

# 卒業論文要旨

## 複数のノズル形状に対するジェットの流れ解析

### Jet Flow Analysis for Several Nozzle Shapes

システム工学群

航空エンジン超音速流研究室 1210139 濱崎 大輝

#### 1. 緒言

航空機が発生させる騒音に対して敷かれている国際的な規制は、航空輸送量の増加などにより年々厳しくなっている。そのため、航空機のさらなる低騒音化が求められている<sup>(1)</sup>。航空機から発生する騒音は、機体とエンジンに大別され、離陸時には大きな推力を得る必要があるためエンジンから発生する騒音が支配的となる。その中でもエンジンの排気による騒音であるジェット騒音が最も大きな割合を占めている<sup>(1)</sup>。ジェット騒音は、排気ジェットと大気の速度差が原因で生ずる空気のせん断流により発生するため、排気ジェットと大気を混合することで空気のせん断流を抑制する研究がなされている。その成果としてノズル端部に三角形状の切り込みを入れたシェブロンノズルが実用化されている。シェブロンノズルはジェット騒音を低減する効果があるが、推力も低下するという問題がある<sup>(2)</sup>。著者らは小型の模型ジェットエンジンを用いてジェット騒音低減と推力維持を実現するノズル形状の模索を行っている。本研究では模型エンジン試験の流れ場を詳細に把握するため、複数のノズル形状に対してCFD計算を行った。

#### 2. 研究方法

はじめに計算結果の傾向をとらえるため、検証計算を行った。次に、本学で行われている模型エンジン試験の試験結果を利用して複数のノズル形状に対する計算を行った。

##### 2.1 試験機

本研究では主流の初期条件を模型エンジン試験の試験結果から決定した。試験機にはJETCAT社製の模型飛行機用小型ジェットエンジン P160SX を使用した。図 1 に試験機を、表 1 に試験機の仕様を示す。

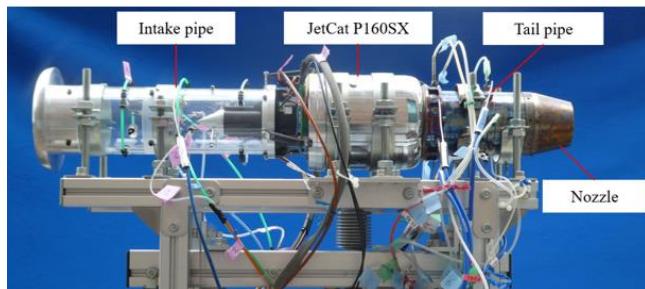


Fig. 1 Testing equipment (P160SX).

Table 1 Engine specification.

Mass	1.59 kg
Size	$\phi 112 \times 320$ mm
Maximum thrust	160 N

#### 2.2 数値計算手法

計算ソフトは JAXA が開発中の三次元圧縮性ソルバーである UPACS (Unified Platform for Aerospace Computational Simulation) のバージョン 2.0 を使用した。なお、流れ場の定常的な状態を把握するために定常計算とした。支配方程式はレイノルズ平均ナビエストークス方程式、空間の離散化は構造格子を用いた有限体積法、乱流モデルは SST(Shear Stress Transport)モデルを用いた。

#### 2.3 計算領域

図 2 に計算領域を示す。ジェット軸方向はノズル出口からノズル出口内径の 30 倍の距離をとり、ノズル半径方向はノズル出口内径の 10 倍の距離をとった。計算格子数は円筒座標系で表すとジェット軸方向 × 円周方向 × 半径方向に  $270 \times 160 \times 80$  点で総計算格子点数を約 350 万点とした。図 2 に対応した境界条件は表 2 に示す。計算領域における円筒部 (Side) の境界条件はノズルから遠方であるとして断熱滑り壁条件とした。

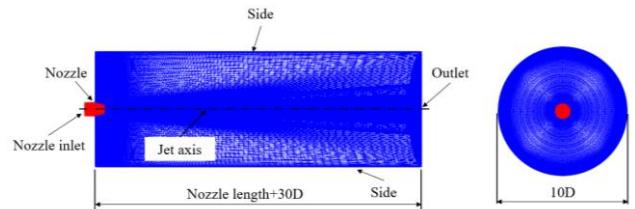


Fig. 2 Analysis area.

Table 2 Boundary condition.

Boundary surface	Boundary condition
Nozzle inlet	Entry subsonic
Nozzle	Wall nonslip
Side	Wall slip
Outlet	Exit subsonic

#### 3. 数値計算

##### 3.1 検証計算

検証計算として、JAXA 石井らの実験<sup>(3)</sup>とノズル長さ、ノズル入口内径、ノズル出口内径の等しいノズルをモデル化して計算を行った。表 3 にノズル寸法を示す。主流条件は実験結果からノズル入口と出口の全圧比を 1.69、代表長さをノズル入口から出口までの長さ 129.0 mm、レイノルズ数を約  $1.8 \times 10^6$  とした。

Table 3 Nozzle size.

Nozzle length	129.0 mm
Nozzle inlet diameter	55.0 mm
Nozzle outlet diameter	40.0 mm

全圧（ゲージ圧）分布をグラフ化して実験結果（EXP）と計算結果（CFD）の比較を行った。図3、4に全圧分布を示す。 $r/R$ の値はジェット軸から半径方向の距離をノズル出口内半径で除した無次元化された距離であり、 $x/D$ の値はノズル出口からジェット軸方向の距離をノズル出口内径で除した無次元化された距離である。

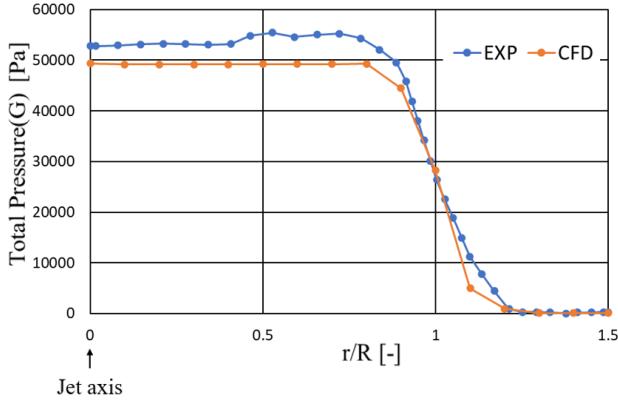


Fig. 3 Total pressure ( $x/D=1.0$ ).

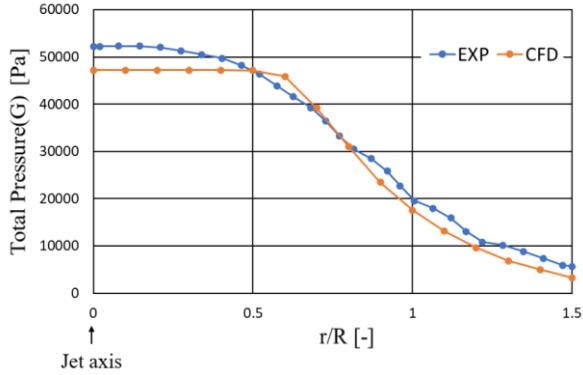


Fig. 4 Total pressure ( $x/D=4.0$ ).

図3、4より、計算結果は全圧の変化の傾向をとらえていることがわかる。また、実験結果と計算結果に差が生じた原因是全圧比から計算した流入境界の流速が実験と異なったためであると考えられる。

### 3.2 複数のノズル形状に対する計算

計算対象は本学のジェット騒音計測実験で用いられているベースノズル（Base）、楕円ノズル（EL2、EL3）とした。楕円ノズルのノズル出口面積はベースノズルと等しく、ノズル形状がベースノズルは直線テーパー状であるのに対し、楕円ノズルは曲線テーパー状になっている。EL2とEL3は円がどれくらいつぶれているかを表す扁平率が異なり、EL3は最も扁平率が高い。表4に各ノズルの寸法を示し、図5に各ノズルの外見を示す。流入境界における主流の流速は模型エンジン試験の結果から485.9 m/s、代表長さをノズル入口からノズル出口までの長さ96.0 mm、レイノルズ数を約 $5.5 \times 10^6$ とした。

Table 4 Nozzle dimensions.

Nozzle Type	Base	EL2	EL3
Nozzle length [mm]		46.0	
Nozzle outlet diameter [mm]	49.0		
Minor axis[mm]		43.6	40.0
Major axis[mm]		55.0	60.0
Flattening [-]	0.000	0.207	0.333



Fig. 5 Several nozzle shapes.

図6に主流方向におけるジェット軸上の流速分布を示す。

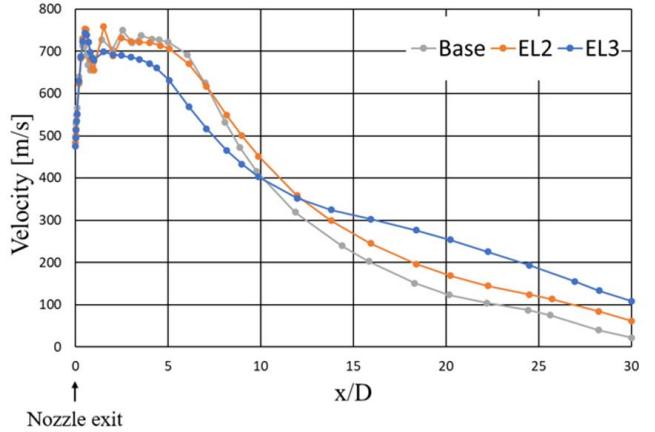


Fig. 6 Velocity distribution.

ベースノズルと楕円ノズルを比較すると、 $x/D=1\sim7$ 付近までは楕円ノズルはベースノズルよりも流速が低くなるが、 $x/D=10$ 以降において楕円ノズルはベースノズルよりも流速が高くなるという結果を得た。このことから、扁平率が大きくなるほど流速の減少率を低下させる効果があり、ジェットの拡散を抑制すると考えられる。

次にジェットと外気の混合を定量的に評価するため、運動量の混合度 $\beta$ を評価した。 $\beta$ は面平均した運動量と、面平均した流速、密度から算出した運動量の比であり<sup>(3)</sup>、 $\beta$ が1に収束する流れは完全に混合された流れとなる。 $\beta$ が1に収束する距離がノズル出口から近いノズルほどジェットと外気のミキシング効果が高いノズルとなり、ジェット騒音低減に効果的なノズルであると考えられる。図7に計算結果を示す。

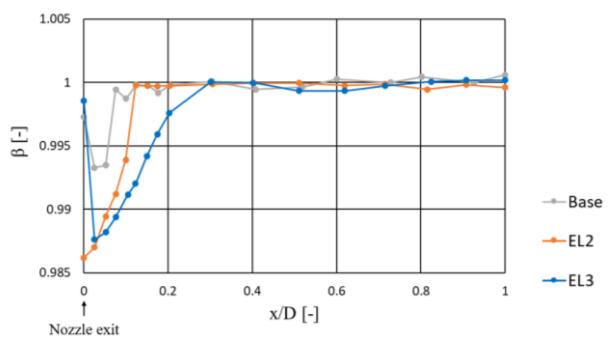


Fig. 7 Momentum mixture distribution.

ベースノズルと楕円ノズルを比較すると、 $x/D=0.3$ 以降は $\beta$ が1に収束しているが、扁平率の高い順に $\beta$ が1に収束する距離が遠くなるという結果を得た。このことから、扁平率が高くなることでジェットの拡散が抑制されるためミキシング効果が低下すると考えられる。

### 4. 結言

各ノズルについて比較を行った。楕円ノズルはベースノズルに比べ、ジェットの拡散が抑制され、ジェットと外気のミキシング効果が低下するという結果を得た。このことから、

ノズル出口形状の扁平率を高くすることはジェットの拡散を抑制し、ミキシング効果を低下させるためジェット騒音低減に効果的でないと考えられる。

今後、ジェットと外気のミキシング効果のあるシェブロンノズルの計算を行い $\beta$ がどのように変化するかの調査を検討している。

#### 謝辞

本研究を行うにあたり JAXA で開発中の UPACS を使用させていただいた。また、JAXA 石井達哉氏と生沼秀司氏には検証計算にあたり実験に関して貴重な情報を頂戴し、JAXA 山本一臣氏と賀澤順一氏に UPACS について貴重なご助言をいただいた。皆様に謝意を表す。

#### 文献

- (1) 大石勉, “航空機騒音源の低減対策について”, 日本音響学会誌, 73巻, 11号 (2017) ,pp. 725-730.
- (2) 山中雄行, “小型ジェットエンジンを用いた推力及び騒音測定の基礎実験”, 高知工科大学卒業論文, (2019) .
- (3) 石井達哉, 生沼秀司, 田中望, 大庭芳則, 大石勉, “ジェット騒音低減デバイスの基礎研究”, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010 論文集, (2010) , pp.13-18.
- (4) Yoshinori OBA, Kazuto OGAWARA, Tsutomu OISHI, Takashi YMANE, “Low Noise Research and Development In Japanese Environmentally Compatible Engine for Small Aircraft Project”, American Institute of Aeronautics and Astronautics, (2007) .