

## 論文の内容の要旨

論文題目 リニアエアロスパイクノズルのモジュール間干渉流れと性能に関する研究

氏名 堤 誠司

リニアエアロスパイクノズル(Fig. 1)は従来のロケットエンジンで用いられてきたベルノズルに比べて非常に高い性能を示すことから、次世代宇宙輸送機の推進システムへ適用が期待されている。リニアエアロスパイクノズルの燃焼器は、不安定燃焼や構造上の問題から、円形スロート - 矩形出口を持つ多数の燃焼器モジュールから構成されている。(Fig.1) 一方、燃焼器モジュールのクラスター化に起因してリニアエアロスパイクノズルの性能低下や局所的な熱負荷の増大などといった問題が逆に生じてしまうことが報告されており、リニアエアロスパイクノズルの実現に向けた技術的課題の一つとなっている。これらの問題はすべてエアロスパイクノズルの流れ構造と密接な関係がある。そこで本研究では、クラスター化によって生じるリニアエアロスパイクノズルの流れ構造を詳細に解析し、性能低下や熱負荷増大といった諸問題を解明することを目的とする。

クラスター化により生じる流れ構造の解明に関して、これまで数多くの研究が行われてきた。しかし衝撃波の3次元構造など詳細な解明は極めて不十分で、クラスター化の問題に対して根本的な解決はなされてこなかった。クラスター化により生じる流れ場にはいくつかの要素が複雑に絡み合っており、この要素を一つ一つ分解していかなければ流れ場の全容を解明することは難しい。そこで本研究では、矩形出口を持つモジュール単体の排気流構造の解析から始め、クラスター化によるモジュール排気流の干渉、そしてモジュールからリニアエアロスパイクノズルを含めた全体の解析と、複雑に絡み合う流れの基礎的な要素を十分に解明していくというアプローチをとった。

対象とする流れ場は非常に複雑な3次元構造を持つため、本研究では超音速噴出し式風洞(Fig.2)を用いた実験、及びレイノルズ平均3次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式を基礎方程式に用いた数値計算の両手法を適用して解析を行った。

本研究で得られた知見を以下に述べる。

まず正方形出口を持つモジュール単体から生じる不足膨張噴流の構造を解析した。Fig.3はジェット断面の形状(密度分布)と衝撃波面を示している。モジュール出口が矩形であることに起因してモジュールの排気流は、1)モジュールリップから生じるプラントル・マイヤー膨張扇を通過して2次元的な流れになる領域、2)膨張扇同士の干渉により矩形出口コーナー部において流れに3次元性が生じる領域、の2つに大きく分けられることが明らかになった。そのため、Fig.3に示すように、衝撃波は2次元ノズルから生じる不足膨張噴流に現れるintercepting shockと、膨張扇の干渉によって生じた過膨張領域に対して発生する再圧縮衝撃波の2つから構成されることが分かった。また、対称面付近のジェット境界はプラントル・マイヤー膨張扇を通過して2次元的な膨張をするが、矩形出口コーナー部は再圧縮衝撃波の影響を受けて平坦になり、その結果、Fig.3のように排気流の断面形状は十字形状になることが分かった。

次にモジュール排気流の干渉について調べた。モジュール出口の一边を $L_{ie}$ 、モジュール間の幅を $L_{Gap}$ とすると、モジュール間隙は $L_{Gap}/L_{ie}=0.4$ の場合の結果を示す。Figure 4ではモジュール排気流の干渉によって発生した衝撃波のうち、モジュール一つ分に相当する衝撃波面を示す。またFig.5は隣接モジュール同士の上半分領域に相当する衝撃波面とジェットの断面形状(密度分布)である。流れ場は、1)モジュール間干渉の影響が現れず、モジュール単体の流

れと同じ構造を示す領域、2)モジュール間干渉の影響が現れる領域、の2つに大きく分けられることが明らかになった。そのため、Fig.4 に示した衝撃波はモジュールの矩形出口に起因して発生する再圧縮衝撃波、及びモジュール排気流が干渉することで発生するtail shockの2つから構成されることが分かった。ジェットの形状に関しても、モジュール単体の流れと同形状になる領域(Fig.5 のS1)、及び干渉によって生じた高圧領域を通過して膨張する領域(Fig.5 のS2, S3)の2つに大きく分けられることが分かった。

モジュール単体及びクラスターモジュールの解析結果を足がかりに、クラスターモジュール及びリニアエアロスパイクノズルを含めたノズル全体の流れ場を解析した。その結果、1)モジュールの矩形出口に起因した流れ、2)隣接するモジュール排気流の干渉に伴う流れ、3)モジュール排気流とノズル壁面境界層の粘性 - 非粘性干渉に起因した剥離流れ、の3つの要素から流れ場は構成されることが分かった。1), 2)は上記解析してきた通りであり、リニアエアロスパイクノズルの影響で新たに現れたのが3)である。3)はリニアエアロスパイクノズル壁面近傍の流れに支配的な要素で、Fig.6(a)に示した表面流線から分かるように、1次剥離、2次剥離の2つの剥離を引き起こす。ここで、油膜法を用いてリニアエアロスパイクノズルの限界流線を可視化したところ、Fig.6(b)のように1次剥離線と2次剥離線の発生を確認することができ、Fig.6(a)の数値計算結果が現象を正しく模擬できていることを確認した。Figure 7 にリニアエアロスパイクノズルに現れる衝撃波の構造を示す。Figure 7 の衝撃波は、1)~3)の流れ要素をそれぞれ発生原因とする再圧縮衝撃波、tail shock、と剥離衝撃波から構成される。また Fig.6(a)にはリニアエアロスパイクノズルの壁静圧分布を示した。主に3)に挙げた粘性 - 非粘性干渉の影響を受け、1次剥離線と2次剥離線によって大きく3つの高圧領域(HP1, HP2, HP3)に分けられる。すなわち、1次剥離線によって囲まれた領域(HP1)はモジュール出口に位置し、モジュール排気流が直接入射することで加圧される領域である。2次剥離線によって囲まれた領域(HP2)はモジュール間に位置しており、tail shock を通過して加圧された流れが吹き降ろすために発生した高圧領域である。そして1次剥離線と2次剥離線に囲まれた残りの領域(HP3)は、2次剥離衝撃波(Fig.7(b))によって加圧された流れが入射する領域である。なお、実験から得られた壁静圧分布と油膜法による限界流線の可視化画像をFig.6(b)において比較すると、3つの高圧領域と1次剥離線、2次剥離線の位置関係は数値計算結果と一致する結果が得られた。

流れ解析から得られた知見を基に、モジュールのクラスター化によって発生する諸問題のうち、主に熱負荷と性能に関して検討した。

まず始めに、クラスター化により発生する局所的な熱負荷の増大について調べた。Figure 8 にはリニアエアロスパイクノズル面上の熱流束分布を示す。熱流束分布は、壁静圧分布(Fig.6)と同様に、1次剥離線と2次剥離線によって3つの領域に分けられた。これまで実験的に確認されてきた高熱負荷領域は2次剥離線に囲まれた領域に相当し、高温のモジュール排気流が粘性 - 非粘性干渉に起因して吹き降ろすことにより熱負荷が増大することが分かった。このように、熱流束の分布は粘性 - 非粘性干渉によって生じる流れと密接な関係があるため、リニアエアロスパイクノズルの冷却設計は、予めノズル表面の剥離線を調べ、ホットスポットを把握してから行うべきである。

さらにクラスター化によって生じるリニアエアロスパイクノズルの性能低下原因について分析した。Figure 9 では2次元理想リニアエアロスパイクノズルとモジュール間隙が $L_{Gap}/L_{ie}=0.1, 0.4, 0.8$ の3つのリニアエアロスパイクノズルについて、損失の要因を比較している。その結果、損失の主な原因は、1)摩擦損失(Viscous loss)、2)隣接するモジュール排気流の干渉によって生じたtail shock(Fig.7(a))の全圧損失(Shock loss)、の2つであることが分かった。また、モジュール間の隙間が広がるとtail shockによる損失が増加し、支配的な損失原因となることが分かった。従って、クラスター化に起因した性能低下を抑えるためにはモジュール間隙の幅を最小限にすべきである。

以上の通り、本研究により、次世代宇宙輸送機に適用が期待されるリニアエアロスパイク

ノズルにおける課題である燃焼器モジュールのクラスター化の影響を、詳細な 3 次元衝撃波流れ構造の解明を通して明らかにして、今後のノズル設計指針に役立つ足がかりを構築した。

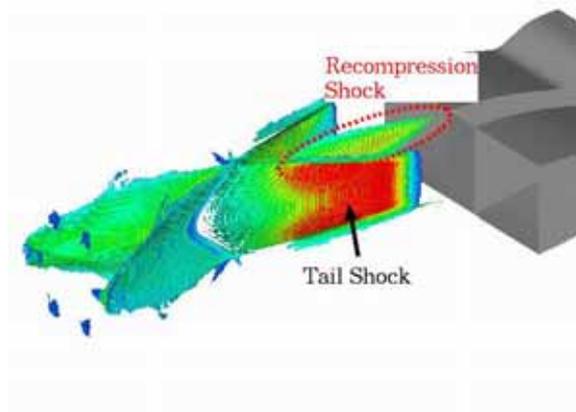
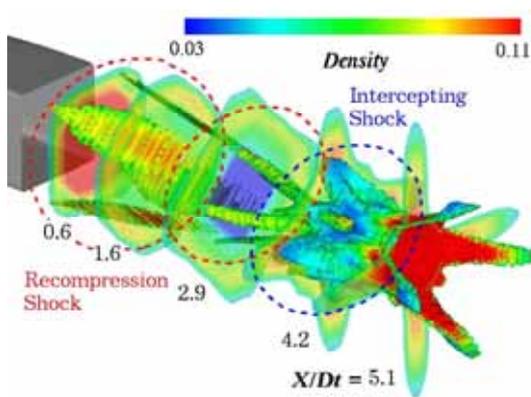
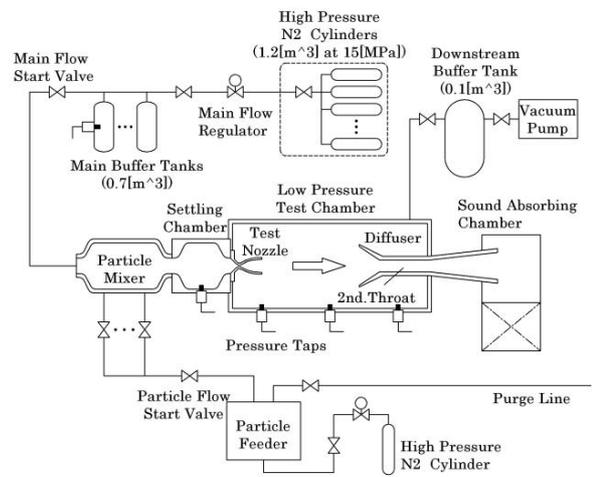
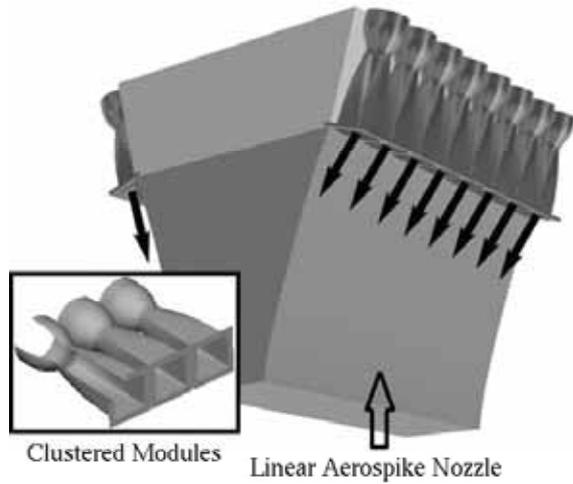


Fig.4 Shock surface for a module.

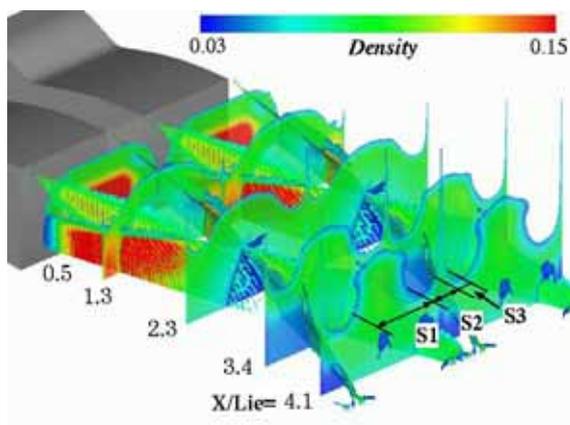
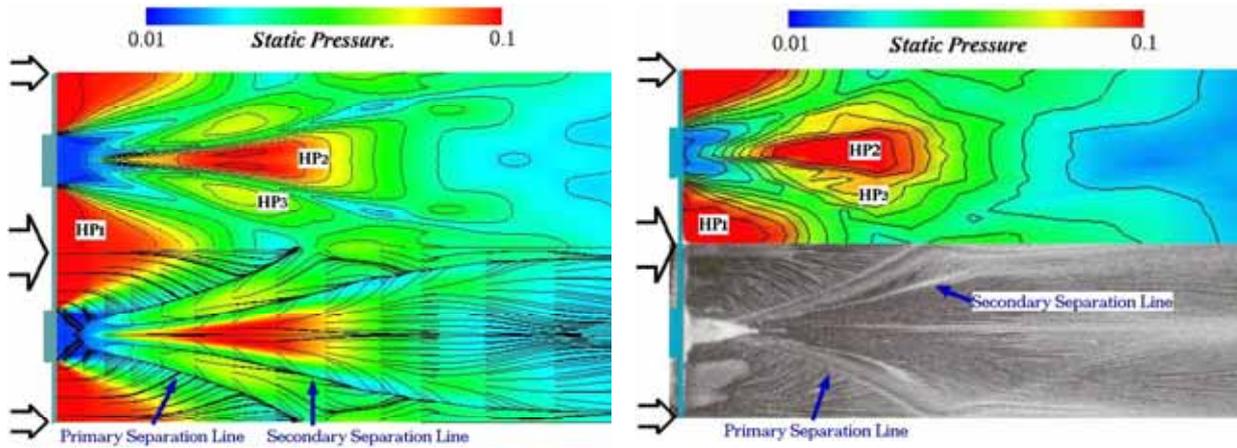


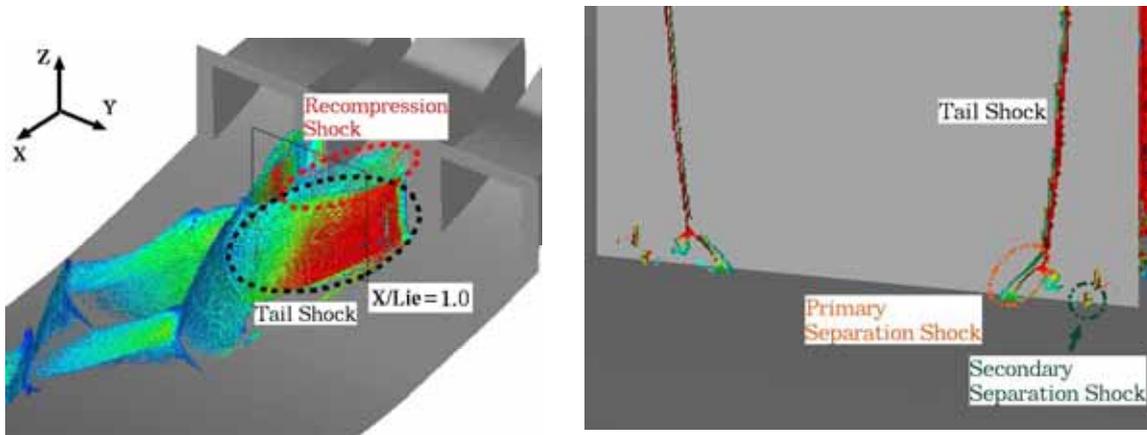
Fig.5 Shock surface and cross-sectional density contour. Upper half region is only indicated.



(a) Numerical result.

(b) Experimental result.

Fig.6 Comparison of the surface flow pattern and the wall pressure distribution.



(a) Overall view.

(b) Enlarged view at  $X/L_{ie}=1.0$ .

Fig.7 Shock surface for one module.

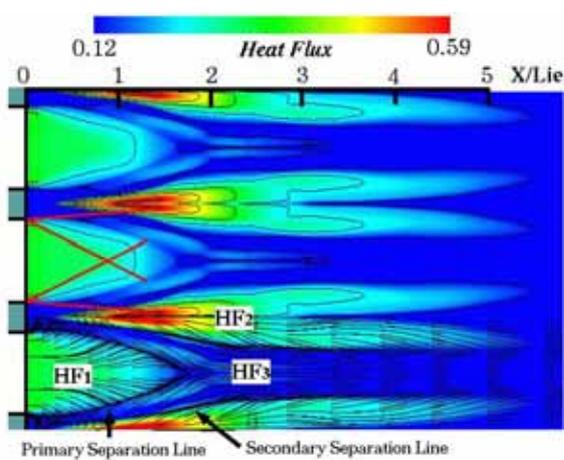


Fig.8 Heat flux on the aerospike nozzle.

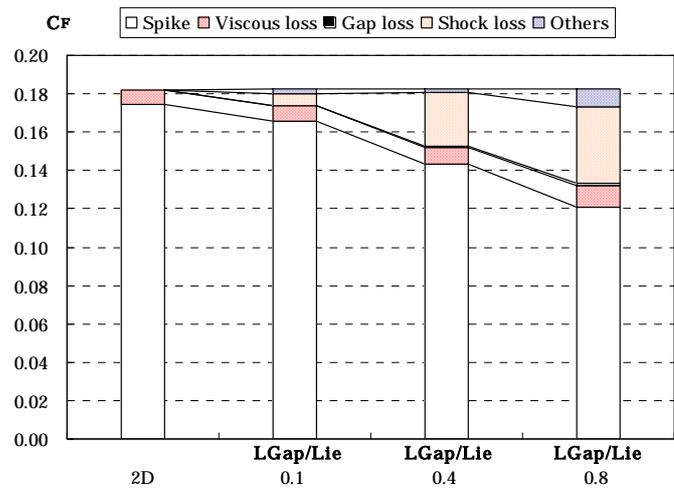


Fig.9 Comparison of the loss factors.