

213 リニアスパイクノズルの噴流構造のLIFによる実験的解析

Experimental Analysis on Flow Field structures around Linear Aerospike Nozzles by LIF

正 新美智秀 (名大) 正 森 英男 (名大) ○准 谷口真潮 (名大・院) 西平竜太郎 (名大・院)

Tomohide NIIMI, Hideo MORI, Mashio TANIGUCHI, Ryutaro NISHIHIRA

Key Words: Aerospike Nozzle, Jet Structure, Laser Induced Fluorescence

1 緒言

近年、衛星の軌道投入や国際宇宙ステーションに関連したロケット打ち上げ需要が拡大し、それに伴い低コストの宇宙輸送システムの必要性が増加している。その実現には単段型完全再使用往還機 (SSTO) が有望視され、その搭載エンジンには低高度から高高度までの幅広い作動高度において高い性能を有することが必要である。SSTO に搭載されるノズルとして幅広い圧力範囲に適応できるエアロスパイクノズルが提案されている。エアロスパイクノズルは噴流が膨張過程で外気に接しているため、外気圧によって噴流形状が変化し、常に適正膨張をする。本来、ベル型ノズルに比べエアロスパイクノズルは全長が長い、スパイク部を切断しても切断前とほぼ同程度の推力が得られるために全長を短くできることが報告されている¹⁾。

これまで、国内の研究機関ではシミュレーションによる解析とシュリーレン法²⁾で得られる可視化画像を用いた解析がほとんどであった。シュリーレン法による可視化は流れ場を視線方向に積算した結果であり、任意断面の情報を得ることができない。

本研究ではリニア型エアロスパイクノズル周りの流れ場を NO-LIF 法によって任意断面で可視化し、より詳細な構造解析を行った。また、感圧塗料 (PSP)³⁾を用いてスパイク表面の圧力分布も測定し、複数の噴流が相互に干渉する流れ場構造を明らかにした。さらに、噴流構造は主に圧力比によって支配されるので、圧力範囲を広く設定することを可能にするため真空チャンバー内で実験を行った。

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。本研究では、NO1% + N₂99% の混合気体をノズルから噴出し、ArF エキシマレーザー (Lambda Physik :LPX 105E) からのレーザー光を円筒レンズによりシート状にした後、ノズル周りの流れ場に入射した。流れ場中の蛍光を撮像するために、高感度 CCD カメラ (浜松ホトニクス :C7300-10) をレーザーシートに対して垂直に設置し、CCD カメラには微弱な紫外蛍光を捉えるためにイメージインテンシファイヤー (浜松ホトニクス製 :C6653) を取り付けた。また、カメラレンズ (Nikon :UV-NIKKOR F(0.5)) に UG5 フィルターを取り付けるとともに、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って、散乱光を大幅に軽減した。また、カメラレンズの被写界深度が浅いので、焦点が常に合うように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た。

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、試料気体として純酸素を、入射光源としてキセノンショートアークランプを用いた。ランプからの光を透過波長域 400 ± 10nm のバンドパスフィルターを介し PSP を塗布したノズル表面に照射した。600nm のロングパスフィルターを CCD カメラの前に設置し、PSP の発光のみを撮像した。PSP には 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。この図に本論文で使用する座標系を併せて示す。ノズル 1 はスパイク部が隔てられた片側に 3 個の噴射口を設け、スパイク部は全長の 60% で切断してある (スパイク長さ 8.66mm)。ノズル 2 はスパイク部両側の噴流の干渉およびベース面の圧力による

推力補填の調査のために、3 個の噴射口をスパイク部を隔てた両側に設け、スパイク部を全長の 20% で切断してある (スパイク長さ 2.89mm)。

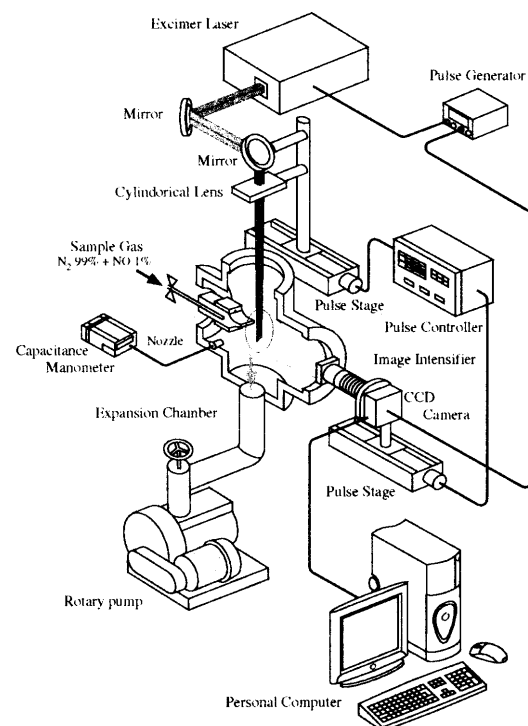


Fig. 1 Experimental Apparatus

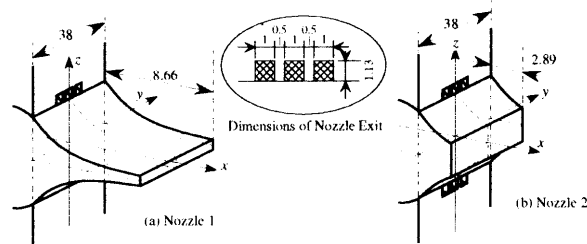


Fig. 2 Aerospike Nozzles

3 結果および考察

3.1 スパイク部片側より噴出する噴流の干渉 クラスター型リニアエアロスパイクノズルの隣接した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。圧力比は上から $P_s/P_a=145, 250$ 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、いずれの圧力比に対し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の $P_s/P_a=145$ における噴流の構造図である。出口直後 ($x = 0.7\text{mm}$) では互いに隣接する噴流

同士が干渉して形成された二つの矩形構造が現れている。この領域を起点として再び膨張が起こり、 z 方向への強い噴出しが形成される。この二つの噴出しの間は負圧になるために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。このように噴流構造は矩形構造 ($x = 0.7\text{mm}$) から三角形構造 ($x = 8.7\text{mm}$) へと変化する。さらに噴流は切断面を超えると、運動量の z 方向成分と y 方向成分の均衡点を中心に三方向に伸びた逆 Y 字型構造となる ($x = 12.7\text{mm}$)。

図 5 は圧力比 $P_s/P_a=145$ 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、白い部分が低圧力、黒い部分が高圧力を示している。この図より、噴射口出口直後 ($y = 0, \pm 1.5\text{mm}$) において高圧力領域が観測されるが、これは噴射口から出た噴流とスパイク表面の干渉によるものである。さらに $y = \pm 0.75\text{mm}$ の位置に二つの高圧部分が観測されるがこれは前述の隣接した噴流同士の干渉によるものである。

3.2 スパイク部の両端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、ベース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、上下の両噴流が干渉しベース面直後の内側噴流境界で起こる逆流によって、ベース面の圧力が高くなり推力が補填されるからである¹⁾。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を調査した。図 6 は xz 平面上 ($y=0$) における噴流の可視化画像である。圧力比は上から $P_s/P_a=75.0$, 169 である。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。この干渉領域からベース面に向かって流れが逆流し推力が得られると考えられる。一方、低圧力比の場合 ($P_s/P_a = 75.0$) の場合では、膨張が弱く、噴流構造が小さくなるので内側噴流境界で形成される樽型衝撃波のベース面直後での干渉は起こらない。このため、上述の逆流による推力補填が行われなくなると考えられる。

しかし、高圧力比において上述した逆流は NO-LIF による可視化では確認できず、PSP を用いてベース表面の圧力測定も行ったが逆流によるベース表面の圧力増加も確認できなかった。これは、本研究で用いたノズルの噴射口の数が実機に搭載されるノズルに比べ y 軸方向に少ないために内側噴流境界で干渉した噴流がベース面方向 ($-x$ 方向) のみでなく、 y 軸方向にも流れ、ベース面の圧力は実機ほど増加しないことが原因と考えられる。

4 結論

複数の噴射口より膨張して互いに干渉するクラスター型リニアエアロスパイクノズルの流れ場に対して得られた結果を以下に示す。

1. NO-LIF による可視化画像から xz 平面では圧力比によって噴流形状が変化することを確認し、 yz 平面では噴流の断面形状が上流では矩形構造、下流に行くに従い三角形構造、逆 Y 字構造に変化することを明らかにした。
2. PSP による表面圧力分布測定によってスパイク部の表面圧力が出口直後の噴流とスパイク表面の干渉、隣接した噴流同士の干渉により高圧力になることを明らかにした。
3. スパイク部の両側より噴出する噴流は、高圧力比ではベース面直後で干渉し、低圧力比ではベース面直後での干渉は起こらないことを明らかにした。

今回、高圧力比の場合のベース面圧力による推力補填は確認できなかったが、今後より多くの噴射口を持つノズルを用いてベース面圧力による推力補填を確認する予定である。

本研究は科学研究費補助金 (基盤研究 A、萌芽研究) 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)」、および日比科学技術振興財団の援助により実施した。ここに謝意を表す。なお、本研究で使用した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いただいた。心より感謝申し上げる。

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 Aerospike 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)

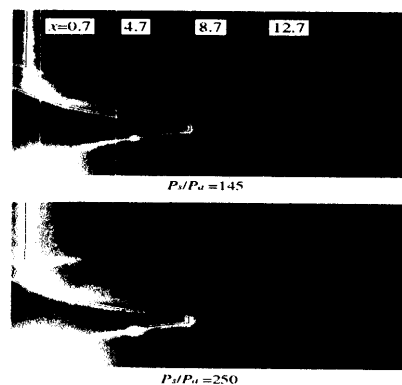


Fig. 3 LIF Image on xz -plane (nozzle 1)

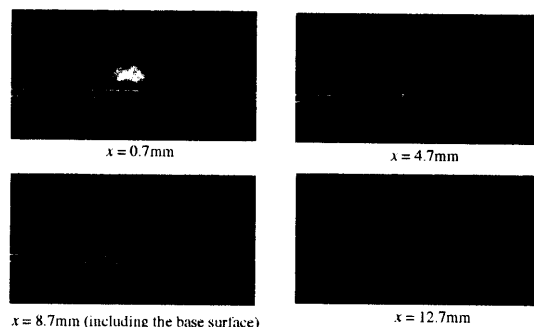


Fig. 4 LIF Image on yz -plane (nozzle 1, $P_s/P_a = 145$)

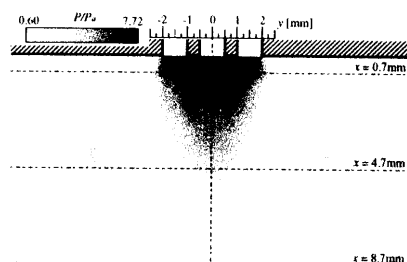


Fig. 5 PSP Image (nozzle 1, $P_s/P_a = 145$)

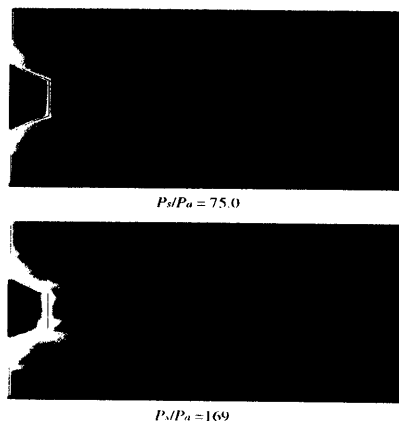


Fig. 6 LIF Image on xz -plane (nozzle 2)