A109

クラスター型リニアエアロスパイクノズル噴流の可視化 および構造解析

正 新美智秀 (名大) 正 森英男 (名大) 岡部和毅 (名大)
政井佑介 (名大) 谷口真潮[○] (名大) 西平竜太郎 (名大)

Visualization of Flow Fields around Cluster-type Linear Aerospike Nozzles and Analyses on Its Structures

Tomohide NIIMI, Hideo MORI, Kazuki OKABE,
Yusuke MASAI, Mashio TANIGUCHI and Ryutaro NISHIHARA

ABSTRACT

Aerospoke nozzles have been expected as a candidate for an engine of reusable space shuttles to respond to growing demand for rocket-launching and its cost reduction. In this study, the flow field structure in any cross sections around the linear-type aerospoke nozzle are visualized and analyzed, using laser induced fluorescence (LIF) of NO seeded in the carrier gas N_2 . Since the flow field structure is affected mainly by the pressure ratio (P_s/P_a), the linear-type aerospoke nozzle is set inside the vacuum chamber to carry out the experiments in the wide range of pressure ratios from 75 to 250. Flow fields are visualized in several cross-sections, demonstrating the complicated three-dimensional flow field structures. Pressure sensitive paint (PSP) of PtTFPP bound by poly(TMSP) is also applied successfully to measurement of the complicated pressure distribution on the spike surface.

Keywords: Aerospoke Nozzle, Jet Structure, Laser Induced Fluorescence

1 緒言

低コストの宇宙輸送システムの要求が高まる中、完全再使用型宇宙往還機の推進機関用ノズルとしてエアロスパイクノズルの実用化が期待されている。従来より用いられてきたベル型ノズルでは、適正膨脹を実現できる圧力比が限定されているため、低高度から高高度までの打ち上げを行うには多段式にする必要があるが、エアロスパイクノズルは単一のノズルで低高度から高高度まで高い性能を維持できる特性を持つ。また、エアロスパイクノズルは同じ開口比を持つベル型ノズルよりもノズル全長が非常に長くなるが、スパイクを途中で切断しても、切断面における推力補填により100%の長さのノズルとほぼ同程度の推力を得られることが報告されている¹⁾。

エアロスパイクノズルの実用化のためには、その複雑な流れ場構造の詳細な解析が必要であるが、これまで、エアロスパイクノズル噴流の解析はシミュレーションによるものがほとんどであり、実験的解析はシュリーレン法による可視化²⁾に限られてきた。ところが、シュリーレン法ではその原理的な制限により、視線方向に積算された構造しか得ることができず、任意の断面における構造を得ることは不可能であった。

本研究では、NO-LIFにより、複数の噴射口を持つクラスター型リニアエアロスパイクノズルの膨脹流を任意の断面において可視化するとともに、感圧塗料 (PSP)³⁾を用いてノズル壁面の圧力分布を併せて測定することにより、互いに干渉する流れ場の構造を明らかにする。また、噴流を真空中へ噴出させることで、幅広い圧力比条件の設定を可能にした。

2 実験装置

図1に、本研究で用いた可視化計測システムの機器構成を示す。実験装置は、真空チャンバー、給排気装置、圧力測定装置、光学系および同期システムからなる。本研究の実験システムでは、ArFエキシマレーザー (Lambda Physik 製) からのレーザー光を複数のミラーを用いて伝送し、真空チャンバー (膨張室) 直前に設置された円筒レンズによりレーザー光をシート状にした後、膨張室内のエアロスパイクノズルから試料気体を噴出させて発生する流れ場に入射する。レーザー励起によって流れ場から発せられる蛍光は、レーザーシートに垂直に設置させた高感度 CCD カメラ (浜松ホトニクス製) によって撮像される。CCD カメラの解像度は 1280×1024 画素、4096 階調 (12bit) である。CCD カメラにはイメージインテンシファイヤー (浜松ホトニクス製) が取り付けられており、微弱な紫外蛍光を捕らえることができる。また、レンズにはレーザーの散乱光の入射を防ぐためのUG5 フィルターを取り付け、さらにレーザーの発振と CCD カメラの撮像時間を同期させることにより、散乱光の影響を大幅に軽減させることを可能とした。CCD カメラで撮像されたデータは、専用のインターフェイスユニットに送られ、データ処理を行った後にホストコンピュータに格納され、モニターに出力される。パルスステージを用いてレーザーシートと CCD カメラが等距離を保つように移動させることにより、流れ場中の任意の断面を撮像することができる。なお、PSP を用いたノズル表面の圧力計測にも同様の実験装置を用いたが、PSP は酸素に対する感度を持つため、試料気体

Fig. 1 Experimental Apparatus

Fig. 2 Aerospike Nozzles

として純酸素を使用した。入射光源としてはキセノンショートアークランプを用い、透過波長域 $400 \pm 10\text{nm}$ のバンドパスフィルターを介して PSP を塗布したノズル表面に照射した。PSP の発光を CCD カメラで撮像する際には、散乱する入射光を波長 600nm のロングパスフィルターにより除去し、PSP の発光のみを撮像した。また、ノズル表面に塗布する PSP としては、酸素圧力に対する感度が高く低圧力域

に適用が可能な PtTFPP/poly(TMSP)³⁾ を用いた。

本研究では図 2 に示す 2 種類のノズルを使用して実験を行った。この図では本論文で使用する座標系を併せて示す。ノズル出口を含む平面を yz 平面とし、この面に垂直かつノズルのベース面の中心を通る直線を x 軸とする。ノズル 1 ではスパイク部で隔てられた片側に 3 個の噴射口を設けてあり、各噴射口は、すべて幅が 1mm 、高さが 1.13mm (スロート部では 0.5mm) の矩形断面とした。なお、隣り合う噴射口の間隔は 0.5mm である。スパイク部は全長の 60% で切断しており、切断後の長さは 8.66mm である。ノズル 2 を用いた実験では、スパイク部を隔てた両側から噴出する噴流の干渉およびノズルのベース面における推力補填の影響を調査するため、ノズル 1 と同じ大きさの 3 個の噴射口をスパイク部を隔てた両側に設け、さらにスパイク部を全長の 20% で切断した (切断後のスパイク部の長さは 2.89mm)。

3 結果および考察

3.1 隣り合う噴射口から噴出する流れ場の構造

クラスター型リニアエアロスパイクノズルの隣り合う噴射口より噴出する流れ場の干渉などの構造を可視化するため、図 2 のノズル 1 を用いて LIF による可視化実験を行った。図 3 は xz 平面上 ($y = 0$) における噴流の可視化画像である。貯気室内圧力 P_s はいずれも 88 kPa (660 Torr) であり、チャンバー内背圧 P_a を変化させることで圧力比 P_s/P_a を設定した。圧力比は上図よりそれぞれ 82.6 , 145 , 250 である。この図より、圧力比の増加とともに噴流構造が大きくなることが確認できるが、いずれの圧力比においてもスパイク部における噴流の剥離は見られず、推力ロスのない適切な設計が行われたことが示された。

図 4 は yz 平面に平行な断面で得られた圧力比 145 における噴流の可視化画像である。出口直後 ($x = 0.7\text{mm}$) では二つの矩形構造が現れているが、これは隣り合う噴流同士が干渉して形成された数密度の高い領域を示している。この領域はその周囲に比べて相対的に圧力が高いため、この領域を起点とした膨脹が起こり、 z 方向への強い吹出しが形成される。この二つの吹出し間は負圧になるため、両者は下流に向かうにつれて徐々に接近し、最終的には一体化する。この結果、噴流構造は矩形構造から三角形構造へと変化する ($x = 4.7\text{mm}$)。また、両端の噴射口から出る噴流は、 y 方向にノズル表面に沿って自由膨脹するため、 y 方向に偏平した流れが観察される。以上のことから、切断面を超えると、速度の z 方向成分と y 方向成分が釣り合う点を中心に三方向に伸びた逆 Y 字型噴流となる ($x = 12.7\text{mm}$)。

図 5 は圧力比 145 におけるノズル 1 のスパイク部壁面の圧力分布を PSP により計測した結果である。なお、図の上部のスケールで示すように、白い部分が低圧力、黒い部分が高圧力に対応している。この図より、3 個のノズル出口直後 ($y = 0, \pm 1.5\text{mm}$) において高圧力領域が観測されるが、これは流れ場が不足膨脹流となっているため、出口直後の圧力が周囲よりも高いことによる。なお、この図では 3 個のノズル出口の直後における高圧部分のほかに、 $y = \pm 0.75\text{mm}$ の位置に 2 個の高圧部分が確認されているが、これは前述のように隣り合う噴流同士の干渉部によるものである。

以上の解析結果より得られる噴流構造の模式図を図 6 に示す。上部の図は $y = 0$ における断面図を示し、この図において破線の矢印で示された平面での断面図を下部に示す。この平面において、流れの上流から下流へ向かう向きを x' 方向と定義する。噴射口両端から発生する樽型衝撃波が噴流干

Fig. 3 LIF Image on xz-plane (nozzle 1)

渉面上の点 a で反射し、樽型衝撃波 ab および ac を形成する。上図の AB は樽型衝撃波 ab および a'b が正常交差する箇所となる。なお、前述のノズル表面圧力分布において観測された 2 個の高圧部分は、点 a および a' を通過した直後の領域であり、衝撃波による圧縮のため圧力が高くなる。CD は、スパイク部先端から発生する膨張波が内側の噴流境界で反射し形成される樽型衝撃波であり、CD および BD が三次元的に交差する点 D は周囲より高圧力になる。圧力比が高くなると噴流は自己相似的に点 D までの距離が大きくなる。

3.2 スパイク部の両側より噴出する噴流の干渉

エアロスパイクノズルの利点の一つとして、スパイク部を短く切断した場合でも、切断面にかかる圧力により推力補填が起こり、切断前とほぼ同等の推力が得られることが挙げられる。これは、スパイク部を隔てた両側からの噴流が干渉し、その交差部分の圧力が相対的に高くなり、ベース面に向かう逆流が発生することで、ベース面の圧力が上がり推力が生まれることによる。一方で、スパイク部を隔てた両側からの噴流がベース面直後の領域で干渉しない場合には、ベース部における圧力補填が起こらなくなる。本研究では、図 2 のノズル 2 を用いて、スパイク部を隔てた両側からの噴流の干渉の様子を調査した。

図 7 は xz 平面上 ($y = 0$) における噴流の可視化画像である。圧力比は上図よりそれぞれ圧力比 75.0, 125 および 169 であり、貯気室内圧力はいずれも 100 kPa (750 Torr) であ

Fig. 4 LIF Image on yz-plane (nozzle 1, $P_s/P_a = 145$)

る。この結果より、高圧力比の場合 ($P_s/P_a = 169$) では、内側噴流境界で形成される樽型衝撃波がベース面直後で干渉していることが示された。このような場合、その干渉領域からベース面に向かって逆流が発生し、結果として推力が得られると考えられる。一方、低圧力比の場合 ($P_s/P_a = 75.0$) では、膨張が弱くなるため噴流構造が小さくなり、その結果、樽型衝撃波はベース面直後で干渉しなくなり、上述のプロセスによる推力補填が起こらなくなると思われる。

本研究においては PSP によりベース面の圧力分布も計測したが、高圧力比でも逆流による圧力増加はみられず、LIF による可視化画像でも確認はできていない。これは、本研究で用いたノズルの噴射口幅が短くまた側壁等がないため、中心面においても逆流が y 軸方向へも膨張してしまうことによると考えられる。一方、実機への搭載が想定されるエアロスパイクノズルでは、より多くの噴射口を持ち、全体の噴射口幅が長くなるため、逆流の y 軸方向への膨張の影響は小さく

Fig. 5 PSP Image on the Nozzle Surface (nozzle 1, $P_s/P_a = 145$)

Fig. 6 Jet Structure ($P_s/P_a = 145$)

なると考えられる。

4 結論

本研究では、複数の噴射口より膨脹して互いに干渉するクラスター式リアエアロスパイクノズルの噴流構造を解析するため、NO-LIF による可視化技術を用いて、膨脹流を任意の断面において可視化するとともに、PSP による圧力計測法を用いてノズル壁面の圧力分布測定を行った。本研究で得られた結果を以下に示す。

1. 圧力比 (P_s/P_a) が $75 \leq P_s/P_a \leq 250$ の範囲で流れ場を可視化し、スパイク部の長さおよび圧力比に依存した、複雑で多様な流れ場構造を有していることを解明し、その構造解析を行った。
2. 各噴射口からの排気流が干渉し、 z 方向に強い吹出しが形成されることや、下流ではノズル表面に平行及び垂直な二方向に扁平した流れに漸近することを明らかにした。

$P_s/P_a = 75.0$

$P_s/P_a = 125$

$P_s/P_a = 169$

Fig. 7 LIF Image on xz-plane (nozzle 2)

3. PSP を用いてノズル表面の圧力分布計測を行い、噴流の干渉部などにおいてノズル表面に作用する圧力分布を明らかにした。
4. 様々な圧力比において、スパイク部を隔てた両側より噴出する噴流の干渉の影響を調査した結果、圧力比が十分に大きい場合、ベース直後で両側の噴流が干渉し、この領域よりベース面に向かう逆流が発生して推力が得られる可能性があるが、圧力比が小さい場合、スパイク部を隔てた両側の噴流がベース直後で干渉せず、推力補填の影響が望めないことを示した。

本研究は科学研究費補助金（基盤研究 A、萌芽研究）および科学技術振興調整費「機能性分子による熱流体センシング技術の研究開発（MOSAIC）」の援助により実施した。ここに謝意を表する。なお、本研究で使用了エアロスパイクノズルの製作には本学技術室の中西幸弘氏にご尽力頂いた。心より感謝申し上げます。

参考文献

- 1) T. Ito, K. Fujii and A. K. Hayashi, *Computations of Axisymmetric Plug Nozzle Flow Fields*, AIAA Paper 99-3211, 768-778 (1999).
- 2) T. Tomita, M. Takahashi and T. Onodera, *Visualization of Shock Wave Interaction on the Surface of Aerospikes Nozzles*, 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 98-3523 (1998).
- 3) 新美智秀ほか, PSP の低圧力域における基礎特性に関する研究, 日本機械学会論文集 (B 編), **68**, 676, pp. 3360-3368 (2002).