

# A-SOFT ハイブリッドロケットエンジンの内部流れの

## 数値解析にむけて

坪井伸幸<sup>\*1</sup>, 後藤祥太<sup>\*1</sup>, 小澤晃平<sup>\*1</sup>

### Toward Numerical Simulation on Axial and Tangential Oxidizer Injection in Altering-intensity Swirling Oxidizer Flow-type Hybrid Rocket Engine

Nobuyuki TSUBOI<sup>\*1</sup>, Shota GOTO<sup>\*1</sup>, Kohei OZAWA<sup>\*1</sup>

#### ABSTRACT

The preconditioned compressible viscous numerical simulations for the frozen flow with mass flow rate of various axis-tangential injections are performed. The results show that the effective geometric swirl number affects the density distributions in the combustion chamber. As the mass flow injected from the axial injectors increases, the injected flow approaches the wall. Near the injectors, the non-dimensional rotational flow is proportional to the injected mass flow. In the rear region of the combustion chamber, the flow injected from the tangential injectors interacts with that from the axial injectors, and the flow changes from the circumferential direction to the axial direction.

**Keywords:** Hybrid Rocket, Swirling Flow, Numerical Simulation

#### 概要

強度可変酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンの様々な軸・接線噴射の流量比で凍結流に対して前処理法を考慮した圧縮性粘性解析を実施した。その結果、実効形状スワール数により、燃焼器内部の密度分布が大きく変わる様子が示された。また、軸方向インジェクタから噴射される質量流量が多ければ、接線方向インジェクタから噴射した作動流体が燃焼器壁面に近づく様子が見られた。さらに、接線方向インジェクタ付近では、噴射した質量流量と周方向無次元速度が比例した。そして、燃焼器後方では、接線方向から噴射された流体が、軸方向から噴射された流体と干渉し、流れ方向が周方向から軸方向へ変化する様子が見られた。

#### 1. はじめに

近年、観測ロケットや宇宙旅行といった幅広い分野でハイブリッドロケット推進が注目されている。ハイブリッドロケット推進とは、主に液体酸化剤と固体燃料を組み合わせるロケット推進である。このハイブリッドロケット推進は、固体燃料を充填した燃焼器内部に液体酸化剤を噴射し、気化した固体燃料と酸化剤が混合、そして固体燃料表面の境界層内部で燃焼する、境界層燃焼により推力を得ている。この境界層燃焼には、固体燃料製造時にクラックが生じて、固体燃料表面が燃焼しないため、影響を受けにくく、燃焼を伴う爆発が起こりにくいという利点があるが、固体燃料表面への入熱が乏しく燃料後退速度が低いという欠点も存在する。

従来のハイブリッドロケット推進の最大の問題点は、この燃料後退速度の低さが引き起こす推力の低さと燃焼効率の低さである。現在、この問題を解決するために、様々な研究が行われている。固体燃料への熱伝達を促進し、燃料後退速度を向上させ、推力を改善する多段衝突噴流による縦列多段衝突噴流(Cascaded Multistage Impinging Jet, CAMUI型)<sup>1)</sup>や、燃焼器内部に円筒状に充填された固体燃料へ酸化剤流を沿うように旋回させながら噴射し、酸化剤流による遠心力により火炎面を固体燃料表面に近づけ、燃料後退速度を向上させる酸化剤流旋回型(Swirling Oxidizer Flow Type, SOFT)<sup>2)</sup>などが挙げられる。これらの型式は、燃料後退速度の向上により、推力を増加させることができC\*効率も高い。一方で、最適な酸燃比で推力を制御するという点では、従来のハイブリッドロケットに比べてあまり変わりはない。

そこで現在、最適な酸燃比での推力制御を実現する強度可変酸化剤流旋回型(Altering-intensity Swirling Oxidizer Flow Type, A-SOFT)ハイブリッドロケット<sup>3)</sup>が新たに研究されている。A-SOFTハイブリッドロケットは、酸化剤流を軸・接線方向から噴射し、軸・接線方向の酸化剤流の流量比を変化させることにより、旋回強度を変え、最適な酸燃比を保ちつつ、推力を制御することを目的としている。この型式は、高い燃料後退速度と高い燃焼効率を得ることが期待されているが、燃焼器内部における流れ場の知見は十分に得られておらず、様々な作動条件からインジェクタ設計を検討する必要がある。従って、流れ場の詳細をより明らかにするためにも、数値解析による理解が必要になる。本研究では強度可変酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットについて、凍結流として数値解析を実施し、流れ場について評価を行った。特に軸・接線方向噴射のそれぞれが与える影響について検討したので報告する。

## 2. 計算方法及び計算格子

本研究で扱う解析条件は大部分の計算領域が、マッハ数が0.1を下回る低速流れであり、通常の圧縮性粘性流れの解法では時間刻みが大きく制限され、収束性が非常に悪くなる。しかし、高圧でありかつ密度変化が大きい流れでは非圧縮解法でこのような流れ場への適応が難しく、また本研究では圧縮性のコードを用いるため、固有値を操作する前処理法を用いる<sup>4)</sup>。基礎方程式に3次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式、空間方向の離散化に AUSM 系スキームの一種である前処理型 AUSMDV(pAUSMDV)を用い、MUSCL 法により2次精度とした。時間積分法には、前処理型 LU-SGS 陰解法を適用し、時間精度を維持するため、内部反復法を使用した。本計算では、研究の初期段階であるため、2方向のインジェクタが作る酸化剤流の特性のみに注目し、燃焼による化学反応は考慮していない。また乱流モデルは簡易モデルとして Baldwin-Lomax モデルを使用した。壁面の境界条件は、断熱・非滑り壁とした。

解析に用いた計算格子を図1に示す。これは、小澤らの燃焼実験<sup>3)</sup>で用いた形状に基づいており、360度の全周の格子である。格子点数は、 $J \times K \times L = 97 \times 149 \times 59$ の合計約85万点とした。格子点数としては少ないが、今後増やす予定である。

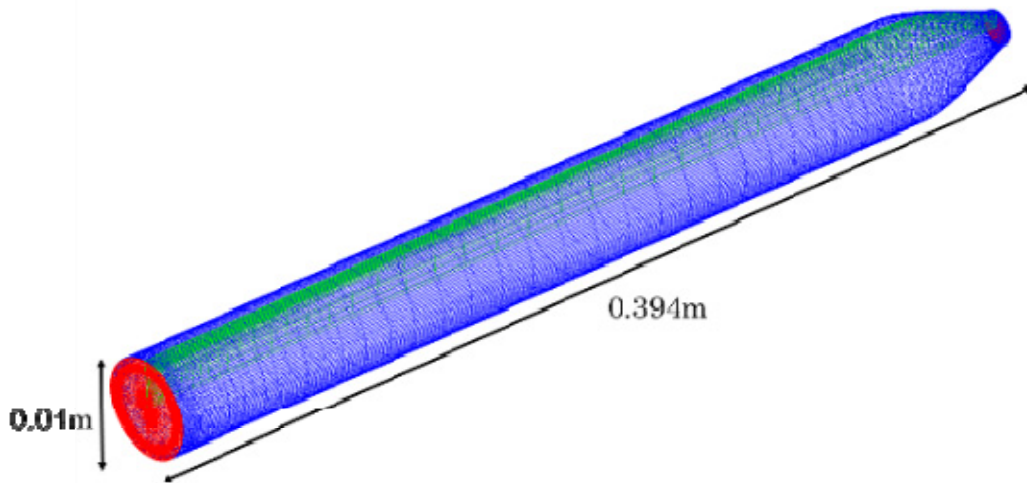


Figure 1 Computational grid.

次に本研究で用いた解析条件を表 1 に計算条件を表 2 に示す. レイノルズ数は, 音速を参照速度, エンジンの直径(0.04 m)を代表長さとする  $Re=9.9 \times 10^7$  となる. 本計算で用いた計算格子における形状スワール数は, 以下の式より, 約 37.3 となった.

$$S_g = \frac{R_m A_{port}}{R A_{inj}} \quad (2.1)$$

ここで,  $R_m$  は接線方向酸化剤流の中心までのモーメントアーム,  $A_{port}$  は燃焼器断面積,  $R$  は燃焼器半径,  $A_{inj}$  はインジェクタ断面積である.

次に, 表 1 に示す実効形状スワール数について, 以下の式で求めた.

$$S_e = \frac{S_g}{\left(1 + \frac{\dot{m}_{\alpha}}{\dot{m}_{\alpha t}}\right)^2} \quad (2.2)$$

ここで,  $S_g$  は旋回流インジェクタ形状スワール数,  $\dot{m}_{\alpha}$  は軸方向インジェクタの流量,  $\dot{m}_{\alpha t}$  は, 接線方向インジェクタの質量流量である.

Table 1 Simulation conditions.

計算番号	総質量流量	実効形状スワール数	軸方向質量流量	接線方向質量流量
No.	(g/s)		(g/s)	(g/s)
#01	78.3	23.9	15.66	62.64
#02		11.0	35.75	42.55
#03	61.1	23.9	12.22	48.88
#04		11.0	27.90	33.20
#05	41.9	23.9	8.38	33.52
#06		11.0	19.13	22.77

Table 2 Injection conditions.

Pressure	1.03 MPa
Temperature	273 K
Specific heat	1.4
Working fluid	$O_2$

### 3. 計算結果及び考察

#### 3.1. 解析対象

具体的な解析対象の寸法を図 2 に示す。前方を図 2 の左側、後方を図の右側と定義する。軸方向インジェクタは燃焼室の前方端に中心軸から 16 mm の位置に直径 3 mm で 8 個設置している。また、軸方向インジェクタは中心軸と平行に流入させている。接線方向インジェクタは燃焼室の前方端から 3 mm の位置に 2 mm の幅を持ち、8 個設置している。また、接線方向インジェクタは、円周の接線方向から流入させている。

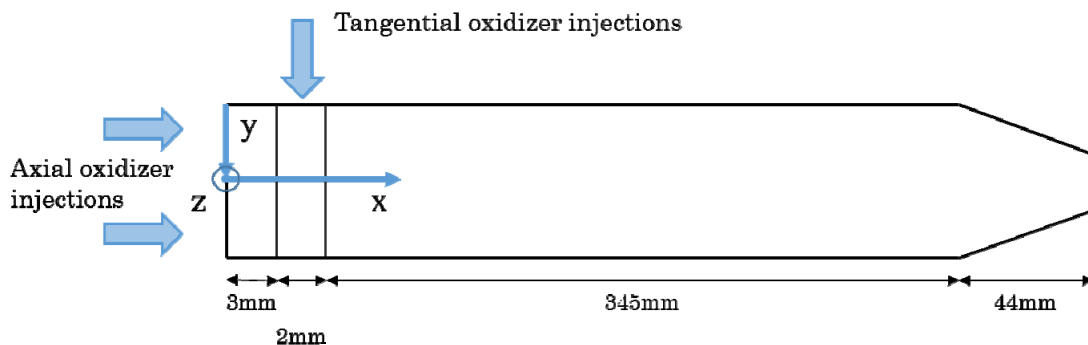


Figure 2 Calculation area.

#### 3.2. 解析結果

##### 3.2.1. 密度分布

本研究では、作動流体の軸・接線方向の流量比の影響について考察するため、燃焼器前方における密度分布を示す。燃焼器側面の断面における燃焼器の前方を図 3 に示す。総質量流量が等しく、実効形状スワール数が異なる #01 と #02 で密度分布の比較を行う。燃焼器側面の断面から見た密度分布をそれぞれ図 4 と図 5 に、軸方向インジェクタ側から見た燃焼器内部の断面における燃焼器の前方を図 6 に示し、軸方向インジェクタ側から見た燃焼器内部における密度分布をそれぞれ図 7 と図 8 に示す。燃焼器側面の断面では、実効形状スワール数が大きい方が接線方向インジェクタから噴射された作動流体が多く、遠心力による影響が大きくなり、燃焼器壁面での密度分布が大きくなる。次に、軸方向インジェクタ側から見た燃焼器内部の断面では、実効形状スワール数が大きい方が燃焼器の壁面近傍付近に作動流体が分布していることが分かる。また、実効形状スワール数が小さい場合では、燃焼器中心にある低密度領域が小さくなる。旋回流を伴う流れ場では、中心部に渦が発生し<sup>(2)</sup>、圧力の低下と密度の減少が見られる。#01 では、#02 に比べ実効形状スワール数が大きいため、広い範囲で低密度領域が確認できるが、#02 では実効形状スワール数が小さいため、渦度の低下と軸流の拡散により、上記のような結果になったと考えられる。

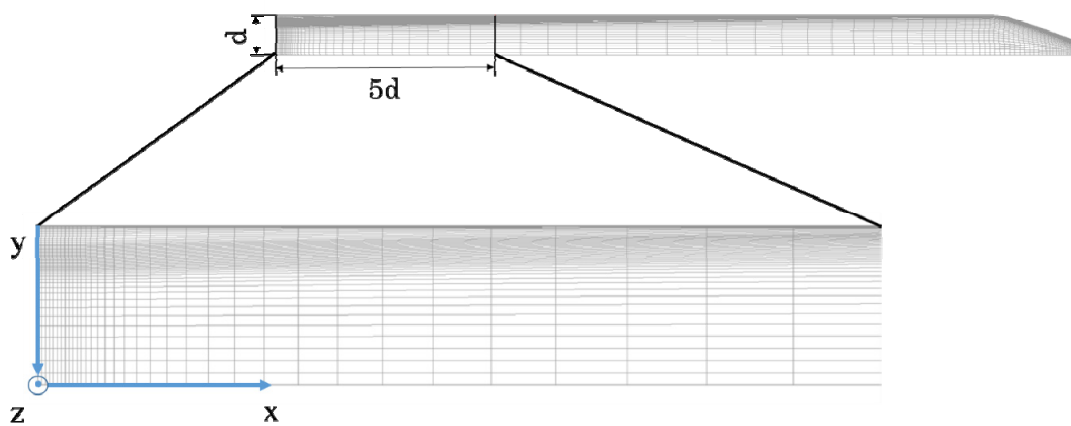


Figure 3 Computational grid system on side plane.

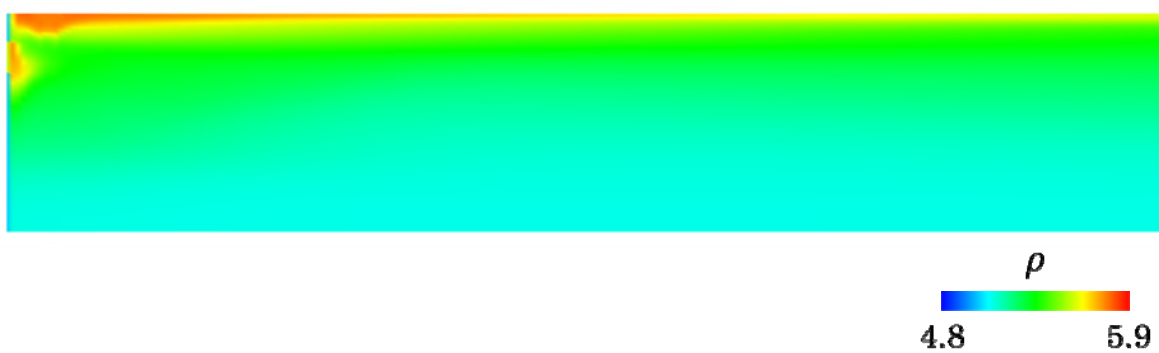


Figure 4 Dimensionless density contours for case #01 on side plane.

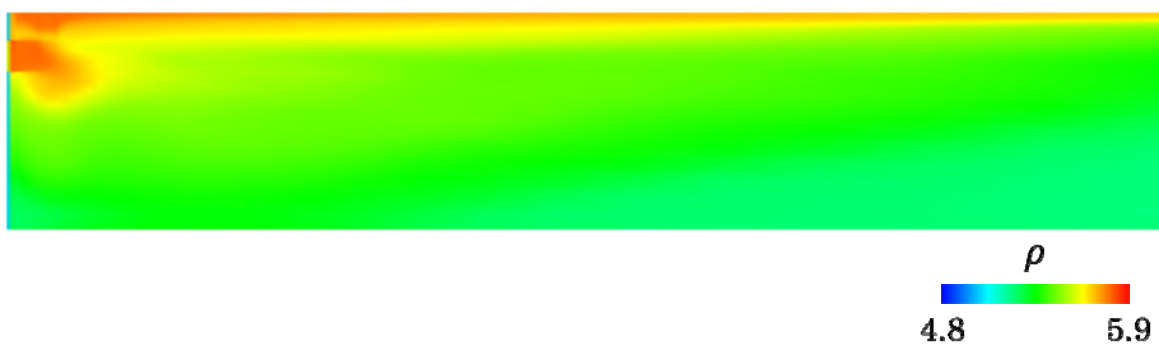


Figure 5 Dimensionless density contours for case #02 on side plane.

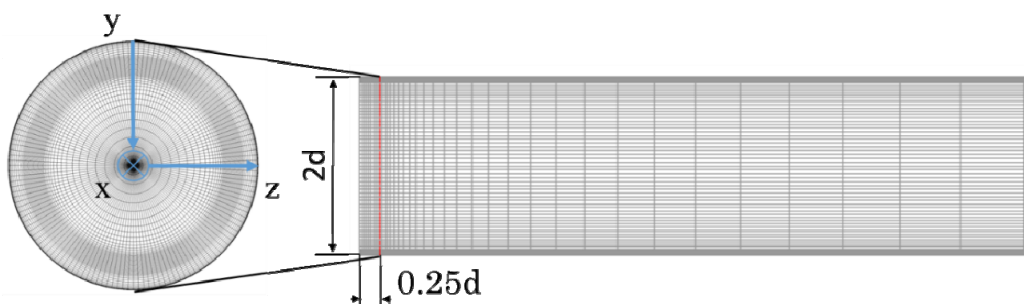


Figure 6 Computational grid viewing from injector side.

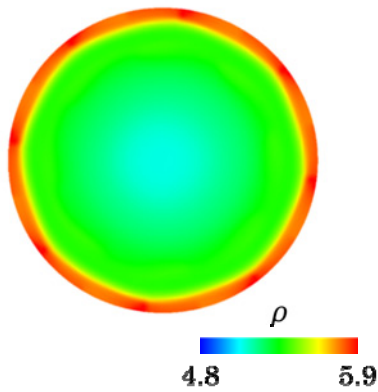


Figure 7 Dimensionless density contours for case #01 viewing from injector side.

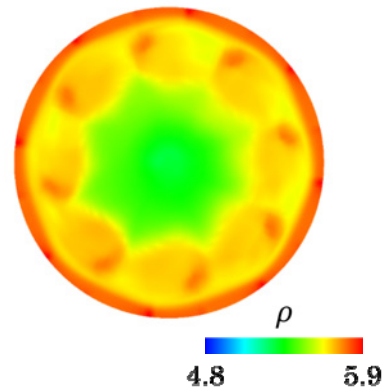


Figure 8 Dimensionless density contours for case #02 viewing from injector side.

### 3.2.2. 軸方向速度分布

次に、周方向平均軸方向速度について考察する。本研究では、作動流体の軸・接線方向の流量比の影響について考察するため、燃焼器の前方の燃料グレイン最前面 ( $J=20$ ) における速度分布を示す。また、 $r/D=0.004$  付近に軸方向インジェクタが位置している。 $r/D=0$  の位置が燃焼器壁面、 $r/D=0.020$  の位置が燃焼器中心部となり、本研究では燃焼器壁面における速度分布について考察するため、 $r/D=0.010$  までの値を表す。3 ケースずつの結果を図 9, 10 に示す。グラフ上の赤い軸は、軸方向インジェクタの中心軸を示す。

$J=20$  は、今までと同様に、実効形状スワール数の大きさによって、挙動が分かれている。実効形状スワール数が大きい#01, #03, #05 では、軸方向インジェクタが位置する  $r/D=0.004$  付近での軸方向インジェクタの影響がほぼ見られない。また、実効形状スワール数の強弱にかかわらず、接線方向インジェクタからの流量に壁面付近での軸方向速度がほぼ比例する。

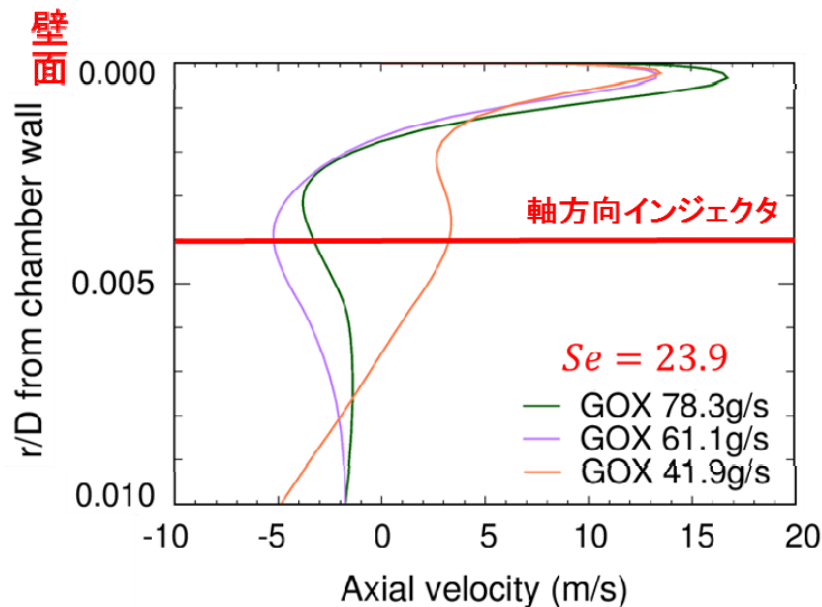


Figure 9 Averaged axial velocity along circumferential direction for case #01, #03, and #05 at  $J=20$ .

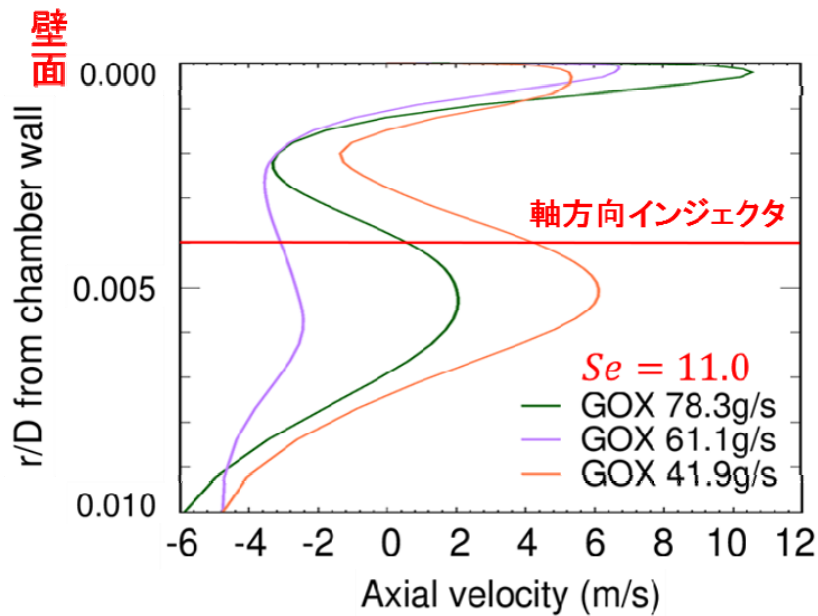


Figure 10 Averaged axial velocity along circumferential direction for case #02, #04, and #06 at  $J=20$ .

### 3.2.3. 周方向速度成分

次に、周方向平均周方向速度について考察する。本研究では、先ほどと同様に、作動流体の軸・接線方向の流量比の影響について考察するため、燃焼器の前方の燃料グレイン最前面 ( $J=20$ ) における速度分布を示す。また、 $r/D=0.004$  付近に軸方向インジェクタが位置している。 $r/D=0$  位置が燃焼器壁面、 $r/D=0.020$  の位置が燃焼器中心部となり、本研究では燃焼器壁面における速度分布について考察するため、 $r/D=0.010$  までの値を表す。3 ケースずつの結果を図 11, 12 に示す。グラフ上の赤い軸は、軸方向インジェクタの中心軸を示す。

$J=20$  では、接線方向インジェクタからの噴射があるケースについて、燃焼器壁面から、 $r/D=0.004$  付近まで、周方向速度は、接線方向インジェクタから噴射された作動流体の質量流量に比例するが、 $r/D=0.004$  から、 $r/D=0.010$  までは、実効形状スワール数が大きい方が、周方向速度境界層が厚くなる。これは、再循環領域において、接線方向インジェクタから噴射された作動流体の粘性が影響すると考えられる。

嶋田らが行った、周方向速度成分の実験値と数値解析による比較<sup>5)</sup>を図 13 に示す。この数値解析で用いた乱流モデルは Spalart-Allmaras (SA) モデルであるが、本研究で用いた Baldwin-Lomax (BL) モデルの差異は、見られないとされている<sup>6)</sup>。壁面近傍 ( $r/d = 1$ ) では、SA モデルによる数値解析結果は、実験値と概ね一致しているものの、中心軸 ( $r/d = 0$ ) 側では、数値解析の周方向速度成分の減衰が強いことが分かる。周方向速度成分の過減衰は等方性乱流モデル一般に見られる欠点であり、より定量的な予測のためには、乱流モデルの高度化が必要になる。

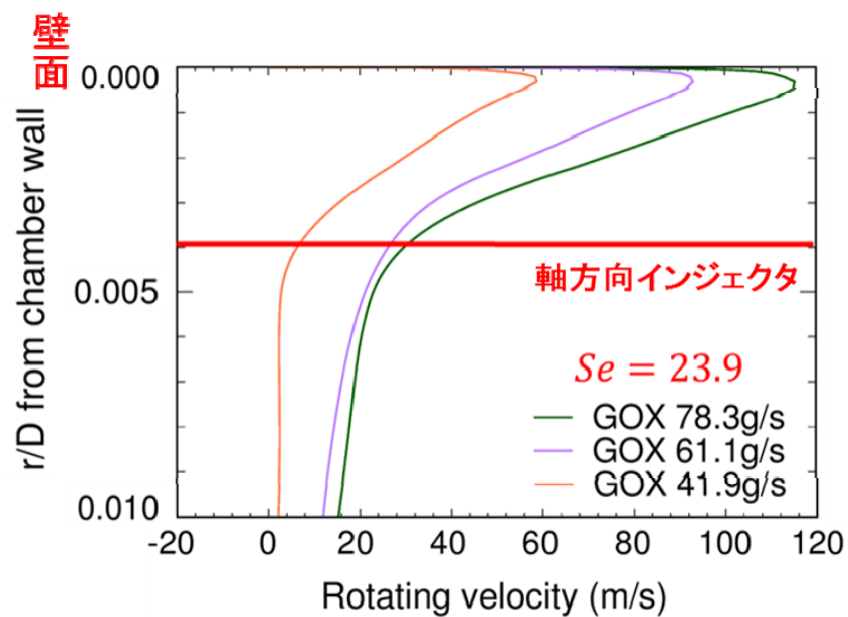


Figure 11 Averaged rotating velocity along circumferential direction for case #01, #03, and #04 at  $J=20$ .

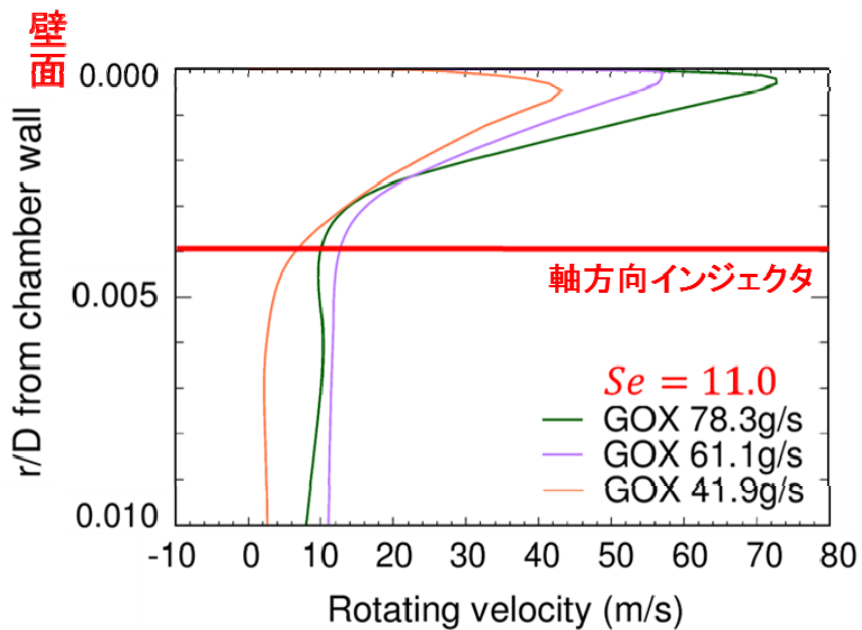


Figure 12 Averaged rotating velocity along circumferential direction for case #02, #04, and #06 at  $J=20$ .



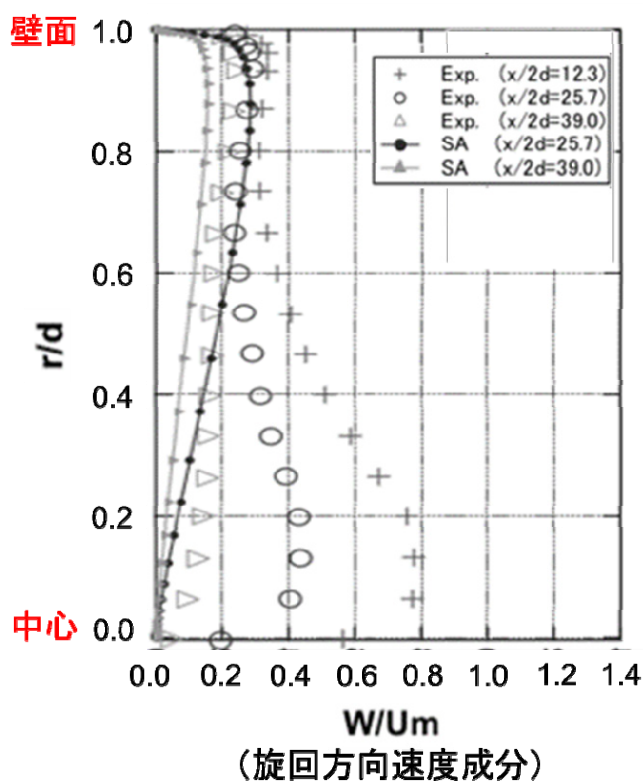


Figure 13 Comparison between experiments and numerical results<sup>5)</sup>.

#### 4. 計算結果及び考察

強度可変酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンの様々な軸・接線噴射の流量比でコールドフロー数値解析を実施した。その結果、以下の結論が得られた。

- (1) 実効形状スワール数により、燃焼器内部の密度分布が大きく変わる様子が観察された。
- (2) 軸方向インジェクタから噴射により、燃焼器内部で再循環領域が発生すること、また、軸方向インジェクタから噴射される質量流量が多ければ、接線方向インジェクタから噴射した作動流体がより燃焼器壁面に近づく様子が見られた。
- (3) 接線方向インジェクタ付近では、噴射した質量流量と周方向無次元速度が比例した。そして、燃焼器後方では、接線方向噴射の作動流体が軸方向噴射の作動流体と干渉し、流れ方向が周方向から軸方向へ変わる様子が見られた。

本計算で求められた結果が、本江らによる数値解析<sup>(14)</sup>と異なる結果となったが、燃焼場と非燃焼場による違い、乱流モデルによる違いと考えられる。今後、乱流モデルの検討と燃焼場における数値解析を行っていく予定である。

#### 謝辞

本研究の数値解析では、大阪大学サイバーメディアセンタースーパーコンピュータを利用した。ここに記して感謝の意を表す。

#### 参考文献

- 1) 永田ら：大学における小型再使用打ち上げシステムの開発研究 その1：CAMUI型ハイブリッドロケットの開発，日本航空宇宙学会誌，第53巻，第616号，pp13-19，2005.
- 2) 湯浅ら：大学における小型再使用打ち上げシステムの開発研究 その2：酸化剤旋回型小型ハイ

- ブリッドロケットの開発と打ち上げ, 日本航空宇宙学会誌, 第 53 巻, 第 616 号, pp13-19, 2005.
- 3) Ozawa, K., et al : Static Burning Tests on a Bread Board Model of Altering-intensity Swirling-Oxidizer-Flow-Type Hybrid Rocket Engine, AIAA 2016-4964, 2016
  - 4) 坪井ら : 前処理法を用いた 3 次元非定常圧縮性流れの数値解析 : ハイブリッドロケット内部の旋回流における前処理法の効果, 宇宙科学技術連合講演会集, 55, 2011.
  - 5) 嶋田徹ら, “旋回型ハイブリッド流れの RANS 解析”, 平成 21 年度ハイブリッドロケット研究 WG 成果報告書, pp.40-44, 2009.
  - 6) 坂本まい, “旋回型ハイブリッドロケット内部の非定常圧縮性流れの数値解析による研究”, 修士論文, 九州工業大学, 2015
  - 7) 本江幹朗, “酸化剤流旋回型ハイブリッドロケット内の燃焼を伴う流れの数値シミュレーション”, 博士論文, 東京大学, 2013

---

\*1 九州工業大学 (Kyushu Institute of Technology)