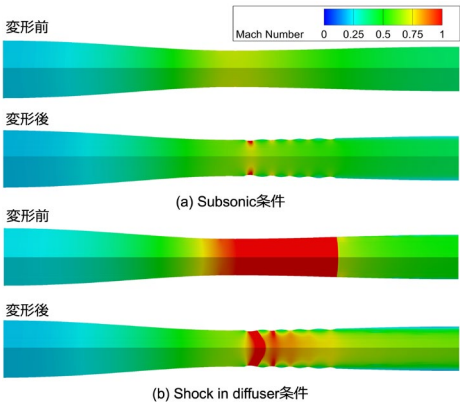
解析格子のサイズは、第1図(a)に示す変形前モデルの総cell数が約2,535万セルで最小cellサイズが約0.078 mmである。第1図(b)に示す変形後モデルの総cell数は約2,477万セルで、最小cellサイズは約0.078 mmである。

第1表 CDVノズルの解析条件		
	Subsonic	Shock in diffuser
Gas	Air	
Inflow condition		
Mach number	0.2	
Total temperature, K	55.56	
Total pressure, Pa	6.895×10 <sup>3</sup>	
Outflow condition		
Static pressure, Pa	6.136×10 <sup>3</sup>	5.171×10 <sup>3</sup>
(Pressure ratio)	(0.89)	(0.75)
Reynolds number	8.96×10 <sup>5</sup>	

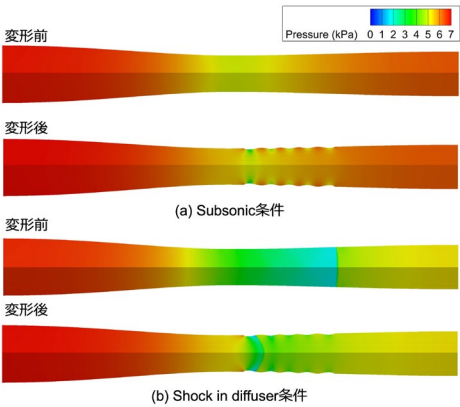
3.2 解析結果

Subsonic条件とshock in diffuser条件のマッハ数の可視化図を第2図に示し、静圧の可視化図を第3図に示す。はじめに、変形前のモデルの解析結果を見てみると、subsonic条件の場合には、流入したガスは、断面積の減少によって加速し圧力は減少するが、流出部の圧力が高いため、スロート部で超音速まで加速していない。そのため、流出部では減速しており、圧力は増加している。Shock in diffuser条件の場合に

は、スロート部で臨界状態になるが流出部の圧力が依然として高いため、diffuser部で衝撃波が発生し圧力が上昇し、流出部では亜音速流れとなっている。変形後のモデルでは、subsonic条件では、変形箇所でもマッハ数が高く圧力が低下している箇所があるが、中心軸上の流れ場には変形による影響はほとんど見られない。一方、shock in diffuser条件の場合には、変形箇所でもマッハ数が高い箇所が見られ、変形開始位置で衝撃波が形成されていることが確認できる。そのため、変形前の衝撃波発生位置とは異なる場所で衝撃波が発生している。



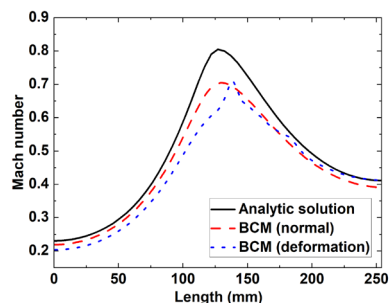
第2図 マッハ数の可視化図



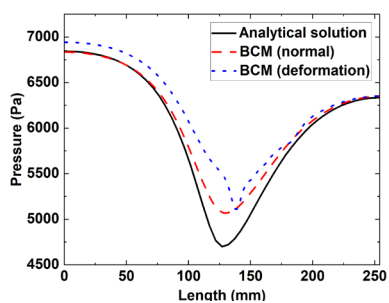
第3図 静圧の可視化図

中心軸上のマッハ数と静圧をプロットしたグラフを第4図（subsonic条件）と第5図（shock in diffuser条件）に示す。Subsonic条件では、中心軸上の流れ場は、変形前と変形後でほとんど変化は見られず、スロート部から下流部にかけてわずかにマッハ数と静圧のピーク位置が移動しているのみである。これは、可視化図の説明でも記述した通り、subsonic条件では、変形後のモデルでは変形箇所のみ流れ場の変化が見られ、流れ場全体には影響を及ぼしていないため、中心軸上のマッハ数と静圧分布の変化は小さい。一方、shock in diffuser条件では、変形前は約185 mmの位置に衝撃波が発生しているが、変形後は

約145 mmの位置に衝撃波が発生しており、衝撃波の位置が上流側に移動している。従って、ノズル内の流速が高くなる条件下では、ノズル膨張部の形状変形が内部流れ場に大きな影響を及ぼすことが示唆される。

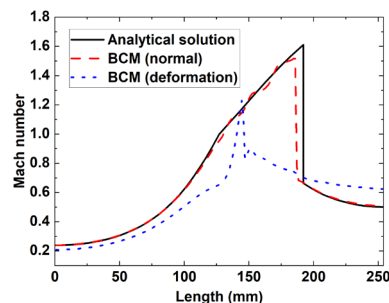


(a) マッハ数

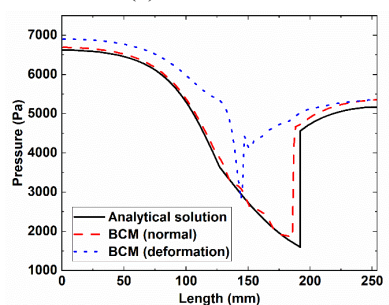


(b) 静圧

第4図 Subsonic条件の中心軸上のマッハ数と静圧



(a) マッハ数



(b) 静圧

第5図 Shock in diffuser条件の中心軸上のマッハ数と静圧

#### 4. おわりに

本研究では、固体燃料ロケットエンジンのノズル膨張部における表面粗さの流れ場への影響を明ら

かにすることを目的として、直交格子積み上げ法を用いた数値解析を実施した。簡素化したCDVノズル形状を対象に、subsonic条件およびshock in diffuser条件の2種類の作動条件下で、ノズル膨張部の表面に変形がある場合とない場合とで流れ場の違いを比較検討した。

その結果、subsonic条件ではノズル形状の変形が中心軸上の流れ場に及ぼす影響は極めて限定的であり、マッハ数や静圧の分布に大きな変化は見られなかった。一方で、shock in diffuser条件では、ノズル形状の変形により衝撃波の発生位置が約40 mm上流側に移動するなど、流れ場に顕著な影響が確認された。これは、超音速域に近い条件下では、ノズル内部の形状変化が衝撃波構造や圧力分布に直接的な影響を与えることを示している。

以上の結果から、ノズル膨張部の形状変化や表面粗さが、特に高マッハ数条件下において内部流れ場構造や衝撃波特性に大きな影響を与えることが明らかとなった。今後は、より実機に近い複雑な粗さ形状やアブレーション進行モデルを導入し、実際の燃焼条件を考慮した3次元的な解析に拡張することで、より実現的な評価が可能になると期待される。

#### 謝辞

本研究の解析結果は、東北大学サイバーサイエンスセンター大規模科学計算システムおよび宇宙航空研究開発機構スーパーコンピュータシステム（JSS3）を利用して得られた。JSS3はJSS大学共同利用により利用した。

#### 参考文献

- [1] Liu, Y., Ma, H. W. D., Gao, Y., and Zhao, W.: Numerical investigation of surface roughness effects on non-equilibrium flow in expansion section of rocket nozzle, *Aerosp. Sci. Technol.*, **124** (2022), pp. 107523.
- [2] Khotyanovsky, D. and Kudryavtsev, A.: DNS of surface roughness effects on laminar-turbulent transition in a supersonic boundary layer, *AIP Conf. Proc.*, **1770** (2016), pp. 030058.
- [3] Mittal, R., Dong, H., Bozkurtas, M., Najjar, F. M., Vargas, A., and von Loebbecke, A.: A Versatile Sharp Interface Immersed Boundary Method for Incompressible Flows with Complex Boundaries, *J. Comput. Phys.*, **227** (2008), pp. 4825–4852.
- [4] Slater, J.W.: National Aeronautics and Space Administration HP, NPARC Alliance CFD Verification and Validation Web Site: Converging-Diverging Verification (CDV) Nozzle, (online), available from <https://www.grc.nasa.gov/WWW/wind/valid/cdv/cdv.html>