

超音速プラグノズルの流れの解析

片野田, 洋

日本学術振興会特別研究員 | 北九州市立大学国際環境工学部環境機械システム工学科

宮里, 義昭

九州大学大学院総合理工学研究科環境エネルギー工学専攻

松尾, 一泰

九州大学大学院総合理工学研究科環境エネルギー工学専攻

<https://doi.org/10.15017/16623>

出版情報：九州大学大学院総合理工学報告. 23 (1), pp.31-34, 2001-06. 九州大学大学院総合理工学府
バージョン：
権利関係：

超音速プラグノズル流れの解析

片野田 洋*・宮里 義昭**・松尾 一 泰**

(平成13年2月15日 受理)

Numerical Analysis of Supersonic Plug Nozzle Flows

Hiroshi KATANODA*, Yoshiaki MIYAZATO**
and Kazuyasu MATSUO**

A plug nozzle has been studied as a promising nozzle from a viewpoint of improving thrust efficiency for rocket or space plane. In the field of mechanical engineering, supersonic jets from a Laval or a conical nozzle are frequently used as a cleaning tool, cooling tool, mixing tool, etc. The plug nozzle also has possibility applicable to the field of mechanical engineering as well, however, the jet structure of the plug nozzle is not well known. The purpose of this paper is to clarify the structure of jets from a plug nozzle by solving Euler equations numerically. The jet flowfield is computed for an axisymmetric plug nozzle with a design Mach number of 2.0, and the velocity distributions on jet center line are obtained for the over, correct and underexpanded supersonic jets. The structures of the jets issuing from a plug nozzle are highly complicated and are found to be quite different from the jets from a Laval nozzle.

1. ま え が き

高圧の気体を超音速に加速させる場合、通常は **Fig. 1 (a)** に示すようなラバルノズルなどの固体壁に囲まれた先細末広の流路から気体を噴出させる。ラバルノズルを例えばロケットエンジンのノズルとして用いた場合、地上付近では設計条件よりも周囲圧力が高いため、ノズルからの噴流は過膨張状態となり、ノズル内に発生する斜め衝撃波が壁面境界層と干渉することにより流れがはく離する。その結果、過膨張状態において実際に得られる推力は次元理論により得られる理想的な推力よりも著しく小さくなるという欠点を持っている。この欠点を補うノズルの一つとして、1950年代にプラグノズルの研究が米国で始まった¹⁾。プラグノズルとは **Fig. 1 (b)** に示すように、軸対称あるいは二次元のプラグの固体壁面に沿って高圧の作動気体を超音速に加速させるノズルである。プラグの重量軽減などの目的で、**Fig. 2** に示すようにプラグの先端を切断したような鈍頭のプラグをもつノズルはエアロスパイクノズルと呼ばれる。固体壁に囲まれた流路を作動気体の下流方向へ膨張しながら加速するラバルノズルとは異なり、プラグノズルあるいはエアロスパイクノズルでは作動気体は噴流の境界で周囲の気体と接した状態で下流方向へ膨張・加速するため、過膨

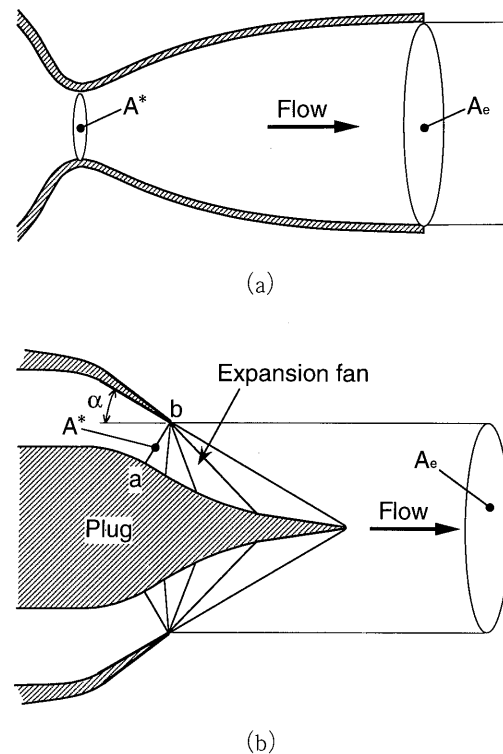


Fig. 1 Nozzle configuration
(a) Laval nozzle
(b) Plug nozzle

張状態においてもラバルノズルなどでみられる衝撃波と壁面境界層の干渉に起因する推力の低下は生じない。従って、プラグノズルでは過膨張状態においてラバルノズルよりも大きい推力が得られると期待され、プラグの曲線形状の設計手法に関する理論解析的な研

*環境エネルギー工学専攻日本学術振興会特別研究員
(現在、北九州市立大学大学院環境工学部環境機械システム工学科)

**環境エネルギー工学専攻

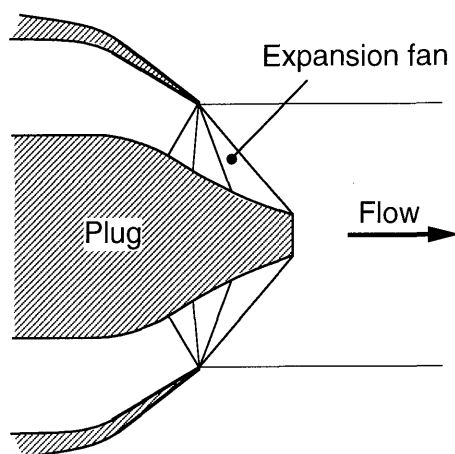


Fig. 2 Aerospike nozzle

究^{2)~4)}やノズルの流れの実験的な研究⁵⁾⁶⁾が行われてきたが、多くの技術的課題を抱えたままプラグノズルの研究は1970年代の始めに跡絶えた⁷⁾。しかし、近年NASAが次世代の単段式宇宙往還機にプラグノズルを用いたエンジンを採用したことにより再び注目を集めている。最近では単段式宇宙往還機への適用を目的とした実験的研究⁸⁾に加え、理論解析⁹⁾や数値解析^{7)10)~13)}による研究が行われている。更に、プラグノズル噴流は噴流騒音の抑制の観点からも注目されている。プラグノズルからの噴流は、適正膨張状態においては設計マッハ数が等しいラバルノズルからの噴流の騒音と同程度であるが、過膨張および不足膨張状態ではラバルノズルよりも噴流騒音が小さい¹⁴⁾¹⁵⁾ことが実験により明らかになってきた。そのため、噴流騒音の抑制を技術的課題の一つとして抱えている超音速航空機エンジンへの適用を目的として、数値解析による噴流騒音の解析¹⁶⁾なども行われている。

上述のように、これまでプラグノズルは推力を得るためのノズルとして研究が行われてきており、プラグ近傍の流れ場は徐々に明らかになりつつある。しかし、プラグから下流の噴流構造についてはこれまで研究の対象外であったため、ほとんど分かっていない。本論文は、プラグノズルをより多くの産業機器に応用することを目的としてプラグノズル噴流の数値解析を行い、ノズル近傍を含めた噴流の構造を明らかにする。

2. プラグノズルの定性的特性

まず、プラグノズルの形状の特徴を述べる。Fig. 1 (a)に示すラバルノズルの場合、ノズルの設計マッハ数を決めると、ノズル出口面積 A_e とスロート面積 A^* の比が一次元理論から決まる。同様に、Fig. 1 (b)に示すプラグノズルの場合も設計マッハ数を決めると A_e/A^* はラバルノズルの場合と全く同様に決まる。ただし、プラグノズルのスロート面積 A^* は Fig. 2 (b)

中の線分 ab を中心軸の周りに回転させたときに線分 ab が形成する面積である。更にプラグノズルでは、適正膨張状態において点 b の中心軸に向かう流れを中心軸に平行に転向させるという条件からプラントル・マイヤー関数により角度 α が決まる。プラグ表面の曲線形状は、適正膨張のときに Fig. 1 (b) の点 b からプラグ表面に向かう膨張波を相殺するように特性曲線法により成形されることが多いが、単純に直線で成形されることもある。プラグの形状は軸対称型や二次元型などがある。作動気体をプラグ表面に沿って噴射するノズル出口の流れは Fig. 1 (b) のように音速で噴射するタイプと超音速で噴射するタイプがある。前者は噴射ノズルの外のプラグ表面に沿って流れを音速から設計マッハ数の超音速まで膨張させるため外部膨張型と呼ばれる。後者は、噴射ノズル内においてある超音速のマッハ数まで気体を膨張させた後に、噴射ノズルの外で更に設計マッハ数まで流れを膨張させて中心軸に平行な流れを得るタイプであり、混合膨張型と呼ばれる。

次に、プラグノズルからの噴流の特性について述べる。前述のように滑らかな曲線により成形された先細末広の固体壁流路内で高圧の作動流体を膨張させる通常のノズルでは、過膨張状態のときに衝撃波と境界層の干渉により流れがはく離するために推力が低下するが、プラグノズルでは過膨張状態であっても衝撃波が発生しないために流れがはく離せず、通常のノズルよりも大きい推力が得られるという特徴をもっている。また、過膨張状態と不足膨張状態においてプラグノズルからの噴流の騒音は、特性曲線法により設計された設計マッハ数が同じラバルノズルからの噴流から生じる騒音よりも小さいことが分かっている。これは、不足膨張状態において、プラグノズルの噴射ノズル端から扇状に生じる膨張波のうちプラグの固体壁表面に入射する部分はプラグの曲面により相殺され、プラグの先端よりも下流へ伸びる膨張波だけが噴流境界に入射し、噴流境界で圧縮波として反射して連続したセル構造を形成するため、噴流中に生じる膨張波と圧縮波の強さがラバルノズルの場合よりも弱められるためであると考えられている。過膨張状態でも同様な原理により噴流騒音が抑制されていると考えられるが、詳しいことは分かっていない。また、特性曲線法により成形したプラグノズルからの噴流騒音は円錐型のプラグノズルの場合よりも小さいことや、プラグの表面を多孔壁にすると噴流騒音が更に小さくなることなどが実験により分かっている。

3. 数値解析手法

流れ場は軸対称であると仮定し、基礎式は非定常圧

縮性 Euler 方程式および理想気体の状態方程式を用いた。移流項の差分には空間三次精度の Chakravarthy-Osher の TVD スキーム¹⁷⁾を用いた。時間積分は陽的に行い、三段階の Runge-Kutta 法を用いた。

数値計算に用いたプラグノズル形状の模式図を Fig. 3 に示す。ノズルは音速で作動気体を噴出する外部膨張型とした。作動気体は空気とし、ノズルの設計マッハ数は2.0とした。そのため、プラントル・マイヤー関数よりノズルリップの傾き角は 26.4° となる。またプラグは円錐型とし、半頂角は 26.4° とした。中心軸からノズルリップ (Fig. 3 中の点 b) までの距離を半径とする円形断面積とスロート面積の比が設計マッハ数2.0に対して一次元理論の式を満たすようにスロート部の距離 a b を決めた。ノズル上流の貯気圧に対する背圧の比は、噴流が過膨張、適正膨張および不足膨張となるようにそれぞれ5.0, 7.82および12.0とした。ノズル上流の貯気温度は大気温度に等しいとした。

流れは軸対称であると仮定しているため、Fig. 4 に示すように計算領域はスロートから下流の上半分の領域とし、 D をノズルリップ直径として流れ方向にはノズルリップ位置から $22D$ 、半径方向には中心軸から $10D$ とした。計算点数は流れ方向に600点、半径方向に70点とった。ノズルのスロートには30点与えた。また、計算格子は中心軸近傍に密に集めた。境界条件は、ノズルスロートでは一次元等エントロピー理論により計算される音速条件を与え、自由境界上では

Thompson の非反射境界条件¹⁸⁾、中心軸上では軸対称条件を用いた。クーラン数は0.75とした。

4. 結果と考察

数値解析結果の等密度線図を Fig. 5 に示す。数値計算により得られる物理量は噴流中で時間ステップごとに変動したため、計算回数15,000ステップ目から35,000ステップ目までの平均をとった。Fig. 5 (c) の下にある目盛りはノズルリップ直径で無次元化されたノズルリップからの流れ方向距離 x/D である。 p_{01} はノズル上流の貯気圧、 p_b は背圧であり、 $p_{01}/p_b = 5.0, 7.82, 12.0$ のとき噴流はそれぞれ過膨張、適正膨張、不足膨張状態となる。Fig. 5 (a)~5 (c) 中の左端の黒い三角形はプラグである。Fig. 5 (a) の過膨張状態の場合、プラグ表面に沿う流れはプラグ先端で中心軸方向に流れの方向を曲げられるため、プラグ先端から噴流の境界に向かって斜め衝撃波が発生している。過膨張状態のため、ノズルリップから伸びる噴流境界は中心軸方向よりもやや半径方向内側へ傾いている。また、

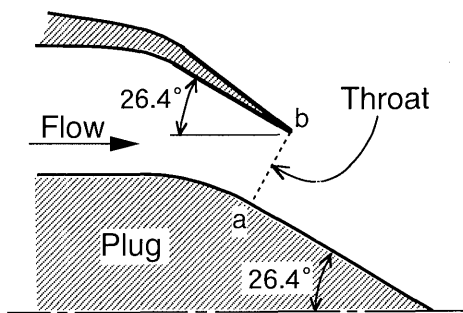


Fig. 3 Nozzle geometry for computation

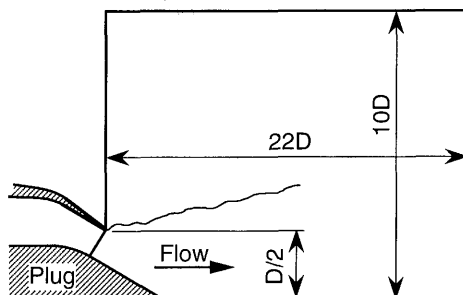
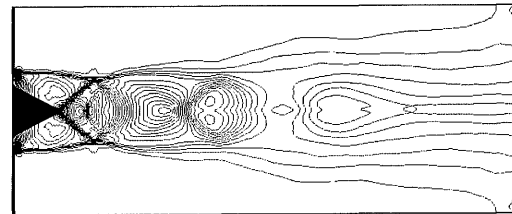
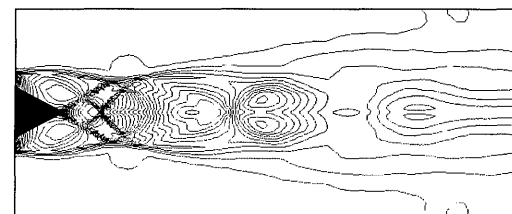


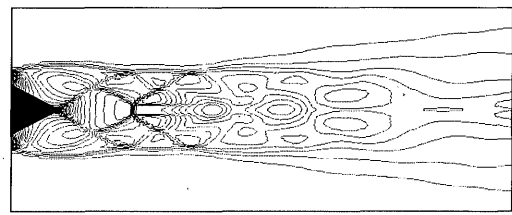
Fig. 4 Computational domain



(a)



(b)



(c)

Fig. 5 Computed density contours
 (a) $p_{01}/p_b = 5.0$ (Over-expansion)
 (b) $p_{01}/p_b = 7.82$ (Correct-expansion)
 (c) $p_{01}/p_b = 12.0$ (Under-expansion)

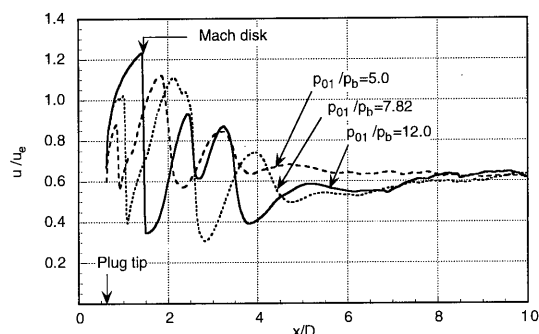


Fig. 6 Computed velocity distributions on center line

プラグの先端の下流の $x/D = 1.0$ で斜め衝撃波が交差しているが、これは Fig. 3 の点 b からプラグ表面に向かって生じた膨張波が、プラグ表面が直線形状であるために壁面により相殺されることなくプラグ表面から膨張波として噴流境界に向かって反射し、次に噴流境界で圧縮波として再び中心軸に向かって反射したものが中心軸上で交差したものと考えられる。Fig. 5 (b) の適正膨張状態では、ラバルノズルからの適正膨張噴流とは大きく異なり、流れ場は複雑である。噴流境界はノズル出口直後では中心軸に平行であるが、プラグ先端から生じる斜め衝撃波が入射する位置まで半径方向内側へ曲げられているのが分かる。また、プラグ先端下流の斜め衝撃波は強められ、斜め衝撃波の交差位置は過膨張状態よりも下流へ移動している。Fig. 5 (c) の不足膨張状態ではノズル出口直後の噴流境界は半径方向外側へ広がっている。また、プラグ先端下流では $x/D = 1.5$ の位置に流れに垂直な衝撃波（マッハディスク）が発生している。

次に、中心軸上の速度分布を Fig. 6 に示す。図中にはプラグの先端から下流の速度を示している。縦軸はノズル出口速度で無次元化された中心軸上速度 u/u_e である。Fig. 6 より、過膨張、適正膨張、不足膨張状態ともに中心軸上の速度はプラグ先端からプラグ下流の斜め衝撃波が交差する位置あるいはマッハディスク位置まで急激に加速した後不連続的に減速し、再び下流方向へ加速と減速を繰り返している。噴流の十分下流の $x/D = 10$ では圧力比 p_{01}/p_b に無関係に中心軸上の速度はほぼ同じになった。

5. 結 論

設計マッハ数2.0の軸対称プラグノズルから過膨張、適正膨張および不足膨張状態で噴出する超音速流れを TVD 法を用いた非粘性数値解析により解き、得られた超音速流れの特性を調べた。その結果、本数値解析

によりラバルノズルからの超音速噴流とは大きく異なるプラグノズル噴流の特性が明らかになった。

参 考 文 献

- 1) K. Berman and F. W. Crimp Jr., Performance of Plug-Type Rocket Exhaust Nozzles, ARS J., Vol. 31, No. 1, 1961, pp. 18-23.
- 2) H. Greer, Rapid Method for Plug Nozzle Design, ARS J., Vol. 31, No. 4, 1961, pp. 560-561.
- 3) G. Angelino, Approximate Method for Plug Nozzle Design, AIAA J., Vol. 2, No. 10, 1964, pp. 1834-1835.
- 4) R. P. Humphreys, H. Doyle and J. D. Hoffmann, Design of Maximum Thrust Plug Nozzles for Fixed Inlet Geometry, AIAA J., Vol. 9, No. 8, 1971, pp. 1581-1587.
- 5) A. J. Shine and R. W. Johnson, Investigation of Flow in a Truncated Plug Nozzle, ARS J., Vol. 32, No. 6, 1962, pp. 959-961.
- 6) D. Migdal, J. J. Horgan and A. Chamay, An Experimental Evaluation of Plug Clustered Nozzles, AIAA J., Vol. 2, No. 7, 1964, pp. 1325-1327.
- 7) J. H. Ruf and P. K. McConnaughey, A Numerical Analysis of a Three Dimensional Aerospike, AIAA Paper 97-3217.
- 8) T. Tomita, M. Takahashi and T. Tamura, Flow Field of Clustered Plug Nozzles, AIAA Paper 97-3219.
- 9) F. Nasuti and M. Onofri, Theoretical Analysis and Engineering Modeling of Flowfields in Clustered Module Plug Nozzles, J. Propulsion and Power, Vol. 15, No. 4, 1999, pp. 544-551.
- 10) 山本, 徳永, R. W. Henk, 藤, 棚次, ATREX エンジン用プラグノズルの飛行性能解析, 平成8年度宇宙輸送シンポジウム, 1996, pp. 132-135.
- 11) 伊藤, 藤井, 林, CFD によるプラグノズルの性能評価, 平成10年度宇宙輸送シンポジウム, 1998, pp. 124-127.
- 12) 杉本, 麻生, 室岡, 棚次, プラグノズルのポートテール形状の流れの数値シミュレーション, 平成10年度宇宙輸送シンポジウム, 1998, pp. 128-131.
- 13) F. Nasuti and M. Onofri, Methodology to Solve Flowfields of Plug Nozzles for Future Launchers, J. Propulsion and Power, Vol. 14, No. 3, 1998, pp. 318-326.
- 14) D. S. Dosanjh and I. S. Das, Aeroacoustics of Supersonic Jet Flows from a Contoured Plug-Nozzle, AIAA J., Vol. 26, No. 8, 1988, pp. 924-931.
- 15) I. S. Das and D. S. Dosanjh, Short Conical Solid/Perforated Plug-Nozzle as Supersonic Jet Noise Suppressor, J. Sound and Vibration, Vol. 146, No. 3, 1991, pp. 391-406.
- 16) I. S. Das, A. Khavaran and E. A. Krejsa, A Computational Study of Contoured Plug-Nozzle Jet Noise, J. Sound and Vibration, Vol. 206, No. 2, 1997, pp. 169-194.
- 17) H. C. Yee, Upwind and Symmetric Shock-Capturing Schemes, NASA TM-89464, May 1987.
- 18) K. W. Thompson, Time Dependent Boundary Conditions for Hyperbolic Systems II, J. Comput. Phys., Vol. 89, 1990, pp. 439-461.