

2次元エアロスパイクノズル始動過程の可視化計測

渡部 俊輔^{*1} 水書 稔治^{*2}

Flow Visualization of Starting Process of Two-Dimensional Aerospike Nozzle

by

Shunsuke WATABE ^{*1} and Toshiharu MIZUKAKI ^{*2}

(Received on Sep. 27, 2010 and accepted on Nov. 17, 2010)

Abstract

This report describes flow visualization, as preliminary experiment to evaluate the thrust efficiency of the nozzle, of the starting process inside a two-dimensional aerospike nozzle. The shock tube with a cross section of three by four centimeter at the test section was used as a high pressure gas reservoir. The resultant images were evaluated with the numerical results calculated with the Navier-Stokes equation with weighted averaged flux (WAF) method. Visualized images of the starting process after the incident shock passage through the nozzle were clearly obtained with a digital-still camera, and compared with numerical results. The numerical results met the experimental ones within acceptable differences. We confirmed that the nozzle generates supersonic flow with the designed ideal expansion.

Keywords: Unsteady Nozzle Flow, Shock Tube, Numerical Analysis, Aerospike nozzle

1. 緒論

単段式再使用宇宙往還機やパルスドットネーションエンジン (PDE) のノズルとして高度補償性の高いエアロスパイクノズルの搭載が考えられ、国内外で数値解析や実験による研究が行われている^{1)~4)}。エアロスパイクノズルは高度により実効膨張比が自律的に調整され、ノズルの設計圧力比に限らず幅広い圧力比で高いノズル効率を保つことができるノズルである。超音速ノズルの始動および停止過程では、衝撃波や膨張波の干渉が発生し、乱流への遷移や境界層の剥離などの複雑な現象が起き、軸対象性の乱れなどにより横推力が発生する恐れがある。ベル型ノズルの始動過程についてはこれまでいくつかの研究が報告されている。Smith⁶⁾は始動過程について実験的研究を行い、ノズル内の非定常流れを特性曲線法によって解いたモデルを考え、そのモデルと実験値との比較を行った。Amann¹¹⁾は始動過程の伝達衝撃波や始動衝撃波の挙動について論じている。生井、松尾ら¹²⁾は衝撃波管に4種類のラバルノズルを設置し、接触面などの流れの様相を明らかにした。阿部¹⁰⁾はノズルのスロート形状の異なるモデルを2種類作り、スロート部の形状が始動過程と準定常流れに重要な役割を示すことを示した。

*1 工学研究科航空宇宙学専攻修士課程

*2 工学部航空宇宙学科准教授

Hillier¹³⁾は始動過程の数値計算結果を Amann¹¹⁾の可視化データと比較している。李ら¹⁴⁾、井口¹⁵⁾らは始動過程を数値計算結果と可視化実験結果との詳細な比較を行っている、これまで従来のベル型ノズルの始動過程についての議論は多く存在するがエアロスパイクノズルの始動過程に関する議論は少なく、発生する現象はわかっていない。特に PDE は間欠的にノズルの始動と停止を繰り返すため始動過程においてどのような現象が発生するかを解明することは重要である。

本研究では、高度補償性の高いエアロスパイクノズルの始動・停止過程における流れ場を定性的に理解することを目的に、小型衝撃波管を使用し、エアロスパイクノズルの始動過程を Shadowgraph 法で可視化計測し、数値解析やベル型ノズルの始動過程^{5)~7)}と比較することにより、始動過程における流れ場について概説する。

2. 実験装置

Fig.1 に本研究で使用した小型衝撃波管 (以下 3×4ST) を示す。高压部の長さは 1000 mm, 低压部の長さは 3000 mm, 低压部に Test section (Fig.2) を設置し、Test section 後方に 800 mm のダンプタンクを設置した。Test section にノズルを設置して始動過程を可視化した。この衝撃波管は低压部と高压部の間に Diaphragm (PET 膜 150 μ m) をはさみ、これを高压管内部にある撃針で破膜することに

よって衝撃波を発生させることができる。高圧部最大許容圧力は 2 MPa, 低圧部は真空ポンプにより大気圧の 1/10 まで設定することができる。

本実験では流れ場の可視化に Shadowgraph 法を用いた。Fig.3 に光学系を示す。ピエゾ型圧力変換機 PT1 からの出力をトリガ信号としてデジタル遅延回路 (菅原研究所製 FG-310)を経由することにより、ノズル始動過程の流れ場を可視化する。光源にはキセノンスパークランプ (菅原研究所製 NP-1A: 発光時間 180 ns)を用い、画像はデジタル一眼レフカメラ (ニコン社製 D200)で記録した。本研究では特性曲線法を用いてエアロスパイクノズルの形状を設計した⁸⁾ (Fig.4)。エアロスパイクノズルは設計全長の 20%の位置でスパイク部を切断しても設計ノズル圧力比以上ではノズル効率は変化しないという特徴を持つ⁴⁾, そのため本研究では全長から 20%の位置で切断した内部膨張部を持たない形状とした。ノズル出口 Mach 数は 2.86, ノズル設計圧力比 30, 開口比 3.71 とした。

3. 実験条件

適正膨張となるノズル設計圧力比を満たすため、初期充填圧力は高圧部 1.50 MPa, 低圧部 10.0 kPa とし、圧力比 P_{41} は 145 ± 0 , 入射衝撃波 Mach 数は 2.38 ± 0.05 であった。駆動気体には窒素, 試験気体には空気を用いた。

4. 数値解析

基礎方程式は Navier-Stokes 方程式を用い、対流項の離散化には Godunov 法を二次精度に拡張した計算スキームである WAF (Weighted Average Flux) 法を用いた⁹⁾¹⁰⁾。また時間積分には一次風上差分法, 計算格子に非構造解適合格子を用いた。境界条件は等温壁, プラントル数 $Pr=0.733$ とし, Reynolds 数の代表長は管内の断面高さ (40 mm)を用いた。

解析モデルを Fig.5 に示す。上流部から Mach 数 2.38 の衝撃波を発生させ、実験を模擬している。初期セル数は 10028, 圧力条件は実験条件と同様である。

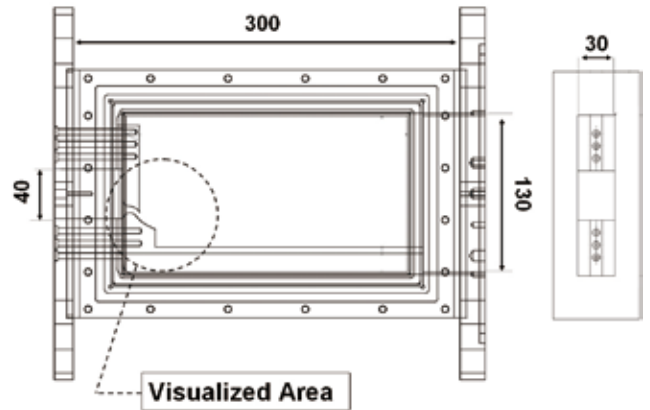


Fig.2 The dimension of the test models (unit: mm)

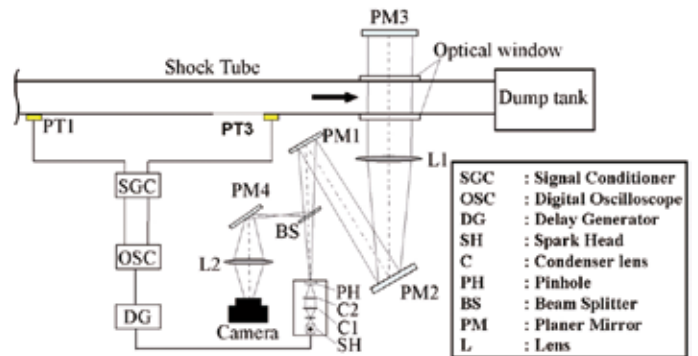


Fig.3 Schematic diagram of experimental setup

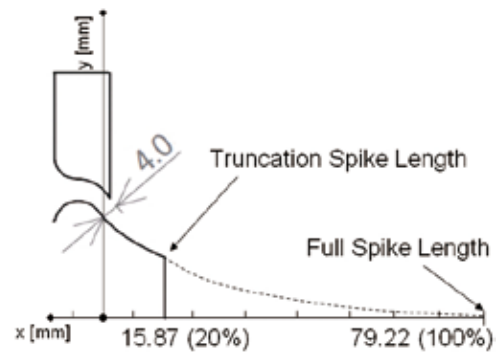


Fig.4 Design aerospike nozzle (unit: mm)

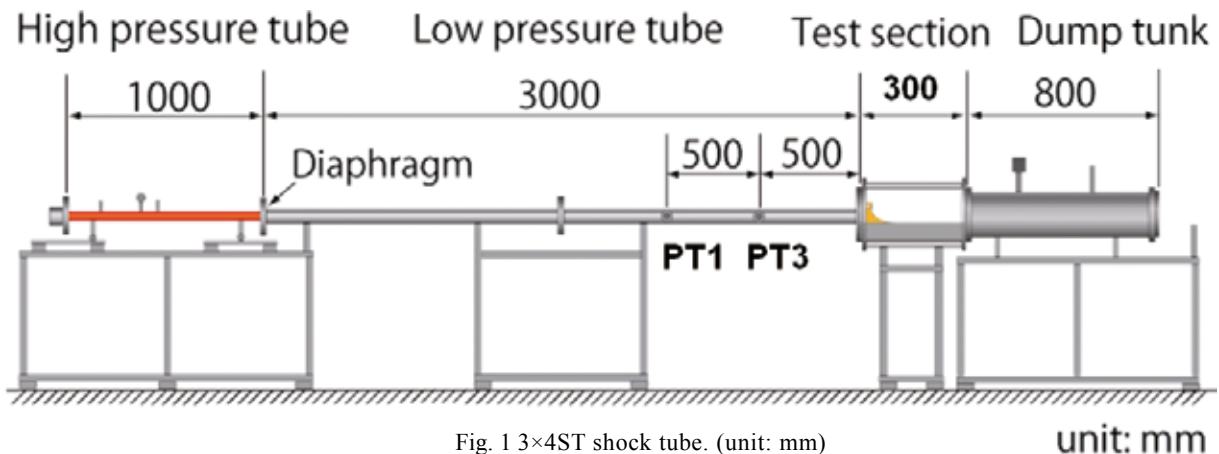


Fig.1 3x4ST shock tube. (unit: mm)



Fig.5 numerical analyze model.

5. 結果と考察

Fig.6 にノズルスロートを入射衝撃波が通過した時刻を $t = 0 \mu s$ とし、各時間 $t = 0, 10, 40, 60, 80, 120, 160, 250$ および $2700 \mu s$ におけるノズルスロート付近の始動過程を Shadowgraph 法により可視化した画像(上)、数値解析結果による密度の等高線画像(下)を示す。

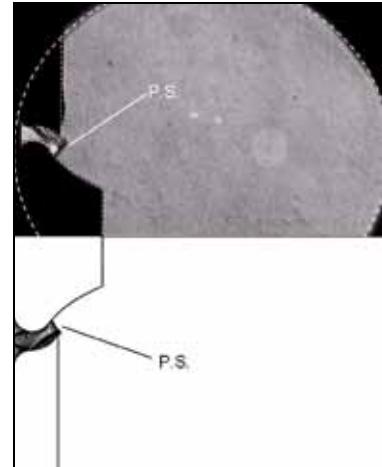
Fig. 6 (b)より $t = 10 \mu s$ では、入射衝撃波が通過することで渦(vortex)が発生していることが確認できる。ベル型ノズルでは滑り面(Slip Line)がスロートを通すことによって渦が誘起された(Fig. 7 (a), (b))⁵⁾のに比べて、エアロスパイクノズルではその渦の発生要因が異なり、自由境界面との速度差により発生する。

Fig. 6 (c) $t = 40 \mu s$ ではスロートで発生した渦が発達し、スロートから超音速流が発生することにより、渦に沿うように始動衝撃波(Starting shock)が発生していることが確認できる。ベル型ノズルにおいては、始動衝撃波は入射衝撃波背後の流れによって生じる境界層との干渉により、 λ 型に枝分かれした疑似衝撃波となるが(Fig. 7 (c))⁵⁾、エアロスパイクノズルにおいては外部方向への膨張によって自由境界面から発生し、ノズル壁面境界層による影響が少ないことが分かる。その後、始動衝撃波は切断したスパイク部のノズル壁面に沿うように進行していく。

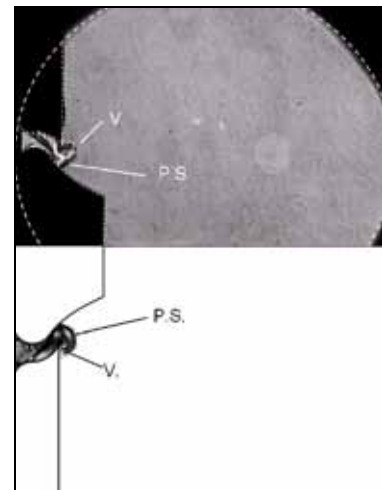
Fig. 6 (d) $t = 60 \mu s$ では超音速流がスパイク先切り部を通過することによって端部から膨張波が発生し噴流が一時的に加速することによりスロート付近からの始動衝撃波と異なる始動衝撃波が発生している、また超音速流が定常流となることで渦の発生が抑制され噴流境界ができています。Fig. 6 (h) $t = 250 \mu s$ ではこの噴流境界(Jet Boundary)が外部方向の自由境界面との噴流境界とノズル壁面付近で膨張することによって加速した超音速流との速度差によって発生する噴流境界(Inner Jet Boundary)の二種類が確認できる。

Fig. 6 (i) $t = 2700 \mu s$ では定常状態となり、噴流境界(Jet Boundary)がノズル中心軸と平行になり適正膨張が実現できている、またノズル壁面における剥離などの現象は起きていないことがわかる。

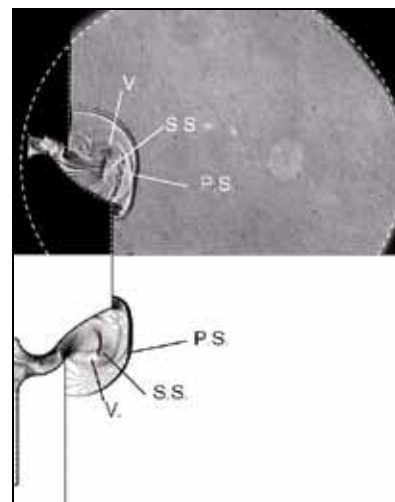
今回の研究では実験による可視化画像と数値解析結果がよく一致した。ベル型ノズルの始動過程においてはノズル内の境界層による影響で実験結果と非定常性の強い流れ場を模擬した数値解析を一致させることは難しい、しかしエアロスパイクノズルは外部膨張により超音速流を生み出すため、境界層による影響を受けず、実験と数値解析結果がよく一致したと考えられる。



(a) $t = 0 \mu s$

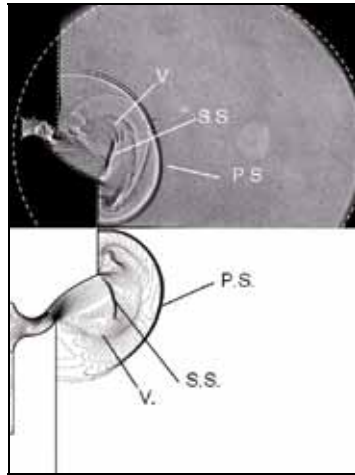


(b) $t = 10 \mu s$

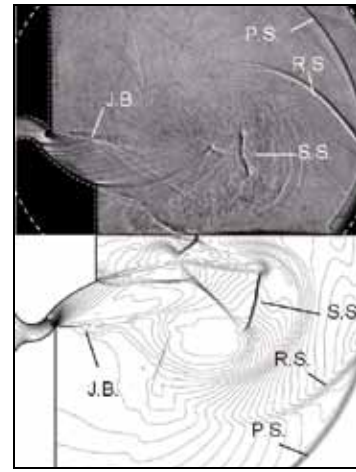


(c) $t = 40 \mu s$

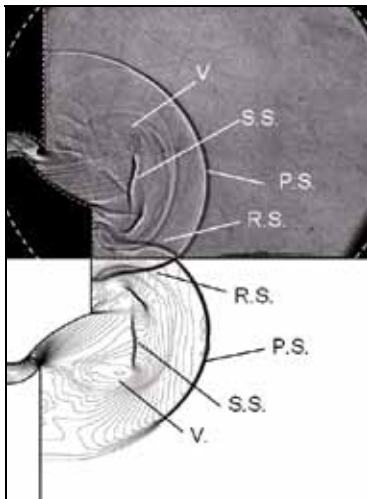
Fig.6 visualizations of aerospike nozzle starting process . upper experimental result; and lower numerical result (density): P.S.: Primly Shock, S.S.: Starting Shock, R.S.: Reflected Shock, V.: Vortex, J.B.: Jet boundary, I.J.B.: Inner Jet boundary, L.S.: Lip Shock, O.S.: Oblique Shock



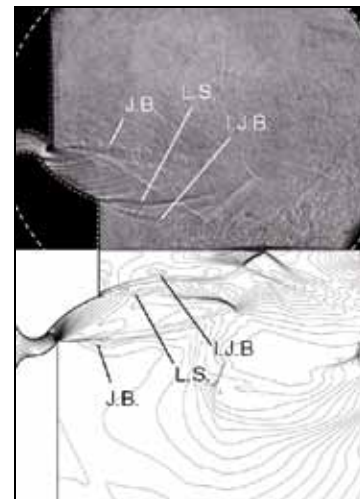
(d) $t = 60 \mu\text{s}$



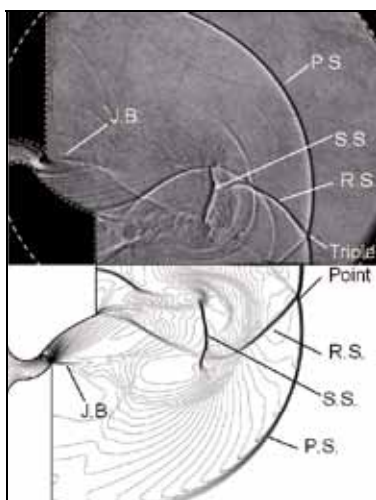
(g) $t = 160 \mu\text{s}$



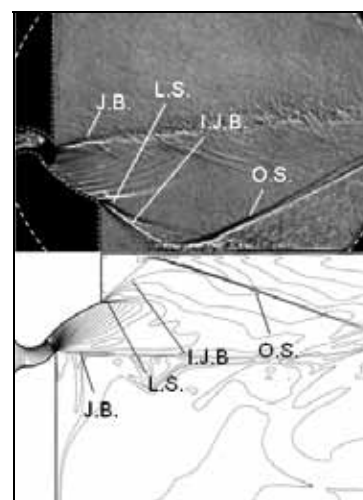
(e) $t = 80 \mu\text{s}$



(h) $t = 250 \mu\text{s}$



(f) $t = 120 \mu\text{s}$



(i) $t = 2700 \mu\text{s}$

Fig.6 visualizations of aerospike nozzle starting process . upper experimental result; and lower numerical result (density): P.S.: Primly Shock, S.S.: Starting Shock, R.S.: Reflected Shock, V.: Vortex, J.B.: Jet boundary, I.J.B.: Inner Jet boundary, L.S.: Lip Shock, O.S.: Oblique Shock

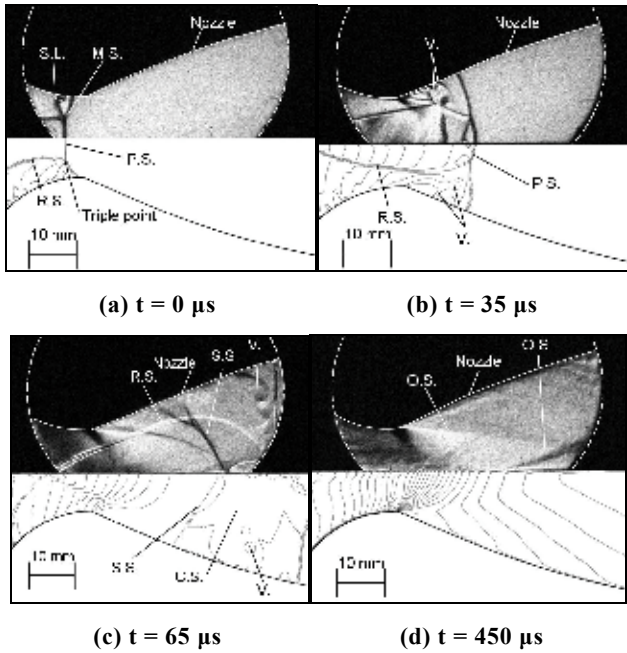


Fig.7 visualizations of bell nozzle starting process⁵⁾. upper experimental result; and lower numerical result (density); M.S.: Mach Stem, P.S.: Primly Shock, S.L.: Slip Line, R.S.: Reflected Shock, V.: Vortex, C.S.: Contact Surface, O.S.: Oblique Shock

6. まとめ

本研究では2次元エアロスパイクノズルの始動過程における流れ場をShadowgraph法による可視化実験、および数値解析結果を比較しその概略を述べた。

以下に今回の研究の結論を述べる。

- エアロスパイクノズルの始動過程を実験による可視化、および数値解析と比較することによって詳細に明らかにすることができた。
- 実験結果と数値解析結果はよく一致した。エアロスパイクノズルは外部膨張により超音速流を生み出すため、境界層による影響を受けず、実験と数値解析結果がよく一致したと考えられる。
- エアロスパイクノズルの始動衝撃破はベル型ノズルとは異なり、外部方向への膨張によってスロートで発生した渦に沿うように自由境界面から発生する。

今後は、始動過程における軸対象性の乱れやスパイク部切断に伴う推力補填の仕組みを明らかにするためノズルベース領域の噴流構造について、粒子画像計測法(PIV)や背景型シュリーレン法(BOS)を用いて、実験的に噴流構造を明らかにしていく。

終わりに臨み、本研究の数値解析に有益な御助言を賜りました伊藤忠ソリューションズ株式会社 阿部 淳 博士に深く感謝の意を表します。

参考文献

- (1) 伊藤隆, 藤井孝蔵, プラグノズルの性能評価と流れ場の数値解析, 第31回流体力学講演会, pp397-400 (1998)
- (2) 谷口真潮, 他, 可視化情報, Vol.25 Suppl.No1, (2005)
- (3) Daniau E. et al., 42nd Jt Propuls Conf Tech Pap Vol 6 2006, AIAA-2006-4794
- (4) 小林弘明, 他, プラグノズルの風洞試験による性能評価, 宇宙科学研究所報告, 特集 Vol46, (2003. 3)
- (5) 渡部俊輔 他, 衝撃波シンポジウム講演論文集 pp.419-422, Vol.2008
- (6) Smith, C.E., The starting process in a hypersonic nozzle, J. Fluid Mech., Vol.24-4 (1966)
- (7) 阿部登, 二次元超音速ノズル内の非定常流れ場, 航空宇宙研究所報告, TR-855 (1985)
- (8) Che Ching Lee, Donald D.Thompson July 6, NASA TM X-53019 (1964)
- (9) Toro E.F.; Riemann Solver and Numerical Methods for Fluid Dynamics 2nd Edition, Springer, (1999)
- (10) 阿部淳, 複雑形状物体を過ぎる衝撃波の減衰に関する実験的及び数値的研究,(2002)
- (11) Amann, H.O., Experimental Study of the Starting Process in a Reflection Nozzle, Phys. Fluids Suppl. I, pp. I -150 - I -153 (1969)
- (12) 生井武文, 松尾一泰, 衝撃波管の空力特性に関する研究日本機械学会論文集 pp.1544-1550 Vol.37(1971)
- (13) Prodromou, P. and Hillier, R., Computation of unsteady nozzle flows, "Shock Waves" Proc. of the 18th Inter. Shock Wave, Vol. II, pp.1113-1118 (1992)
- (14) 李民揆, 西田迪雄, 超音速ノズル内を伝ばする衝撃波の挙動, 第26回流体力学講, pp.325(1994)
- (15) 井口卓也他, 衝撃破シンポジウム 18-A-2-2(2007)