

簡易クラスター型エアロスパイクノズルの数値解析

Numerical analysis of the simplified clustered aerospike nozzle

伊藤 隆, 宇宙研(東大院・航空宇宙), 〒229-8510 神奈川県相模原市, E-mail: ito@flab.eng.isas.ac.jp
藤井 孝蔵, 宇宙研, 〒229-8510 神奈川県相模原市由野台 3-1-1, E-mail: fujii@flab.eng.isas.ac.jp
Takashi Ito, ISAS (The Univ. of Tokyo), 3-1-1 Yoshinodai Sagami-hara Kanagawa 229-8510 JAPAN
Kozo Fujii, ISAS, 3-1-1 Yoshinodai Sagami-hara Kanagawa 229-8510 JAPAN

Thrust performance of the aerospike nozzle is analyzed by the computational fluid dynamics approach. Several types of aerospike nozzles, having 6, 12 and 24 inner nozzle modules, are examined. The interaction of the exhaust flows from the neighboring modules creates a shock wave, which produces high-pressure region on the nozzle surface. The base region is not influenced by the clustering of the modules and low and high pressure ratio clearly changes the feature of the base pressure under the assumption that the chamber pressure is constant. The computed results show that the number of module influences the thrust performance and the major decrease in the thrust performance with smaller number of modules is due to the thrust loss at the ramp region.

1. はじめに

現在打ち上げコスト削減に向けて米国では完全再使用型単段式宇宙往還機の試験機開発が進んでいる。この宇宙往還機は単段式であるため、全行程を単一の推進システムに頼ることになる。そのため、全行程で常に高い性能を発揮するエアロスパイクノズルが採用されることになった。このノズルは 60 年代前半から 70 年代後半にかけてスペースシャトルに搭載するノズルとして候補にあがり精力的に研究された⁽¹⁾⁻⁽⁹⁾が技術的な問題点が多くベル型ノズルにその座を奪われ開発は停滞した。しかし、再使用型宇宙往還機にエアロスパイクノズルの使用が決定してからは米国をはじめ、ヨーロッパや日本でも研究が盛んになった⁽¹⁰⁾⁻⁽¹⁹⁾。

日本におけるエアロスパイクノズルの研究は 90 年代半ばより航空宇宙技術研究所を中心として始まった。環状型エアロスパイクノズルに始まり^{(13), (14)}現在ではリニア型のエアロスパイクノズルの研究に移行し⁽¹⁵⁾⁻⁽¹⁸⁾、基礎的なエアロスパイクノズルの性能評価が行なわれ成果をあげている。またヨーロッパでは ESA が中心となり FESTIP 計画^{(10), (11)}や APART 計画⁽¹²⁾の一環として強力に研究を推進している。

環状型エアロスパイクノズルは中心軸から半径方向の環状の部分からノズル排気を噴射し中心のスパイクでそれを受ける形のノズルである。またスパイクは常に外気にさらされているために外気圧に常につりあうように膨張することが可能である。今まで著者らは環状型エアロスパイクノズルについて解析を行ない基礎的な特性を確認してきた⁽¹⁹⁾。しかしながら、環状型エアロスパイクノズルはスロートの加工精度や熱変形などの問題から大型化は難しい。そのため実機には環状型エアロスパイクノズルに比べ若干性能は劣るものの、噴射口を個々に分けたクラスター型エアロスパイクノズルが適していると考えられており、それらの流れ特性を理解しておくことが重要である。今回はその最初のアプローチとして単一格子で計算を行なえるように環状型エアロスパイクノズルの噴射口を周方向に個々に分けた形状を仮定して計算を行なった。本研究ではクラスター型エアロスパイクノズルの基礎的な特性を確認することを目的としている。

2. 計算条件及び数値計算法

Figures 1(a)-(c) にそれぞれ 6, 12, 24 モジュールのエアロスパイクノズル形状を示す。形状は等エントロピー膨張を実現すると仮定し、エアロスパイクノズルの噴射口上流の膨張部(モジュール部)およびスパイク部の形状を決定し⁽³⁾、スパイク全長の 20% の位置で切断したものである。モジュ

ール数は 6, 12, 24 の 3 通りを用いモジュール出口面積を等しくすることで全てのノズルの開口比を 6.5 に統一した。また各モジュールの開口比は 1.7 にしている。ここで、エアロスパイクノズルの開口比は中心軸からカウルリップまでの距離を半径とした円を出口面積として計算している。計算は Fig.1 の線内で示した範囲についてのみ計算し、周期条件を施している。ベル型ノズルでは開口比が 6.5 の場合、圧力比(燃焼室圧 / 外気圧) 71 で適正膨張を実現する。またモジュールの開口比 1.7 の場合、圧力比 7.95 で適正膨張を実現する。圧力比は 5 から 500 まで変化させ低高度から高高度までの状況をシミュレートした。

流れ場としては基本的に定常問題を扱うものとし、基礎方程式には 3 次元 thin-layer Navier-Stokes 方程式を用いた。対流項の離散化には AUSM 系のスキームである SHUS⁽²⁰⁾を MUSCL 法により高次精度化したものを用いた。また、時間積分には LU-ADI 陰解法⁽²¹⁾を用いた。乱流モデルとしては Baldwin-Lomax モデル⁽²²⁾を用いた。計算格子は流れ方向に 151 点、周方向には 105 点、壁面から外側の境界までを 101 点とり合計約 160 万点の格子点数となっている。例として Fig. 2 に 12 モジュール型エアロスパイクノズルに用いた(a)全体格子及び(b)ノズル近傍付近の格子を示す。

3. 計算結果及び考察

ノズル表面上圧力分布について

各 6, 12, 24 モジュール型エアロスパイクノズルの表面上圧力分布の形成メカニズムは一致する。そのためここでは 12 モジュール型エアロスパイクノズルのノズル表面上圧力分布を例にとり流れ場を詳細に調べて行く。

Figure 3 に 12 モジュールの圧力比 7.95 における(a)ノズル表面上圧力プロットと(b)モジュール間およびモジュール中央部からノズル表面に沿ったノズル表面上の圧力分布を示す。排気流はノズルの中心軸方向に向けて噴射するため、ノズル傾斜部半ばで排気流同士が干渉し合う。従って、斜め衝撃波が発生し高圧領域が存在している様子が Fig. 3(a)からわかる。モジュール間からノズル壁面に沿った圧力分布(○プロット)を見ていくとこれが Fig. 3(b)の $S=0.35$ 付近からの急激な圧力上昇となって表れる。また、 $S=0.0-0.35$ までは外気圧よりも若干低い値をとりながら一定の値をとる。これは圧力比が 7.95 の場合モジュール内では適正膨張を起こし、排気流がモジュール出口を出たあとは膨張せず排気流同士がノズル半ばで干渉するまではエゼクタ効果により

モジュール間の領域が低圧に保たれるためである。モジュール中央部からノズル壁面に沿った圧力分布（プロット）を見てみるとノズルの曲率の影響で排気が圧縮され $S=0.3$ 付近で高い圧力分布を示す。その圧縮波が排気流の外側境界に反射し膨張波となってノズル壁面に影響を及ぼすため $S=0.4$ 付近では圧力の低下が見られる。しかし、またノズルの曲率があるために圧力上昇が始まる。このようにして $S=0.6$ 付近までは外部圧力とつりあうために圧力の振動が起こる。ノズル先端部($S=0.7$)における圧力ピークは排気流同士がノズル半ばで干渉したことによる二つの斜め衝撃波が干渉するためである。

また、ベース領域では傾斜部に比べてモジュール中央部、及びモジュール間からノズル表面に沿った圧力分布にあまり差が見られないことからベース領域ではクラスターによる影響が少ないことがわかる。

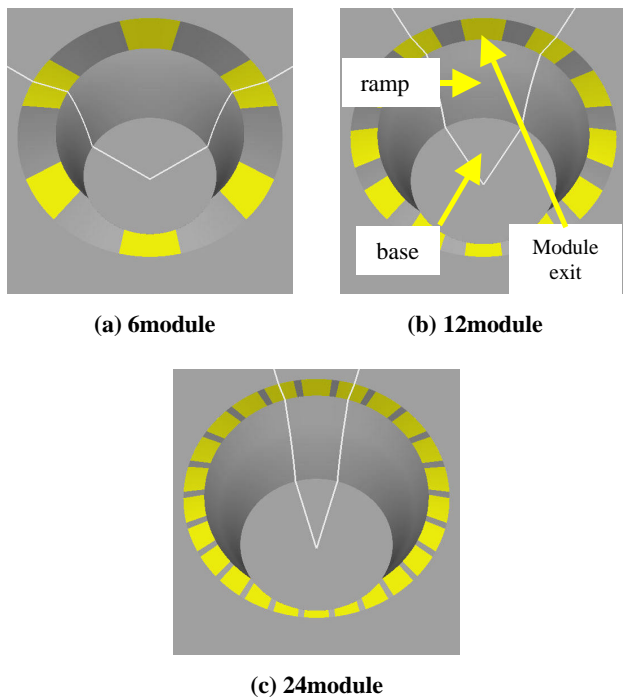
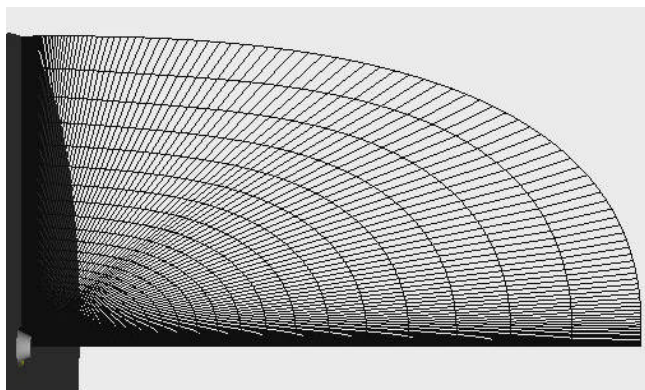
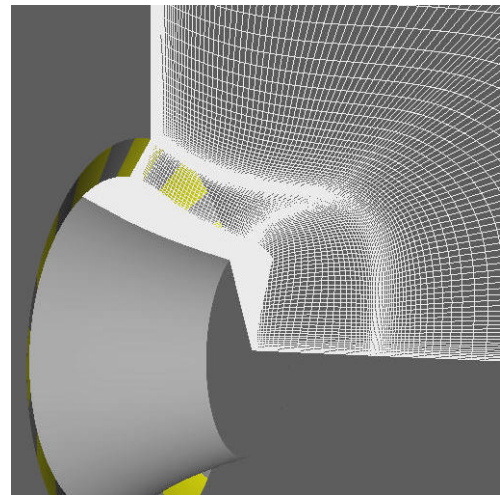


Fig. 1 Configuration of the aerospike nozzles

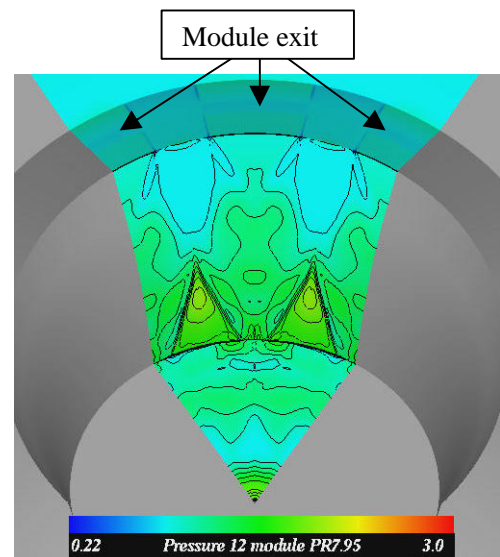


(a) Grid distributions for the whole computational domain

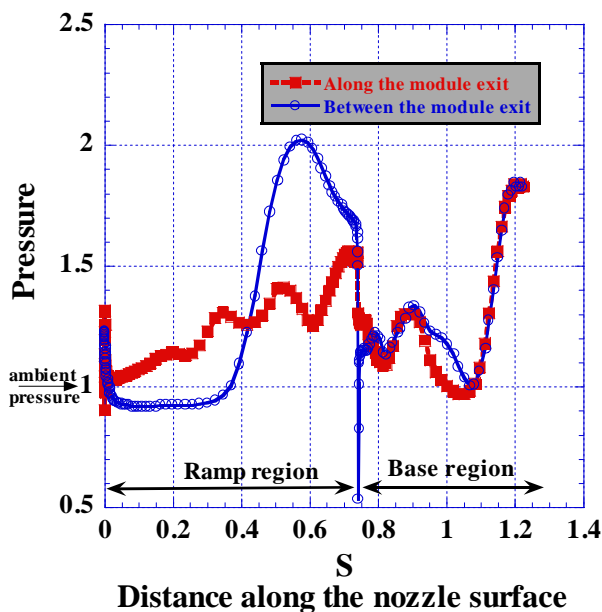


(b) Grid distributions near the nozzle surface

Fig. 2 Grid distributions for the 12module aerospike nozzle



(a) Pressure contour plots



(b) Pressure distributions along the nozzle surface

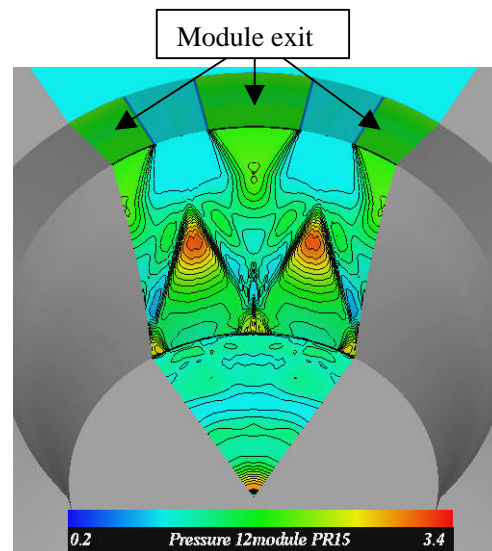
Fig. 3 Pressure distributions for the 12module aerospike nozzle (Pressure ratio 7.95)

Figure 4 に 12 モジュールの圧力比 15 における(a)ノズル表面上圧力プロットと(b)モジュール間およびモジュール中央部からノズル表面に沿ったノズル表面上の圧力分布を示す。Figure 4(b)のモジュール間の圧力分布(○プロット)を見ると排気流同士が $S=0.2$ で干渉するまでほぼ外気圧に等しい圧力分布となっている。圧力比 7.95 では $S=0.35$ で干渉による圧力上昇が見られたが今回は排気流が周方向に膨張するため排気流同士の干渉がより上流で起こっている。モジュール中央部からノズル表面に沿った圧力分布(プロット)をみると $S=0.5$ で排気流同士が干渉することにより発生した斜め衝撃波が干渉し小さな高圧領域が形成されている。その下流の $S=0.7$ 付近の圧力ピークは衝撃波の背後の高圧領域で形成された衝撃波がノズル先端付近で干渉するためである。今回もベース領域の圧力分布はモジュール中央部に沿った場合とモジュール間に沿った場合とでほぼ等しい。このことから今回もベース面上のクラスター化による影響は少ないことが分かる。

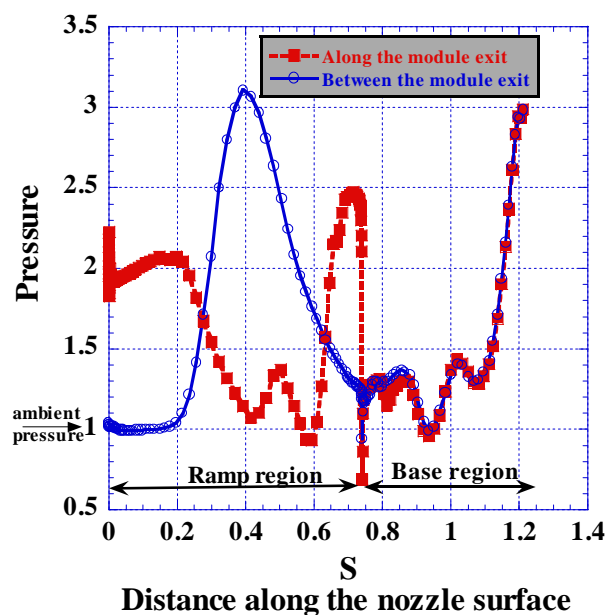
Figure 5 に 12 モジュールの圧力比 71 における(a)ノズル表面上圧力プロットと(b)モジュール間およびモジュール中央部からノズル表面に沿ったノズル上の圧力分布を示す。今回も圧力比が高くなり、より排気流が膨張するために Figs. 3(a), 4(a)の場合よりもモジュール間の上流部で干渉している。そのため Fig. 5(b)の $S=0.1$ 付近からモジュール間(○プロット)の圧力上昇が始まる。またモジュール中央部からノズル表面に沿った圧力分布(プロット)を見ると $S=0.5$ に衝撃波による圧力上昇が見られる。これは Fig. 5(a)から排気流同士の干渉による斜め衝撃波がモジュール部の下流のノズル端で干渉していることによる。Fig. 5(b)からこの圧力比でもベース領域ではクラスター化による影響は少ないことがわかる。

ここまでの議論でモジュール間およびモジュール中央部からノズル表面に沿った圧力分布はノズル排気流同士の干渉の影響でノズル傾斜部では大きな違いがあることが分かった。しかし、ベース領域では多少の違いはあるにせよ傾斜部で見られるような大きな相違はみられない。これはク

ラスター化してもベースにはあまり影響を及ぼさないためである。現在までの著者らの研究から軸対称型エアロスパイクノズルのベース圧は低い圧力比においては外気圧に影響を受け、高い圧力比では外気に影響を受けず、圧力比変化にかかわらずある一定の値をとることが分かっている⁽¹⁹⁾。本研究で用いたクラスター型エアロスパイクノズルのベース領域ではクラスター化することによる影響がすくないために同様な傾向が得られることが予想されるので以下でそれを確認する。

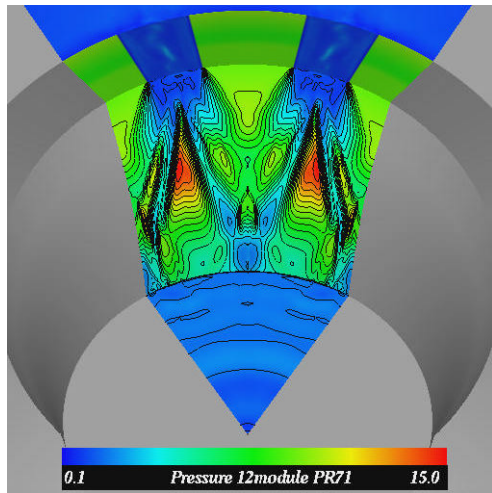


(a) Pressure contour plots

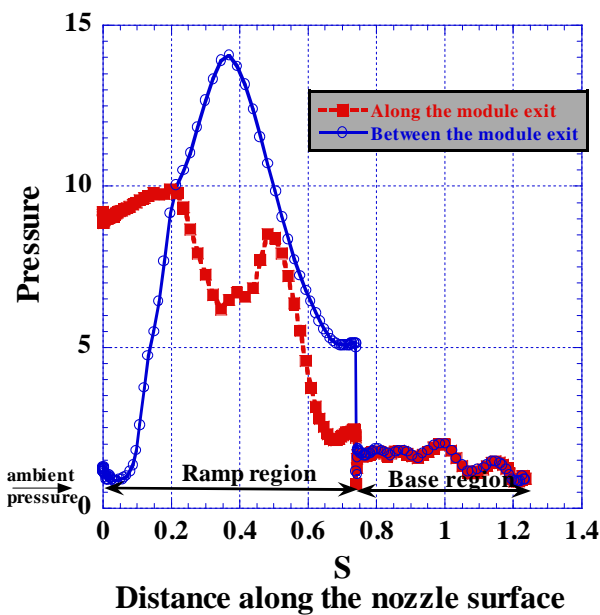


(b) Pressure distributions along the nozzle surface

Fig. 4 Pressure distributions for the 6module aerospike nozzle (Pressure ratio 15)



(a) Pressure contour plots



(b) Pressure distributions along the nozzle surface

Fig. 5 Pressure distributions for the 6module aerospike nozzle (Pressure ratio 15)

圧力比変化に対するベース面圧の変化

Figure 6 に各ノズルの圧力比に対するベースの平均圧力を示す。グラフは圧力比 5 の状態を地上での状態とし、燃焼室圧一定で上昇した場合を仮定したときのベース面における平均圧力を圧力比に対してプロットしたものである。飛翔体の上昇とともに環境圧は低下していくが、低空領域（低圧力比領域）においては各ノズルともにその環境圧とほぼ等しい値を取りながらベース面圧は減少していく。このことから、低空領域を上昇する間、各ノズルのベース面圧は環境圧に大きく影響を受けることが分かる。また、圧力推力はベース面にかかる静圧から環境圧を引いた値に効いてくるため、低空領域においてベース面は圧力推力にあまり寄与しないことを示している。高空領域（高圧力比領域）においては飛翔体の上昇とともに環境圧が低下していくのにもかかわらず、それぞれのノズルのベース面圧はあ

る一定の値をとるようになる。飛翔体上昇とともに環境圧とベース面圧との差が広がっていくことによりベース面で稼ぐ圧力推力の寄与は飛翔体の上昇とともに増大していく。全てのノズル形状において軸対称型エアロスパイクノズルと同じ傾向を示すことからモジュール部のクラスター化がベース面圧力に及ぼす影響はほとんどないことがここからも分かる。各クラスター型エアロスパイクノズルのベース圧は軸対称型エアロスパイクノズルのベース圧に比べて若干高い圧力をとる。これは排気流同士が干渉することにより排気流が圧縮され、ノズル表面上で高い圧力をとるためである。

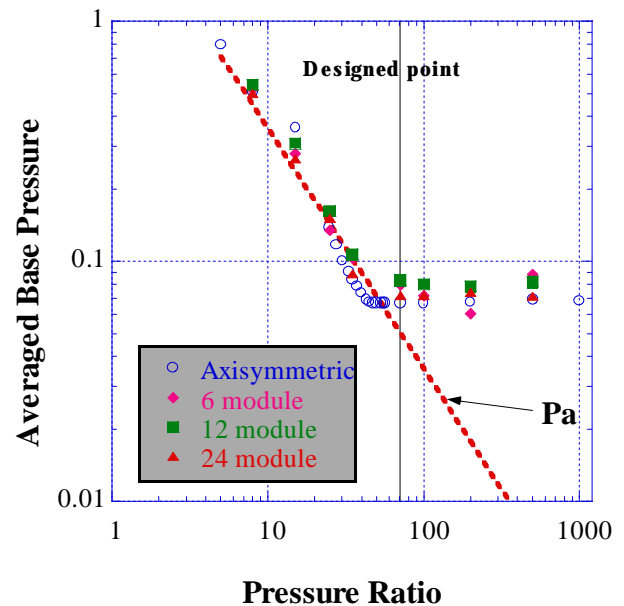


Fig. 6 Relation of the base pressure to the pressure ratio

以上の議論からクラスター化によるベース面への影響は少なく、軸対称型エアロスパイクノズルと同様なベース圧変化の傾向を示すことがわかった。すると、各ノズル間の性能の違いは傾斜部、及び噴射口のモジュール間のみに効いてくることがわかる。そこで、各ノズルの部位がそれぞれ全推力にどのように寄与しているかに注目してみる。

各ノズル部位の推力に及ぼす影響

Figure 7 に圧力比 500 における各ノズルの推力形成部分の分布を示す。モジュールの運動量推力は各ノズルともに噴射口の面積を等しくしているのでほぼ等しくなる。そのためそれ以外の部分を示す。モジュール数が少なくなるほどノズル傾斜部の圧力推力の低下が顕著になりこれがモジュール化することによる推力損失につながる事が分かる。

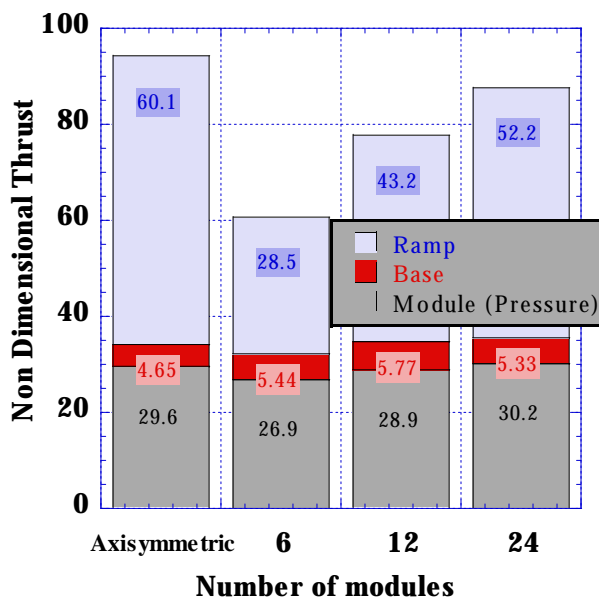


Fig. 7 Proportion of the thrust for each clustered aerospike nozzle at the pressure ratio of 500

以上から、エアロスパイクノズルの噴射口をクラスター化することによる最大の損失は傾斜部に出てくることがわかった。そこで、以下では傾斜部に注目し、軸対称型エアロスパイクノズルの圧力分布とクラスター型エアロスパイクノズルの圧力分布を比較することで、傾斜部のどの部位がクラスター化することによる影響が大きいかわかるか調べてみる。

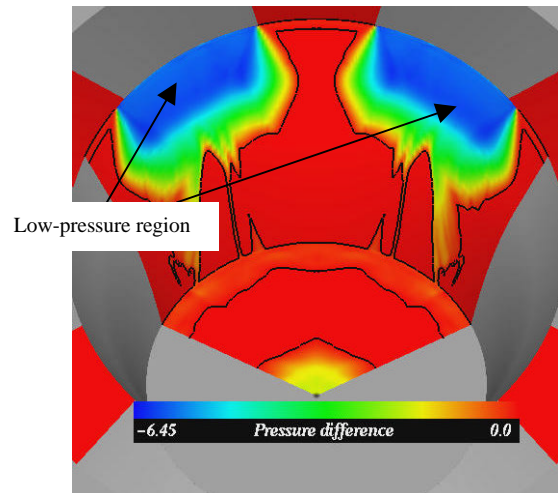
クラスター型エアロスパイクノズル及び軸対称型エアロスパイクノズルの圧力差について

Figures 8-10 に各クラスター型エアロスパイクノズルの表面圧力から軸対称型エアロスパイクノズルの表面圧力を引いた時の表面上の圧力差の分布をそれぞれ示す。圧力比は全て 71 (適正膨張) の場合である。ノズル表面上に描かれている実線は軸対称型、クラスター型エアロスパイクノズルの表面上圧力差が無い境界を示す部分である。各 Figs. 8(a), 9(a), 10(a) は圧力のレンジをクラスター型エアロスパイクノズルの表面上圧力が軸対称型エアロスパイクノズルの表面上圧力に比べて低い領域に合わせた図である。これにより、特にどのような領域でクラスター化による圧力低下が見られるのかわかる。逆に各 Figs. 8(b), 9(b), 10(b) は圧力のレンジをクラスター型エアロスパイクの表面上圧力が軸対称型エアロスパイクノズルの圧力よりも高い領域にあわせた図である。これにより、特にどのような領域でクラスター化による圧力上昇が見られるのかわかる。

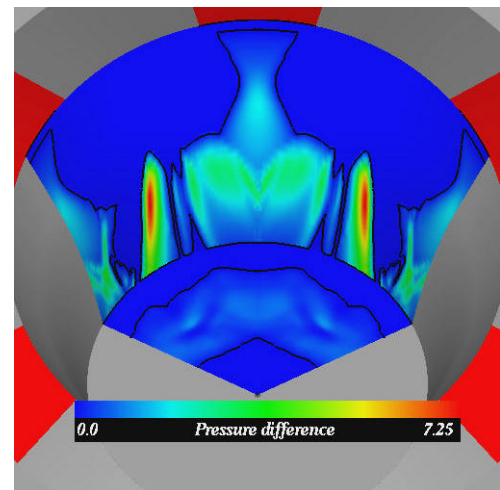
まず Figs. 8(a), (b) は 6 モジュールの結果である。Figure 8(a) から特にモジュール間上流部の広い領域でクラスター化することによる圧力の低下が見られる。しかし、ノズル傾斜部下流では排気流同士が干渉することにより、軸対称型エアロスパイクノズルよりも高い圧力領域が広がっているのが分かる。次に、ノズル傾斜部下流域に注目し特にどのような領域で軸対称型エアロスパイクノズルよりも高い圧力が得られるのを見て行く。

Figure 8(b) からモジュール間下流域の排気流同士の干渉部分で特に軸対称型エアロスパイクノズルよりも高い圧力領域が得られることが分かる。モジュール中央部からノズル表面に沿った下流でも高圧領域が見られる。これはモジュール間上流部で排気流同士が干渉し、斜め衝撃波が発生し

モジュール部下流域まで延びてきている結果である。



(a) Pressure difference between clustered and axisymmetric aerospike nozzle (shifted to the lower pressure of the clustered nozzle)

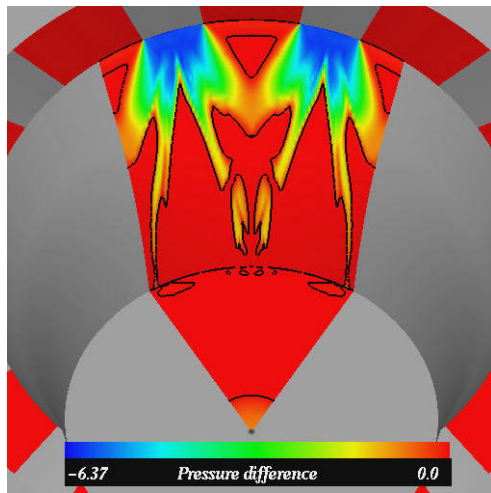


(b) Pressure difference between clustered and axisymmetric aerospike nozzle (shifted to the higher pressure of the clustered nozzle)

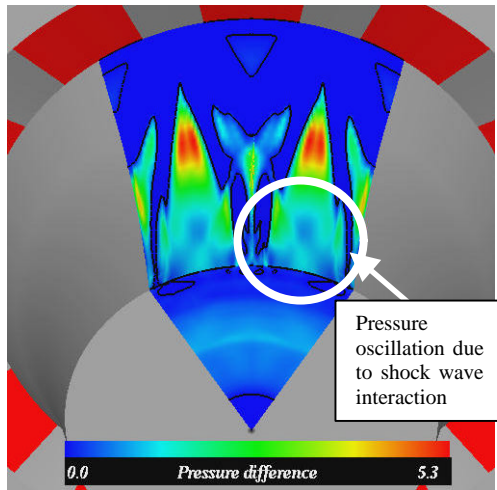
Fig. 8 Pressure difference for the 6module aerospike nozzle (Pressure ratio 71)

Figures 9(a), (b) は 12 モジュールの結果である。Figure 9(a) から Fig. 8(a) と同様に特にモジュール間上流部の領域でクラスター化することによる圧力の低下が見られる。Figure 8(a) の 6 モジュールの場合と比較してみるとモジュール同士の間隔が狭くなることによりこの低圧力の領域は小さくなっている。

Figure 9(b) に軸対称型エアロスパイクノズルに比べ、クラスター型エアロスパイクノズルの高圧領域を示す。特に高圧になっている領域は排気流が干渉することによる斜め衝撃波とその背後の高圧領域部分である。ノズル傾斜部下流領域では衝撃波同士の干渉により高圧領域と低圧領域が交互に現れる。



(a) Pressure difference between clustered and axisymmetric aerospike nozzle (shifted to the lower pressure of the clustered nozzle)



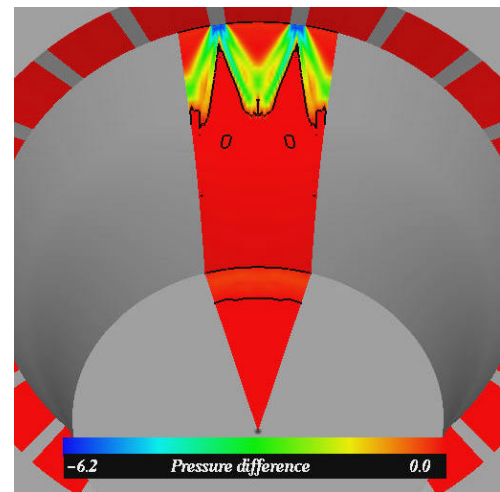
(b) Pressure difference between clustered and axisymmetric aerospike nozzle (shifted to the higher pressure of the clustered nozzle)

Fig. 9 Pressure difference for the 12module aerospike nozzle (Pressure ratio 71)

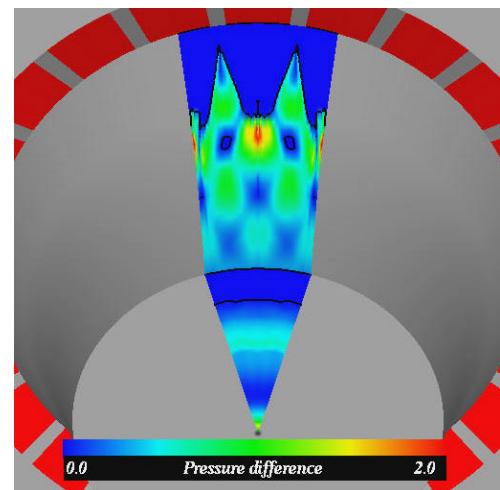
Figures 10(a), (b)は24モジュールの結果である。Figures 8(a), 9(a)に比べて Fig. 10(a)の24モジュールの場合はモジュール間の間隔がより狭くなるために6, 12モジュール型エアロスパイクノズルよりも低圧領域がさらに狭くなる。今回はモジュール間が狭いため排気流同士の干渉による衝撃波が強く衝撃波による圧力上昇はあるが、軸対称型の圧力分布よりも低くなっている。排気流同士の干渉によりノズルの表面上の大部分は軸対称型ノズルの表面上圧力分布よりも高くなっている様子が分かる。しかし、Fig. 7の24モジュール型エアロスパイクノズル傾斜部の推力をみると軸対称型エアロスパイクノズル傾斜部の推力よりも小さい。これは中心軸から半径方向に離れるにつれ、推進方向の投影面積が大きくなり、ノズル傾斜部の上流部ほど推力に影響を及ぼしてくることによる。クラスター型エアロスパイクノズルの場合、低圧力による推力損失がノズル傾斜部上流で起き上流部に行くほど中心軸から半径方向に離れるため低

圧領域の面積が大きくなる。そのため軸対称型エアロスパイクノズルと比べて大きな損失になっている。

Figure 10(b)に高圧力領域を示す。衝撃波同士が干渉することで高圧領域と低圧領域が交互に現れている。



(a) Pressure difference between clustered and axisymmetric aerospike nozzle (shifted to the lower pressure of the clustered nozzle)



(b) Pressure difference between clustered and axisymmetric aerospike nozzle (shifted to the higher pressure of the clustered nozzle)

Fig. 10 Pressure difference for the 24module aerospike nozzle (Pressure ratio 71)

以上から、クラスター化することにより排気流干渉が起こるノズル部下流では軸対称型エアロスパイクノズルよりも高い圧力分布になっていることが分かった。しかし、モジュール間上流の領域において排気流膨張による圧力減少が大きく、Fig. 7における傾斜部の推力低下はこのモジュール間領域の圧力減少によるものが大きいことがわかった。この傾斜部の低圧領域による推力損失が全体の推力にどれほどの影響を及ぼすのか推力係数を用いてさまざまな圧力比におけるノズルの性能評価を以下で行なう。

Figure 11 に各クラスター型エアロスパイクノズルの推力係数分布を示す。比較の対象として 1 次元等エントロピー流れを仮定して損失を一切含んでいない開口比を同じ 6.5 にしたベル型ノズルを、またベル型ノズルと同様 1 次元等エントロピー流れを仮定した上、常に適正膨張を実現すると仮定した理想的な推力係数値を用いた。さらに、環状型エアロスパイクノズルの推力係数も同時に載せた。ベル型ノズルと比較するとベル型ノズルは特に低空領域において大きな損失を発生するのに対し、各エアロスパイクノズルは損失を含むのにもかかわらず高い性能を発揮することが分かる。また、理想的な推力係数値のグラフと定性的にほぼ一致していることから、各エアロスパイクノズルはすべての圧力比において常に適正膨張に近い状態で作動しているのが分かる。Figures 8-10 で見てきたようにモジュール数が減るほどモジュール間が開くためノズル傾斜部での上流領域において排気流の膨張が激しくなり、軸対称型ノズルに比べて圧力が低くなる。そのため、ここで想定した方式のモジュール化ではモジュール数が減るほど推力係数は減少して行く。

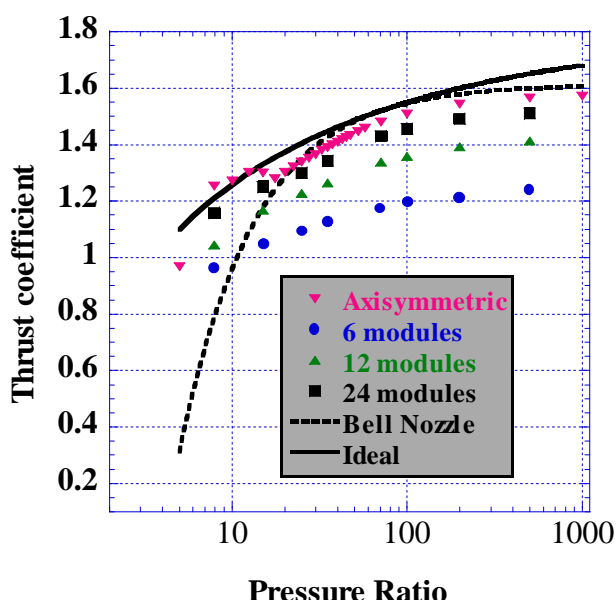


Fig. 11 Relation of the thrust coefficient to the pressure ratio

終わりに

6, 12, 24 個のモジュールに分けたクラスター型エアロスパイクノズルに対し、流れ場の特性を数値計算を行うことにより評価した。ノズル表面上の圧力分布を見て行くとモジュールに沿った場合と沿わない場合ではノズルの傾斜部において大きな差がみられる。しかしベース部においては二つの圧力分布にほとんど差はなくクラスター化による影響は少ないことがわかった。軸対称型エアロスパイクノズルと同様低圧力比領域においてはベース領域は外部環境に影響を受け、高圧力比領域では影響を受けない。モジュール部をクラスター化することによる大きな損失はノズル傾斜部のモジュール間の低圧領域に現れる。そのためここで想定した方式のモジュール化ではモジュール数が少なくなければなるほど推力係数の値が減少していく。

謝辞

本研究は一部日本学術振興会科学研究費（課題番号 12-07301）の補助を受けて行なわれたものである。ここに感謝の意を表する。

参考文献

- Greer, H., "Rapid Method for Plug Nozzle Design," *ARS Journal*, April 1961, pp.560-561.
- Rao, G. V. R., "Spike Nozzle Contour for Optimum Thrust," *Ballistic Missile and Space Technology*, edited by C. W. Morrow, Vol. 2, Pergamon Press, New York, 1961, pp. 92-101.
- Lee C., and Thompson D., "Fortran Program for Plug Nozzle Design," NASA TM X-53019, 1964.
- Fuller, P., "Linear Rocket Engine Design Fabrication Testing," AIAA Paper 73-1179, November 1973.
- Lamont, E., "The Aerospike Engine System for the Space Tug - A Status Report," AIAA Paper 73-1245 November 1973.
- Huang, D., "Aerospike Engine Technology Demonstration for Space Propulsion," AIAA Paper 74-1080 October 1974.
- Sobin, A., and Martinez, A., "Linear Rocket Engines for Advanced Space Transportation Systems," AIAA Paper 75-1251 October 1975.
- Kirby, F., and Martinez, A., "Linear Aerospike Engine," AIAA Paper 77-968, July 1977.
- O'Brien, C., and Aukerman, A., "Advanced Plug Cluster Nozzle," AIAA Paper 79-1179, June 1979.
- Immich H., and Caporicci M., "FESTIP Technology Developments in Liquid Rocket Propulsion for Reusable Launch Vehicles," AIAA Paper 96-3113, July 1996.
- Immich H., and Caporicci M., "Status of the FESTIP Rocket Propulsion Technology Program," AIAA Paper 97-3311, July 1997.
- Vuillamy D., and Duthoit V., "European Investigation of Clustered Plug Nozzles," AIAA Paper 99-2350, June 1999.
- Tomita T., Tamura H., and Takahashi M., "An Experimental Evaluation of Plug Nozzle Flow Fields," AIAA Paper 96-2632, July 1996.
- Tomita T., Takahashi M., and Tamura H., "Flow Field of Clustered Plug Nozzles," AIAA Paper 97-3219, July 1997.
- Tomita T., Takahashi M., Onodera T., and Tamura H., "Visualization of Shock Wave Interaction on the Surface of Aerospike Nozzles," AIAA Paper 98-3523, July 1998.
- Tomita T., Takahashi M., Onodera T., and Tamura H., "Effects of Base Bleed on Thrust Performance of a Linear Aerospike Nozzle," AIAA 99-2586, June 1999.
- Onodera T., Tomita T., and Tamura H., "Numerical Investigation of the Flow Field Around Linear Aerospike Nozzles," AIAA Paper 99-2588, June 1999.
- Sakamoto H., Takahashi M., Sasaki M., Tomita T., Kusaka K., and Tamura H., "An Experimental Study on a 14kN Linear Aerospike Nozzle Combustor," AIAA Paper 99-2761, June 1999.
- Ito T., Fujii K., and Hayashi A.K., "Computations of the Axisymmetric Plug Nozzle Flow Fields," AIAA Paper 99-3211, June 1999.
- Shima E., and Jounouchi T., "Role of CFD in Aeronautical Engineering (No14) -AUSM type Upwind Schemes-," Proceedings of the 14th NAL Symposium on Aircraft Computational Aerodynamics, pp7-12, 1997.
- Fujii K., "Practical Applications of New LU-ADI Scheme for the Three-Dimensional Navier-Stokes Computation of Transonic Viscous Flows," AIAA Paper 86-0513, January 1986.
- Baldwin, B., and Lomax, H., "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows," AIAA Paper 78-257, January 1978.