

# デュアルベルノズル・サブスケール燃焼試験における 作動点遷移予測について

高橋 政浩, 高橋 英美, 富田 健夫  
宇宙航空研究開発機構  
Chloé Génin, Dirk Schneider  
DLR Lampoldshausen

## Prediction of operation mode transition in combustion tests of a sub-scaled dual-bell nozzle model

by

Masahiro Takahashi, Hidemi Takahashi, Takeo Tomita, Chloé Génin, Dirk Schneider

### ABSTRACT

LOX/GCH<sub>4</sub> combustion tests of sub-scaled dual-bell nozzle models have been conducted under research collaboration between DLR and JAXA. In this report, RANS simulation corresponding to these experiments was conducted to understand phenomena of the operation mode-transition and to evaluate prediction capability of the mode-transition condition in case with the combusting gas. The results showed that a turbulence model to be used has strong influence on the predicted mode-transition condition and that influence of an oxidizer-fuel mixture ratio on the mode-transition condition was different between CFD and the experiments.

### 1. はじめに

高度補償ノズルは、打上げ時に要求される地上推力と高空で要求される比推力を高いレベルで両立できるポテンシャルを持ち、ロケットエンジンのさらなる高性能化を達成する手段として期待されている。その一つであるデュアルベルノズル<sup>1)</sup>は、低膨張比のベースノズルに高膨張比の拡張ノズルを組み合わせた簡素な構造を持ち、高度補償ノズルの中で実現性が高いものである。環境圧の高い低高度ではベースノズル内のみが付着流となって低膨張比ノズルとして機能し、環境圧の低い高高度では、ノズル全体が付着流となり高膨張比ノズルとして機能する。ベースノズルと拡張ノズルの接続位置でノズルコンタ形状が変曲点を持つことで、両作動モード間の切替り（作動点遷移）を、飛行中の環境圧の変化のみで起こすことができる。

デュアルベルノズル設計上の技術課題の一つが、この作動点遷移条件の予測技術の確立である。これまでに遷移現象の解明やデータ蓄積を目的に、サブスケール・ノズル模型を用いたコールドフロー試験<sup>2, 3)</sup>や燃焼試験<sup>4, 5)</sup>が実施されている。また、主にコールドフロー試験を対象に CFD による検討<sup>6, 9)</sup>も数多く報告されており、遷移現象の定量的な再現には未だ課題を残すものの、遷移現象の詳細理解や CFD 手法の課題等について検討が進んでいる。

本報告では、DLR-JAXA 共同研究として実施されたデュアルベルノズル LOX/GCH<sub>4</sub>燃焼試験<sup>4, 5)</sup>のうち、JAXA ノズル燃焼試験<sup>5)</sup>を対象に RANS 解析を行い、燃焼ガス条件での作動点遷移予測を試みた。

### 2. 数値解法

本解析にはインハウスの軸対称 RANS ソルバを用いた。実際の燃焼器内では、酸化剤の LOX と燃料の GCH<sub>4</sub>が上流端面から噴射され、燃焼器内で混合燃焼が進行するが、CFD では、LOX/GCH<sub>4</sub> 平衡燃焼ガスが一樣に流入する境界条件に置き換え、燃焼器内流れを簡略化した。そのため、考慮した化学種は、平衡燃焼ガスの主成分 8 化学種 (H<sub>2</sub>, O<sub>2</sub>, H<sub>2</sub>O, O, H, OH, CO, CO<sub>2</sub>) に、周囲の空気中に含まれる N<sub>2</sub>を加えた 9 化学種である。反応機構は文献<sup>10)</sup>でロケットエンジンノズル性能評価に用いられた簡易化学反応モデルを用いた。なお、N<sub>2</sub>は不活性ガスとして扱った。

流れ場は全域乱流であると仮定した。過去のコールドフロー試験 CFD<sup>8, 9)</sup>において、作動点遷移の予測結果に乱流モデルが強く影響し、RANS 用モデルの中では Spalart-Allmaras (SA) モデルが良好であることが報告されているため、本解析でも SA モデル<sup>11)</sup>を用いた。また、SA モデルには数多くの改良モデルが提案されており、ここでは混合層内の圧縮性補正に効果が高いとされる SA-comp モデル<sup>12)</sup>を用いた解析も比較のために行った。

実際のロケットの飛行では定格の燃焼圧力に対して環境圧が変化するが、地上燃焼試験では一般に環境圧 (=大気圧) に対し燃焼圧力を変化させることで燃焼圧力と環境圧の比 (ノズル圧力比: NPR) の変化を模擬する。また、燃焼試験<sup>5)</sup>では燃焼圧力 (Pc) を 2MPa から 4MPa まで約 30 秒で昇圧するが、これを非定常解析で再現するのは計算時間の点で非現実的である。一方、計算時間短縮のため、昇圧速度を実際より速くしすぎると、遷移条件や遷移途中の剥離点の挙動を適切に再現できないことが報告されている<sup>6, 9)</sup>。よって、本解析では、文献<sup>8, 9)</sup>と同様に、Pc を段階的に上昇させて定常解を得ることを繰り返す準定常計算を行った。時間積分法には LU-SGS 法、対流項の離散化には MUSCL 法で高精度化した AUSMD/V スキーム<sup>13)</sup>を用いた。計算は JAXA の JSS2 を用いて行った。

### 3. 結果および考察

解析対象である JAXA デュアルベルノズル供試体の主要寸法を表 1 に示す。供試体および燃焼試験の詳細は文献<sup>5)</sup>を参照されたい。

表 1 JAXA デュアルベルノズル供試体の主要寸法

スロート半径	R*	10mm
ベースノズル出口半径	Rb	24.1mm
拡張ノズル出口半径	Re	40mm
ノズル全長	L	71.9mm
ベースノズル長	Lb	32.4mm

計算領域および計算格子を図 1 に示す。燃焼器流入境界はスロート上流 75mm に設定した。外部境界は、ノズル全

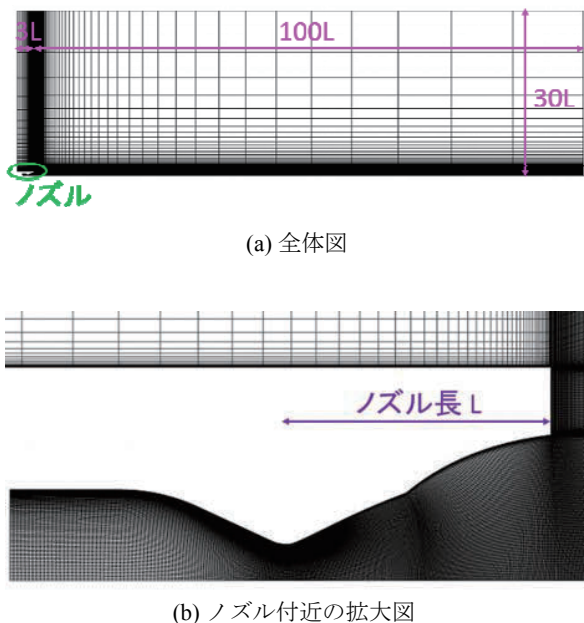


図1 計算領域および計算格子

長を  $L$  として、上流境界と下流境界をノズル出口面からそれぞれ  $-3L$  と  $+100L$  に、半径方向外側境界をノズル中心軸から  $+30L$  に十分遠方に設定した。総格子数は 96,420 で、その内、 $400 \times 116$  を燃焼器・ノズル内に配置した。ノズル壁近傍の垂直方向格子サイズは、 $y+$  が 2 以下を目安に設定した。

前述の通り、燃焼器流入条件は  $\text{LOX}/\text{GCH}_4$  平衡燃焼ガスの一様流入を仮定した。まず、 $P_c$  を  $1\text{MPa}$  ずつ上げながら各条件で定常解を求め、次に、作動点遷移が発生した区間について、 $P_c$  増分を  $0.1\text{MPa}$  と小さくして追加計算を行い、作動点遷移の圧力条件を求めた。燃焼試験では酸化剤と燃料の混合比  $O/F$  を変化させ、その遷移条件に及ぼす影響を評価しており、CFD でも  $O/F$  が 2.0、2.5、3.2 の3条件について解析を行った。 $P_c=3\text{MPa}$  における各  $O/F$  の燃焼器条件の平衡計算結果を表2に示す。

供試体壁面は滑り無し条件とし、温度境界条件として壁温  $700\text{K}$  の等温壁を仮定した。ただし、壁面近傍のガス温度が  $700\text{K}$  より低い場合は断熱壁条件を与えた。外部境界については、下流境界と半径方向外側境界では大気圧 ( $100\text{kPa}$ ) を、上流境界では大気圧と流入速度  $10\text{m/s}$  をそれぞれ固定条件として与えた。

表2 各  $O/F$  における燃焼器条件の平衡計算結果

$O/F$		2.0	2.5	3.2
圧力 (MPa)		3	3	3
温度 (K)		2643	3180	3451
密度 ( $\text{kg}/\text{m}^3$ )		2.18	2.08	2.17
モル分率	$\text{H}_2$	0.3655	0.2235	0.1068
	$\text{O}_2$	0.0000	0.0007	0.0182
	$\text{H}_2\text{O}$	0.2962	0.4092	0.4621
	$\text{O}$	0.0000	0.0010	0.0107
	$\text{H}$	0.0050	0.0230	0.0315
	$\text{OH}$	0.0010	0.0163	0.0628
	$\text{CO}$	0.2954	0.2628	0.1998
	$\text{CO}_2$	0.0369	0.0635	0.1082

(1) ノズル壁圧分布の比較

図2に、 $P_c=3\text{MPa}$  のノズル壁圧分布の比較を示す。表示値は  $P_c$  で無次元化した値である。CFDはSAモデルの結果である。また、横軸はスロートからの軸方向距離  $X$  を半径  $R^*$  で無次元化した値であり、ベースノズルと拡張ノズルの接続点は  $X/R^*=3.24$  に位置する。CFDと試験結果の両者とも作動点遷移後の結果であり、ノズル下流端まで付着流となっている。本供試体の拡張ノズル部コンター形状は、作動点遷移時に剥離点がノズル下流端まで瞬間的に移動し、遷移が短時間で完了するよう、圧力勾配が正になるよう設計されている。  $X/R^*=3.6$  より下流で壁圧が下流方向に上昇していることでそれを確認できる。CFDと試験結果の壁圧レベルは概ね一致し、 $O/F$  を上げると壁圧が高くなる傾向も同様であった。この  $O/F$  の上昇による壁圧の上昇は、燃焼ガス温度の上昇や3原子分子の割合の増加により比熱比が低下することでマッハ数が低下するためと考えられる。

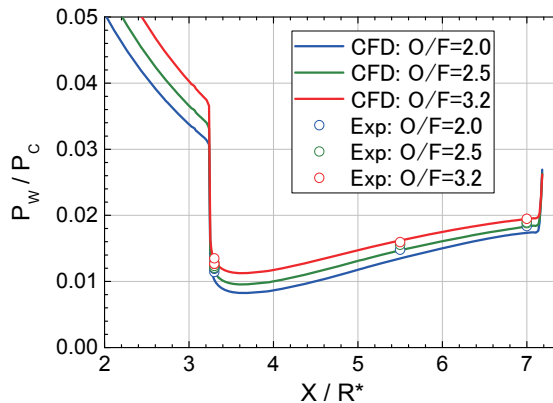


図2 ノズル壁圧分布の比較 ( $P_c=3.0\text{MPa}$ , SA)

(2) 作動点遷移発生前後の流れ場の変化

SAモデル、 $O/F=2.5$  の結果を例に、作動点遷移前後の流れ場の変化を示す。図3は遷移前後の等マッハ数線図である。このケースでは、 $P_c$  増分を  $0.01\text{MPa}$  まで小さくして解

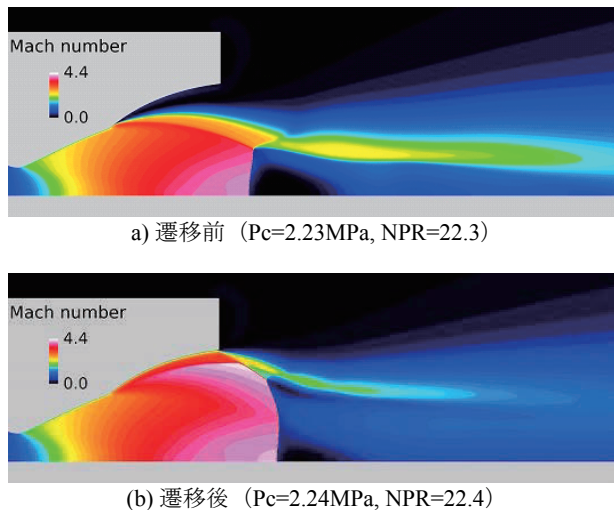


図3 作動点遷移前後の流れ場の変化 (等マッハ数線図,  $O/F=2.5$ , SA)

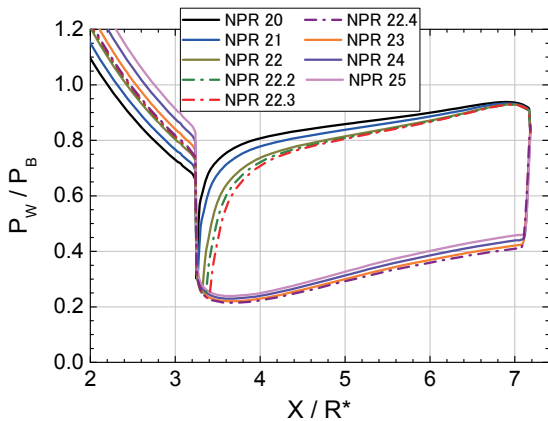


図4 遷移前後の壁圧分布の変化 (O/F=2.5, SA)

析を行ったところ、 $P_c$ が2.23MPaから2.24MPaの間で遷移した。図4は遷移前後の壁圧分布の変化である。遷移直前の剥離点位置は $X/R^*=3.4$ であり、剥離点が、壁圧勾配が正になる位置付近まで到達すると遷移が起きている。この挙動はコールドフロー試験CFDの報告<sup>7-9)</sup>と同様である。また、遷移後の壁圧分布より、剥離点がノズル下流端まで移動し、設計意図の通りであることも確認できる。

(3) 作動点遷移発生時の圧力条件の比較

図5に、作動点遷移が発生する圧力条件を試験結果と比較した結果を示す。表示値はノズル圧力比NPRで示した。試験結果に対して、SAモデルは遷移NPRを低く、一方、SA-compモデルは高く予測しており、過去の報告<sup>8,9)</sup>と同様に、遷移NPRに対する乱流モデルの影響が顕著に現れた。遷移NPRに対する乱流モデルの影響については文献<sup>9)</sup>で詳しく検討され、剥離せん断層内の渦粘性係数の大きさの違いに起因することが報告されている。剥離せん断層内で渦粘性係数を大きく評価するモデルの結果では、剥離せん断層が厚くなり、再循環領域への引き込み速度が大きくなることで再循環領域の静圧が低下する。剥離点位置や遷移条件は剥離点前後の圧力比に関係しており、この再循環領域の静圧低下が原因で、剥離点位置はより下流側に位置し、遷移NPRは低くなる。本検討で用いたSAモデルとSA-compモデルについては、SAモデルの方が剥離せん断層内

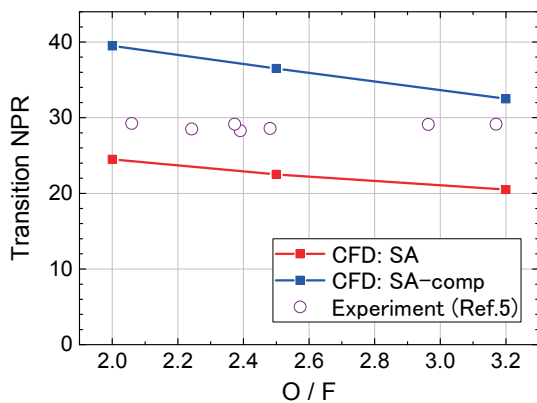


図5 作動点遷移条件 (遷移 NPR) の比較

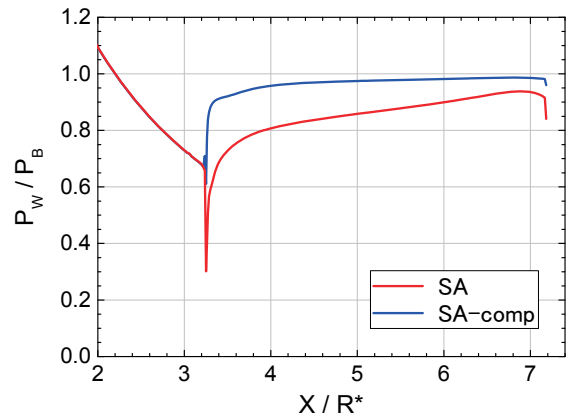


図6 壁圧分布に対する乱流モデルの影響 (O/F=2.5,  $P_c=2MPa$ )

の渦粘性係数を大きく評価した。これは圧縮性補正の有無による違いである。図6は $O/F=2.5$ 、 $P_c=2.0MPa$ における壁圧分布の比較であるが、文献<sup>9)</sup>の検討と同じ理由で、SAモデルの壁圧がSA-compモデルの結果より低いことを確認している。

(4) 作動点遷移 NPR に対する O/F の影響について

図5で注目すべき点として、試験結果ではO/Fの変化に対して遷移NPRがほぼ一定であるのに対し、CFDは両乱流モデルの結果ともO/Fが低いほど遷移NPRが高くなっており、CFDと試験結果でO/Fに対する遷移NPRの変化に違いがあった。O/Fに対する遷移NPRの感度を、 $O/F=2$ と $O/F=3.2$ の遷移NPRの差をその平均値で割った比で表すと、SAモデルで0.18、SA-compモデルで0.19となり、乱流モデルによる差は小さい。

図7に、SAモデル、 $P_c=2MPa$ の場合の各O/Fの壁圧分布を示す。表示値は大気圧 $P_B$ で無次元化した値である。O/Fを上げるとノズル壁圧は $P_c$ に対して相対的に高くなるため、 $P_c$ が同じ場合、剥離点はO/Fが高いほど下流に位置する。図7には $O/F=2.0$ 、 $P_c=2.3MPa$ の壁圧分布も破線で示したが、 $O/F=3.2$ 、 $P_c=2MPa$ の分布とほぼ一致している。これらは、コールドフロー試験条件の場合と同様に、燃焼ガス条件の場合にも、剥離点前後の圧力比が剥離点位置や遷移NPRに強く影響する要因であることを示している。こ

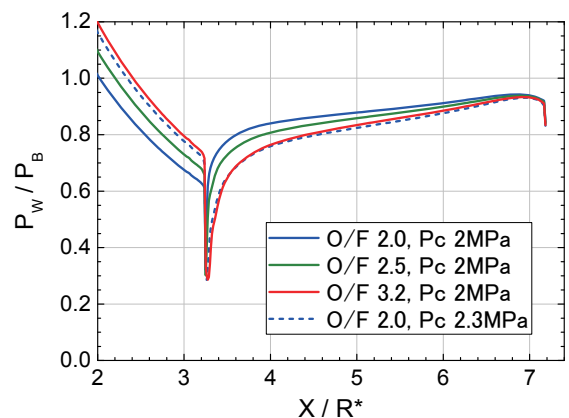


図7 各 O/F 条件の壁圧分布の比較 (SA)

のことから、O/F に対する遷移 NPR の変化傾向が異なる原因のひとつとして、CFD がノズル流を十分な精度で再現できていない可能性が考えられる。実際、図 2 を詳しく見ると、CFD は O/F に対する壁圧の変化を試験結果よりやや大きく予測する傾向にある。この原因については検討中である。

#### 4. まとめ

DLR-JAXA 共同研究として実施されたデュアルベルノズル・サブスケール燃焼試験に対応した CFD を行い、LOX/GCH<sub>4</sub> 燃焼ガス条件における作動点遷移条件の予測を試みた。コールドフロー試験条件の場合と同様に、燃焼ガス条件においても、遷移 NPR の予測結果に対する乱流モデルの強い影響が見られた。また、CFD と試験結果で、O/F に対する遷移 NPR の変化傾向に違いがあった。この原因については検討中である。

#### 参考文献

- 1) Hagemann, G., Frey, M., Manski, D.: A Critical Assessment of Dual-Bell Nozzles, AIAA paper 97-3299, 1997.
- 2) Génin, C., Stark, R.: Experimental Study on Flow Transition in Dual Bell Nozzles, J. Prop. Power, Vol.26, No.3, pp.497-502, 2010.
- 3) Tomita, T., Takahashi, M., Sasaki, M., Tamura, H.: Investigation on Characteristics of Conventional-nozzle-based Altitude Compensating Nozzles by Cold-flow tests, AIAA paper 2006-4375, 2006.
- 4) Génin, C., Schneider, D., Tomita, T., Takahashi, H.: LOX/CH<sub>4</sub> Hot Firing Dual Bell Nozzle Testing: Part I - Transitional Behavior-, AIAA 2015-4155, 2015.
- 5) Takahashi, H., Tomita, T., Génin, C., Schneider, D.: LOX/CH<sub>4</sub> Hot Firing Dual Bell Nozzle Testing: Part II - Characteristics of Combustion Instability and Heat Flux-, AIAA 2015-4156, 2015.
- 6) Génin, C., Stark, R., Karl, S., Schneider, D.: Numerical Investigation of Dual Bell Nozzle Flow Field, AIAA paper 2012-4164, 2012.
- 7) 芳賀, 堤, 高木, 富田: デュアルベルノズル剥離点遷移過程の非定常 CFD 解析. 第 57 回宇宙科学連合講演会講演集, 2013.
- 8) Schneider, D., Génin, C.: Numerical Investigation of Flow Transition Behavior in Cold Flow Dual Bell Rocket Nozzles, AIAA 2015-4219, 2015.
- 9) 小泉, 芳賀, 堤, 高橋: デュアルベルノズル剥離点遷移過程における CFD 解析モデルの影響. 第 59 回宇宙科学連合講演会講演集, 2015.
- 10) 伊藤, 宮島: メタン燃料を用いたロケットエンジンノズル性能特性. 日本航空宇宙学会論文集, vol.53, No.619, pp.351-357, 2005.
- 11) Spalart, P., R., Allmaras, S., R. : A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows, La Recherche Aérospatiale, no 1, pp.5-21, 1994.
- 12) NASA Langley Research Center, Turbulence Modeling Resource, <http://turbmodels.larc.nasa.gov/>
- 13) Wada, Y., Liou, M.-S.: A Flux Splitting Scheme with High-Resolution and Robustness for Discontinuities, AIAA paper 94-0083, 1994.