

プラグノズルのボートテールドラッグ低減のための二次流噴射法

Numerical analysis of the secondary flow injection effect on Boat-tail drag reduction of the plug nozzle

根岸 秀世, 宇宙研特別研究員, 東工大, 〒152-8552 目黒区大岡山 2-12-1, negishi@flab.eng.isas.ac.jp
 藤井 孝蔵, 宇宙科学研究所, 〒229-8510 神奈川県相模原市由野台 3-1-1, E-mail: fujii@flab.eng.isas.ac.jp
 中別府 修, 東工大理工, 〒152-8552 目黒区大岡山 2-12-1, onakabep@mes.titech.ac.jp

Hideyo, Negishi, Tokyo Inst. of Tech., Ookayama, Meguro-ku, Tokyo, 152-8552, Japan
 Kozo, Fujii, The Institute of Space and Astronautical Science, Sagamihara, Kanagawa, 229-8510, Japan
 Osamu, Nakabepu, Tokyo Inst. of Tech., Ookayama, Meguro-ku, Tokyo, 152-8552, Japan

The flow field around an axisymmetric plug nozzle is numerically simulated by the three-dimensional compressible thin-layer Navier-Stokes equations. The cluster-type secondary flow injection is introduced around the boat-tail region for the boat-tail drag reduction. The computed result shows that the wall pressure downstream of the injection clearly increases and the boat-tail drag is reduced by 30%. It becomes clear that the cluster-type secondary flow injection is more efficient than the annular-type slit injection and increases the total thrust of the plug nozzle by 6.0%.

1. はじめに

プラグノズルは排気流が常に環境圧とつりあひながら膨張することで、ノズルの設計点に限らず幅広い圧力比で高い推力効率を保つ優れた性質があるため、ロケットノズルのみならずエアブリ-ジグエンジンにおいてもその利用が検討されている。Figure 1 にプラグノズルの概略図を示す。プラグノズルは、内部ノズル部で燃焼ガスをプラグ壁面に沿って膨張させるため、必然的にカウル先端部がプラグ軸中心方向に向かって収束する形状になる。このためカウルに沿った外部流は膨張して、大きな負圧領域を作り、それが抵抗の要因となる。これはボ-トテ-ルドラッグと呼ばれ、特に遷音速域から超音速域では全抵抗の30%ほどにも達するため、プラグノズルの実用化には、このボ-トテ-ルドラッグをいかに低減させるかが非常に重要な課題となっている。

これまでボ-トテ-ル部へ二次流を噴射することによって抵抗が減少することが室岡らによって実験的に確認^[1]されている。また今井らによってボ-トテ-ル部の流れ場の数値解析が行われ、二次流を周方向にスリット状に噴射することでボ-トテ-ルドラッグが大幅に減少することが確認^[2,3,4]されている。しかしながら、この解析は現象理解が目的であったため、シュミレ-ションを容易にするために軸対称的な環状のスリット噴射を対象としていた。実機では単にボ-トテ-ル部に適当な割合で穴をあげ自動的に二次流が噴き出すような措置が想定される。

そこで本研究では、より実用的な形状として二次流を周方向に個々に噴射する形状、すなわちクラスタ-型の二次流噴射に対する詳細な流れ場や抵抗に及ぼす影響を数値解析を用いて考察し、その有効性を確認する。

はじめに過去に行なわれた数値解析^[2,3,4]と同様に、二次流を噴射口出口において強制的に音速で与える条件で計算を行い、軸対称的な環状スリット状噴射の場合との比較を行なった。次に二次流噴射口を実際にボ-トテ-ル部に設けて、排気流を直接内部ノズルから抽気してボ-トテ-ル部へ二次流として噴射する計算を行った。

2. 解析手法

2.1 計算条件, 格子

今回計算対象としたノズルの形状は過去宇宙研で行われた実験^[1]を参考にし、設計圧力比 $\xi = 9.86$ 、ノズル開口比 $\epsilon =$

1.92 に設定し、ボ-トテ-ル部中ほどに二次流の噴射口を周状に60個配置する形状を仮定した。Figure 2 に本研究で用いたノズル形状を示す。

はじめに二次流は内部ノズルから導き噴射口出口において音速で噴射すると仮定し、領域分割を用いてノズル外部領域と内部ノズルを含めた計算を行った。噴射口は単純化して矩形とし、噴射圧力と密度は内部ノズルの淀み点状態から等エントロピ-膨張を仮定し設定した。噴射方向は一様流に対して90°として二次流により運動量推力を発生しないようにした。比較のため噴射口を周方向に環状スリット状に配置した計算も行い、噴射出口の総面積を等しくすることで二次流噴射流量を等しくし、ノズルスロ-トでの排気流の質量流量に対して7.7%の質量流量とした。

次に風洞試験の状態に合わせて円形の二次流噴射口を実際にボ-トテ-ル部に設けて、排気流を噴射流路を通して内部ノズルからボ-トテ-ル部へ導き、二次流として噴射する計算を行った。領域分割を用いてノズル外部領域と内部ノズル、そして二次流噴射流路を含めた計算を行った。また比較のため噴射口出口で二次流を強制的に音速で与える計算も行った。その際噴射出口の総面積を等しくした。

計算は各二次流噴射口付近の流れ場は等しいと仮定し、周方向に6度切り出し Fig. 2 中に示した範囲のみを計算した。周方向には周期条件を施している。計算格子を Fig. 3, Fig. 4 と Fig. 5 に示す。Fig. 3 の外部格子は $347 \times 83 \times 151$ 点, Fig. 4 のノズル内部格子は $144 \times 83 \times 81$ 点, Fig. 5 の噴射流路格子は $76 \times 60 \times 30$ 点であり、合計約545万点である。

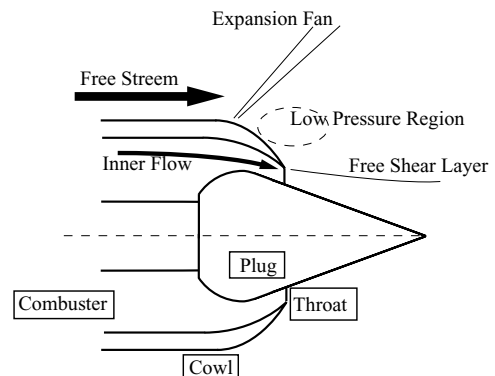


Fig. 1 Configuration of the plug nozzle

計算条件は、主流マッハ数 $M=1.5$ 、レイノルズ数は実験^[1]での模型全長を基準長として $Re=1.31 \times 10^7$ とした。チャンバ - 全圧と外部流静圧の比で定義される圧力比は 4.5, 5.5, 6.5 の 3 通り計算を行った。

2.2 数値計算法

今回の計算では内部ノズル出口におけるノズル排気流や、二次流噴射出口における二次流のプロファイルを厳密に与えるため、領域分割を用いて内部ノズルや二次流噴射流路を含めた計算を行う。支配方程式には 3 次元圧縮性 Thin-Layer Navier-stokes 方程式を用い、対流項の離散化には AUSM 系のスキームの一種である SHUS^[5] を 3 次精度の MUSCL 法で高精度化したものを用いた。時間積分法には LU-ADI 陰解法^[6]を用いた。乱流モデルには代数モデルである Baldwin-Lomax モデルを用いた。

また各格子はプラグノズルのスロート付近と噴射口の出口付近で互いに接続し、物理変数の受け渡しには解強制置換法^[7]を用いた。

2.3 境界条件

外部領域の流入条件には平板に発達する乱流境界層を仮定して $1/7$ 乗則の流速分布を与え、流出境界では 0 次外挿した。ノズル内部領域に関しては、流入条件として Table. 1 に示すように全圧、全密度を与え貯気槽条件を課し、流出境界においては、外部領域から内部ノズル流出境界に物理変数を内挿することで境界条件を与えた。噴射口領域に関しては、外部領域とノズル内部領域から物理変数を内挿することで境界条件を与えた。また外部格子と内部格子では周方向に周期境界条件を与え、全ての領域において物体表面となるところでは、断熱滑り無しの条件を与えている。

Table.1 Inflow boundary conditions (inner nozzle)

Pressure ratio	Total Pressure	Total density
4.5	4.5	2.928
5.5	5.5	3.379
6.5	6.5	3.807

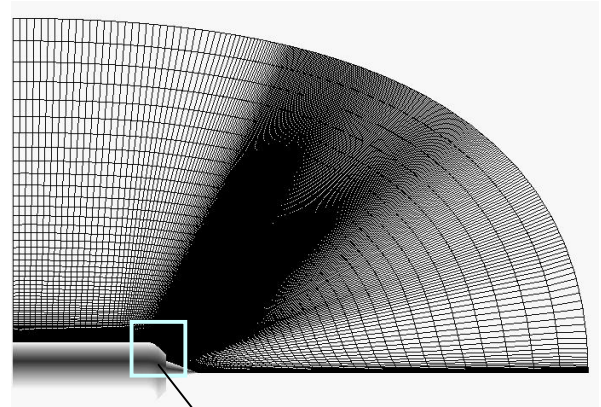


Fig. 3 Computational grids (outer region)

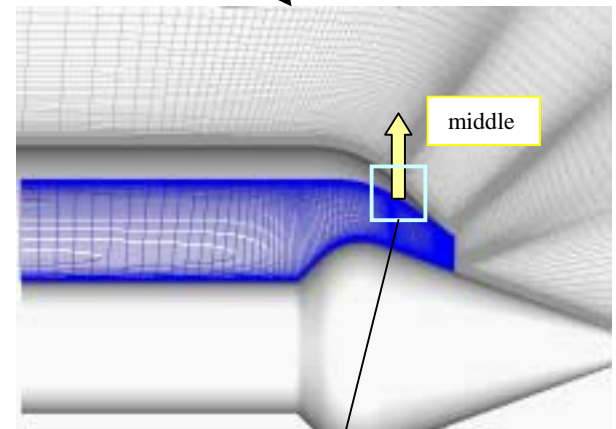


Fig. 4 Computational grids (inner nozzle)

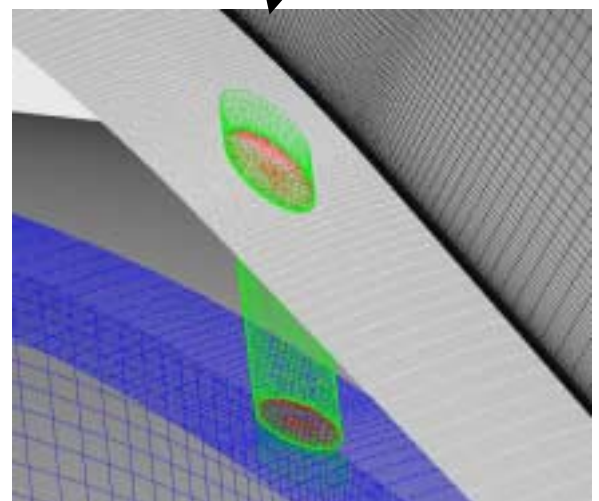


Fig. 5 Computational grids (hole region)

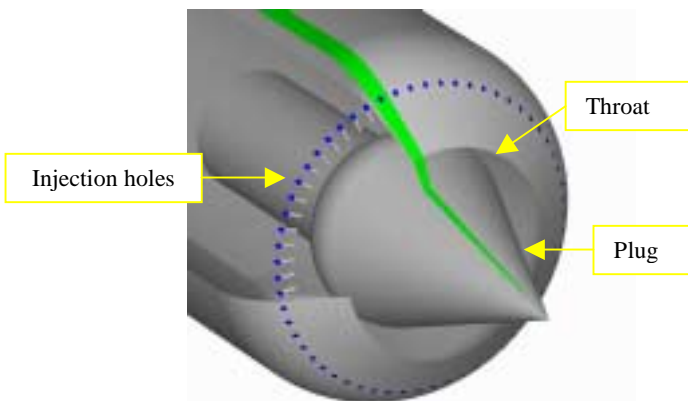
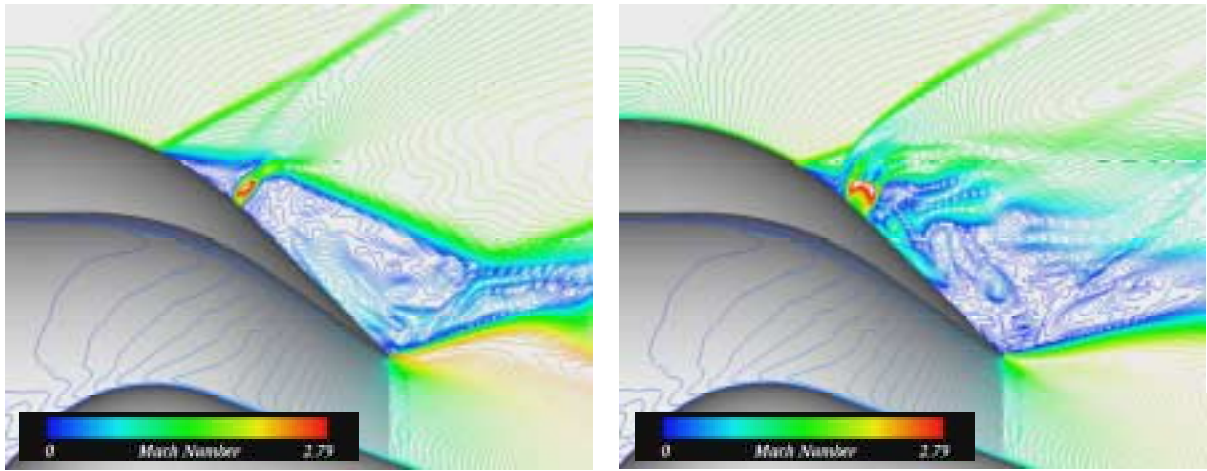


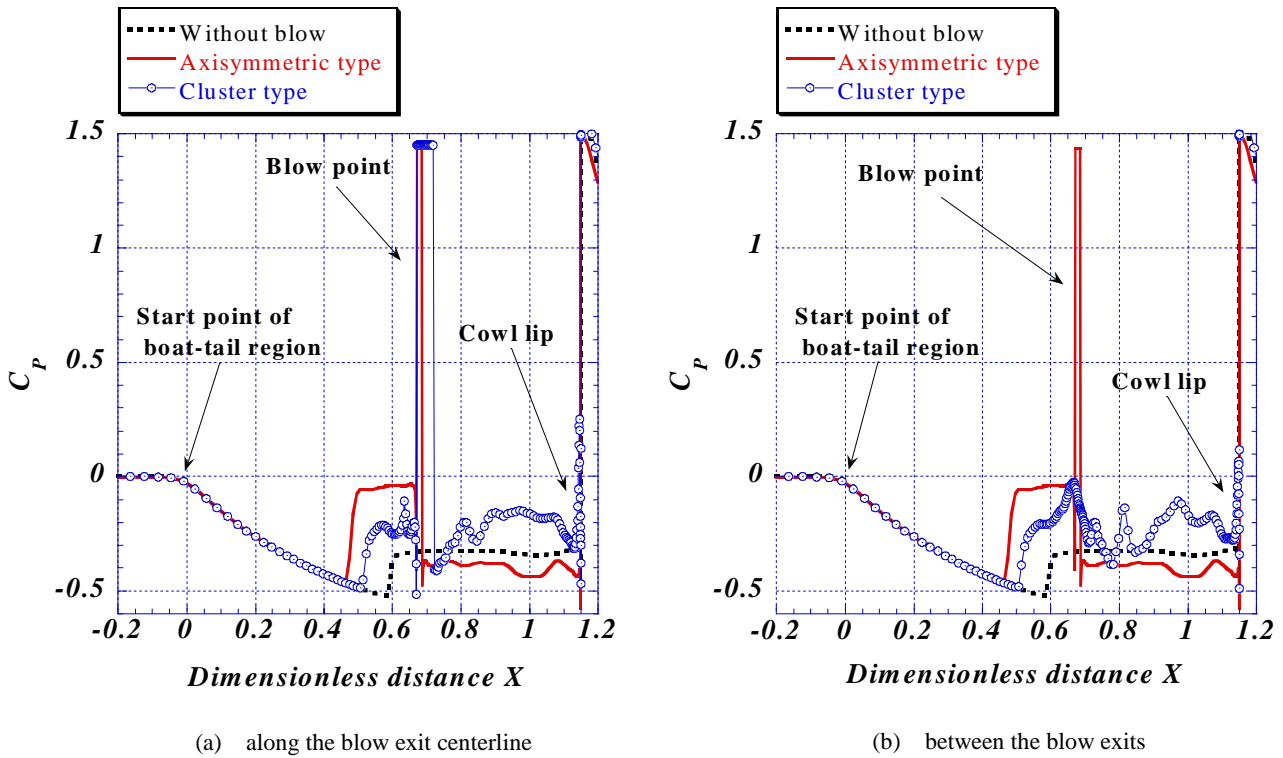
Fig. 2 Configuration of the secondary flow injection



(a) Axisymmetric-type

(b) Cluster-type

Fig. 6 Mach number contour plots ($\gamma = 6.5$)



(a) along the blow exit centerline

(b) between the blow exits

Fig.7 Pressure coefficient distributions ($\gamma = 6.5$)

3. 計算結果と考察

3.1 クラスタ - 型と軸対称スリット型噴射の比較

はじめに過去に行なわれた数値解析^[2,3,4]と同様に、二次流を壁面から強制的に音速で与え、クラスタ - 型噴射と軸対称スリット状の噴射の結果との比較を行なう。

Figure 6 に(a)スリット状噴射と(b)クラスタ - 型噴射(ここでは噴射口を通る断面)それぞれの場合の噴射口付近のマッハ数分布図を示す。二次流を個々に噴射するクラスタ - 型噴射の場合、剥離衝撃波の位置は軸対称スリット噴射の場合よりも下流になっているのが分かる。また噴射口下流の再循環領域では軸対称スリット状噴射と比べ、3次元的な効果で非常に複雑な流れ場を形成している。

Figure 7 にクラスタ - 型噴射の場合の(a)噴射口の中央部および(b)噴射口間におけるボ - テ - ル部表面に沿った壁面の圧力係数分布を示す。クラスタ - 型に噴射すると、噴射口上流の剥離衝撃波背後の壁圧上昇は、軸対称スリット状に噴射した場合と比べやや小さくなるが、逆に噴射口下流の再循環領域においては大きく壁圧が上昇するのが分かる。また噴射口の中央を通る表面上と噴射口の間を通る表面上で、圧力係数分布はほとんど同じ傾向を示すことが分かる。

Figure 8 にボ - テ - ルドラッグを示す。クラスタ - 型に噴射する場合、軸対称スリット状に噴射する場合と比べ表面圧力の上昇は噴射口の上流側でやや小さいが、噴射口の下流側では大きい。そのためボ - テ - ル部投影面積で積分すると、ボ - テ - ルドラッグの減少量はむしろ大きくなる。

Figure 9 に各推力成分を示す。ボ - テ - ルドラッグは負となっており、正の推力の合計からボ - テ - ルドラッグを引いたものがノズルで発生する総推力となる。クラスタ - 型噴射の場合、軸対称スリット状噴射の場合と同様にボ - テ - ルドラッグを除いて他の推力成分はほとんど影響を受けないことが分かる。

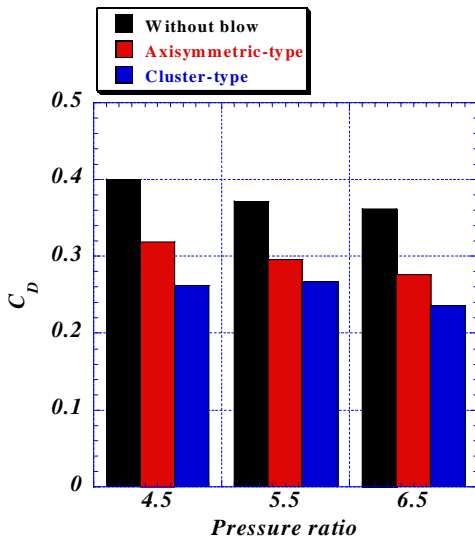


Fig. 8 Comparison of Boat-tail drag

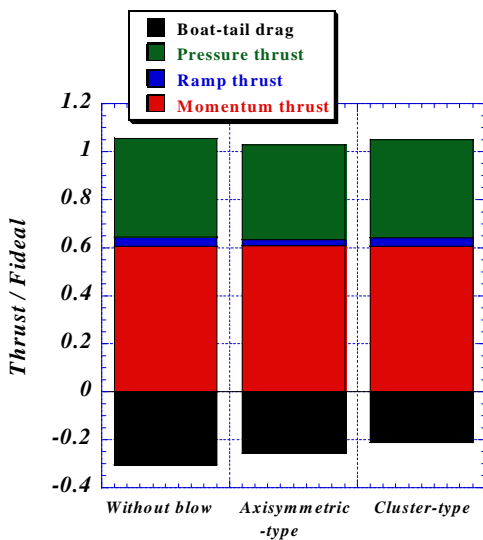
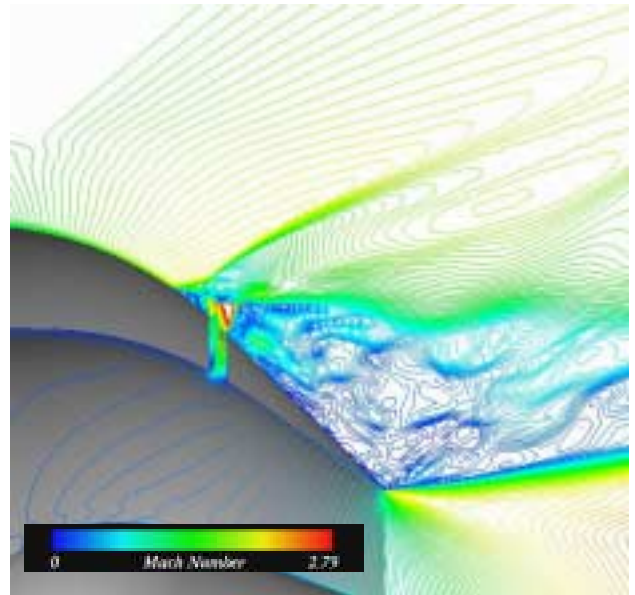


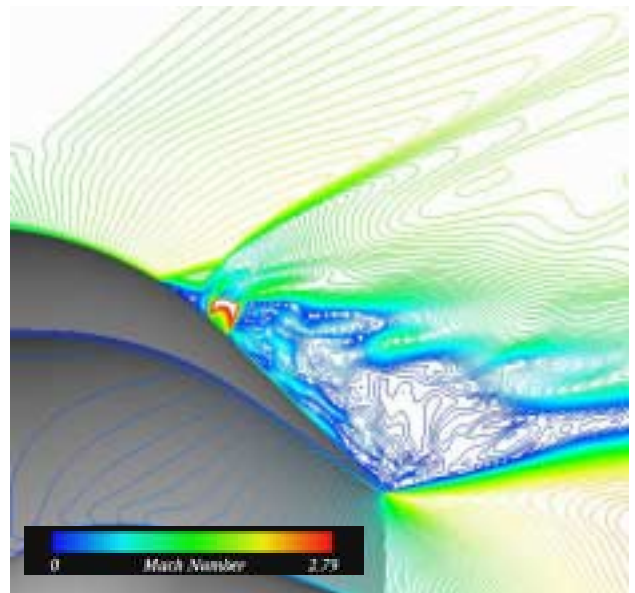
Fig. 9 Comparison of the thrust component ($\gamma = 6.5$)

3.2 内部ノズルから排気流を二次流として噴射する効果
つぎにクラスタ - 型の二次流噴射において、実験状態と同様に二次流噴射流路をボ - テ - ル部に設ける。内部ノズルから排気流をボ - テ - ル部へ導き、二次流として噴射することによる効果を検討する。比較のため壁面で同じ円形状の噴射口から強制的に二次流を音速で与えた場合の計算も行い比較を行なった。

Figure 10 に (a) 内部ノズルから排気流を二次流として噴射した場合、(b) 噴射口出口で強制的に二次流を音速で与えた場合それぞれの二次流噴射口付近のマッハ数分布図(噴射口中央を通る断面)を示す。内部ノズルから排気流を二次流として噴射する場合、強制的に二次流を音速で与える場合と



(a) With blow from the inner nozzle



(b) With blow at the sonic condition

Fig. 10 Mach number contour plots ($\gamma = 6.5$)

比較して、剥離衝撃波の位置が若干下流側になるが、全体的な流れ場の構造はほとんど同じであることが分かる。

二次流の質量流量は、強制的に音速で与える場合、スロ - トでの排気流の質量流量に対して 6.0% であるのに対して、実際に内部ノズルから二次流噴射流路を通し排気流を二次流として噴射した場合、その二次流の質量流量は 4.2% となった。強制的に二次流を音速で与える場合、噴射流路出口において一様に音速の速度分布を与えた。実際には二次流は外部流の影響を受けるため、噴射流路出口での二次流の流速分布は一様ではなく、強制的に二次流を与える場合と比べ密度にも違いが生じる。その結果、Fig. 11 に示すように噴射流路出口での二次流の質量流束の分布は一様ではなく、音速で与

える場合と比べて噴射口断面全体で小さくなる。そのため二次流の噴射流量に違いが生じたと考えられる。

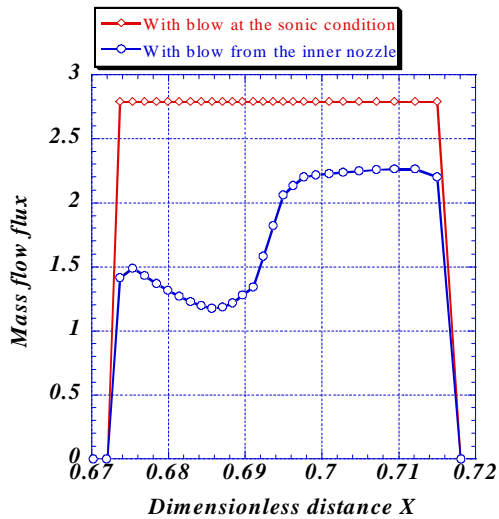
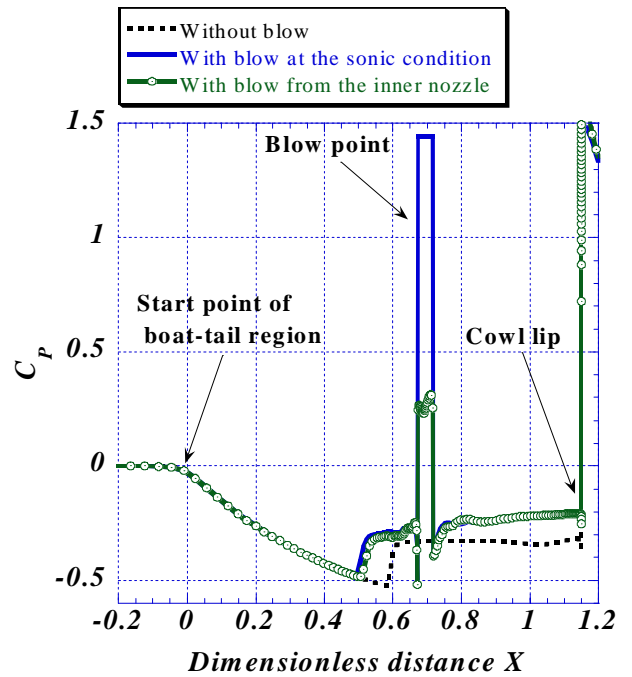


Fig. 11 Mass flow flux of the secondary flow at the blow exit ($\alpha = 6.5$)

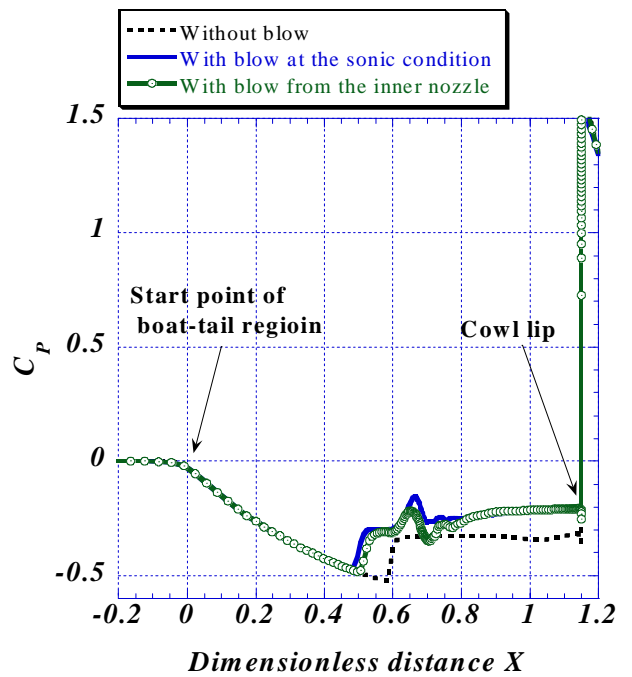
Figure 12 に(a)噴射口の中央部および(b)噴射口間からボ - トテ - ル部表面に沿った壁面の圧力係数分布を示す。内部ノズルから排気流を二次流として噴射した場合、強制的に二次流を音速で与える場合と比較して、二次流の噴射圧力が低くなっている。全体的な圧力分布はほとんど同じであり、噴射口の上流側と下流側で噴射なしの場合よりも表面圧力が上昇するのが分かる。また噴射口の中央を通る表面上と噴射口の間を通る表面上で、圧力係数分布はほとんど同じ傾向を示すことが分かる。

Figure 13 にボ - トテ - ルドラッグを示す。内部ノズルから排気流を二次流として噴射する場合、二次流を強制的に音速で与える場合と比較して、噴射圧力は低くなるがボ - トテ - ル部での圧力分布はほとんど同じである。そのためボ - トテ - ルドラッグは若干大きくなるが、それでも二次流を噴射しない場合と比較して、ボ - トテ - ルドラッグは 30% 低減することが分かる。

Figure 14 に各推力成分を示す。ボ - トテ - ルドラッグは負となっており、正の推力の合計からボ - トテ - ルドラッグを引いたものが総推力となる。排気流を内部ノズルから二次流として噴射する場合、強制的に二次流を音速で与える場合と同様にボ - トテ - ルドラッグを除いて他の推力成分はほとんど影響を受けないことが分かる。また二次流を噴射しない場合と比較すると、スロ - トでの運動量推力とランプ部での圧力推力が若干低下するが、二次流噴射によるボ - トテ - ルドラッグの低減による推力増加分がそれら推力低下分を上回り、ノズルで発生する総推力はおおよそ 6% 増加することが分かる。



(a) Along the blow exit



(b) Between the blow exits

Fig. 12 Pressure coefficient distributions ($\alpha = 6.5$)

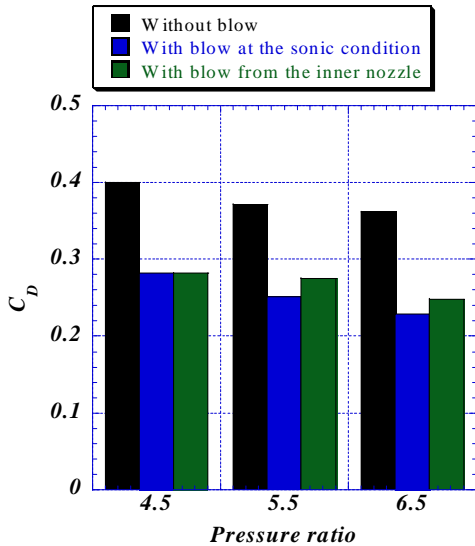


Fig13. Comparison of Boat-tail drag

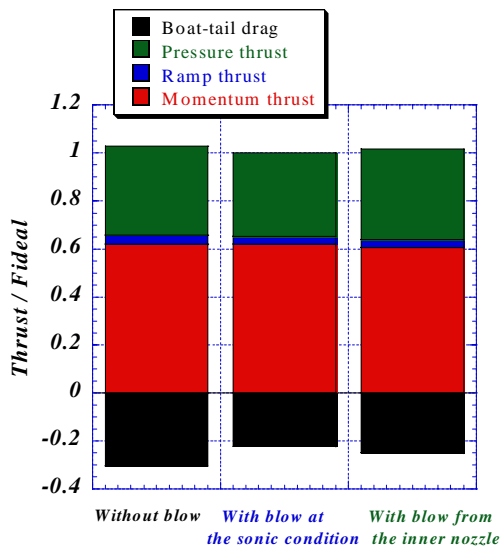


Fig.14 Comparison of the thrust component (=6.5)

4. まとめ

三次元圧縮性 Thin-layer Navier-Stokes 方程式を用いて、軸対称プラグノズル周りの流れ場の数値解析を行い、ボートテールドラッグ低減を目的としてボートテール低圧部にクラスタ型の二次流噴射を行いその効果を検討した。

はじめにボートテール部表面において強制的に二次流を音速で与えてクラスタ型二次流噴射の効果を調べ、過去に行われた軸対称のスリット型噴射との比較を行った。クラスタ型の二次流噴射を行うことで噴射口上流側と下流側で表面圧力が上昇する。その結果ボートテールドラッグの低減量は軸対称なスリット噴射よりも大きく、噴射しない場合に比べおよそ 35% 減少した。

つぎに実際にボートテール部に二次流噴射流路を設けて、内部ノズルから排気流を二次流として噴射する計算を行った。強制的に二次流を音速で与える場合と比較して、二次流の噴射圧力は低下するが、流れ場やボートテール部表面圧力はほとんど同じであることが分かった。ボートテールドラッグは若干大きくなるが、噴射しない場合と比較しておよそ

30%低減し、ノズルで発生する総推力はおよそ 6%増加することが分かった。

以上の結果から、二次流噴射が実形状においても抵抗低減に有効であり、ノズルの推力性能の向上が可能であることが明らかとなった。

5. 参考文献

- [1] 室岡武, “プラグノズルのボートテールドラッグ低減に関する研究”, 東京大学修士論文(1997)
- [2] 今井和宏, “プラグノズルのボートテールドラッグ低減に関する数値計算”, 東京大学修士論文(2000)
- [3] 今井和宏, 藤井孝藏, “プラグノズルのボートテールドラッグ低減に関する数値計算”, 第13回数値流体シンポジウム
- [4] Fujii K., Imai K., and Sato T., : “Computational Analysis of the Flow Field near the Boat-tail Region of Annular Plug Nozzle”, AIAA Paper 01-1865, 2001.
- [5] 嶋英志, 城之内忠正, “設計における数値解析の活用について(その 12) - 粒子の風上法とその検証 - ”, 第 12 回航空機計算空気力学シンポジウム論文集 p255-260
- [6] Obayashi, S., Matsushima, K., Fujii, K. and Kuwahara, K.: “Improvements in Efficiency and Reliability for Navier-Stokes Computations using the LU-ADI Factorization Algorithm”, AIAA Paper 86-338, January (1986)
- [7] Fujii, K.: “Unified Zonal Method Based on the Fortified Solution Algorithm”, *Journal of Computational Physics*, Vol. 118, No. 1, 1995, pp. 92-108