

プラグノズルの風洞試験による性能評価

小林 弘明*・佐藤 哲也*・棚次 亘弘*

Experimental Study on the Plug Nozzle of the ATREX Engine

By

Hiroaki KOBAYASHI*, Tetsuya SATO*, Nobuhiro TANATSUGU*

Abstract : A nozzle of the ATREX Engine must have variable geometry to change pressure ratio from 3 (SLS) to 550 (Mach 6). An axisymmetric plug nozzle will be employed for the ATREX Engine. Throat area of the axisymmetric plug nozzle can be controlled by moving plug back and forth in the axial direction. The plug nozzle shows relatively higher performance than conventional C-D nozzle under any ambient pressure. The objective of this study is to estimate thrust efficiency and boat tail drag of the plug nozzle. Several types of the plug nozzle were tested in a supersonic wind tunnel. Injecting secondary flow thorough the cowl was devised and shown to be effective in the reduction of boat tail drag.

1. 背 景

本研究では、将来のスペースプレーンの推進系に应用されるエアブリージングエンジンのプラグノズル ([1] ~ [4]) についてその特性を実験的に解明することを試みた。ここで対象としているエンジンは高度と飛行速度が広範囲に変化する中で作動することが要求されており、エンジンシステムを構成する各コンポーネントは相互に調和して作動条件の変化に追従し、その性能を維持しなければならない。

離陸から高度 30 km で Mach 数 6 の速度まで飛行する場合、推力ノズルのスロート面積は 4 ~ 5 倍程度可変にする必要があり、また圧力比は 3 ~ 550 の範囲で変化する。このような広い条件変化に対応するためには、プラグノズルが適している。プラグノズルは外部膨張を取り入れることにより、圧力比変化に対して常に最適に膨張する性質をもたせたノズルである。幅広い圧力比を飛行するスペースプレーンなどの推力ノズルとして適していると考え

*宇宙科学研究所

られる。しかしプラグノズルはカウル部でのポートテール抵抗が大きいこと特に遷音速領域での抵抗係数が非常に大きくなるという欠点を持つ ([5])。

そこで本稿では、プラグノズルの推力特性と外部抵抗特性について、風洞試験により評価した結果を示す。また、ポートテール抵抗を低減することを目的として、カウル外面に二次流を噴き出す効果について調査した結果を示す ([6])。

2. プラグノズル推力特性の評価

2.1. 目的

プラグの位置を前後に移動できる軸対称可変プラグノズルのサブスケールモデルを作成し、その特性を実験的に解明することを目的とする。さらに、外部膨張型と混合膨張型のプラグノズルの模型について特性の比較を行うとともに、プラグ先切の効果について調査する。

2.1. 目的

(1) プラグノズル

第1図に実験で用いた外部膨張型プラグノズルと混合膨張型プラグノズルを示す。混合膨張型プラグは内部膨張部を取り入れることによってカウル外部形状の曲率を小さくし、底面抵抗を減少させる効果があると考えられる。頂角 40° 、最大直径40mmの円錐プラグの他に、第2図に示す先切プラグについても実験を行った。スロート面積の変化はプラグの前後移動によって行う。ノズルスロート部のカウル直径は44mm、カウル外径は76.3mmである。

(2) 試験装置

試験装置を第3図に示す。風洞はマッハ1.5～4.0までの気流を発生させることができ、これにより外部圧力を変化させた。ノズル内には風洞上部から空気を供給し、圧力比5～80での範囲で実験を行った。プラグノズルの推力及びプラグ表面圧力の計測を行い、シュリーレン撮影による流れ場の観察を行った。

2.3. 目的

ノズル性能を評価する指標として、推力係数(CF)を用いる。推力係数は、ノズル推力をスロート面積とチャンバー圧で除した値として定義される。

(1) 外部膨張型と混合膨張型

第4図に、外部膨張型プラグノズルの推力係数、第5図に混合膨張型プラグノズルの推力係数を示す。

外部膨張型プラグノズルは過膨張(設計点よりも低い圧力比)における性能が混合膨張型に比べ優れている。ただし、不足膨張(設計点よりも高い圧力比)では、スロート下流におけるノズル噴出流の外部膨張による運動量の増加を推力として有効に変換できないため、内部膨張を有する混合膨張型プラグノズルに比べて性能は低い。

混合膨張型プラグノズルでは、内部膨張部においてプラグ表面からの膨張波がカウル内面で圧縮波として反射し、あるスロート設定値ではこの圧縮波が重なり、衝撃波を発生し、プラグ表面に衝突する現象がみられたが、この現象は広範囲にプラグが可動する混合膨張型プラグノズルでは避けたいものである。外部膨張型プラグノズルではいずれのスロート設定値においてもこの様な現象は見られなかった。このことから広範囲にプラグを可動させてスロート面積を変えるプラグノズルには外部膨張型が適していると言える。

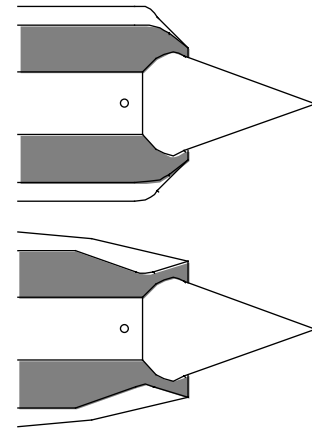


図1 外部膨張型(上)
混合膨張型(下)

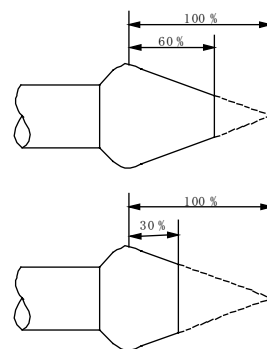


図2 先切プラグ
60%(上)、30%(下)

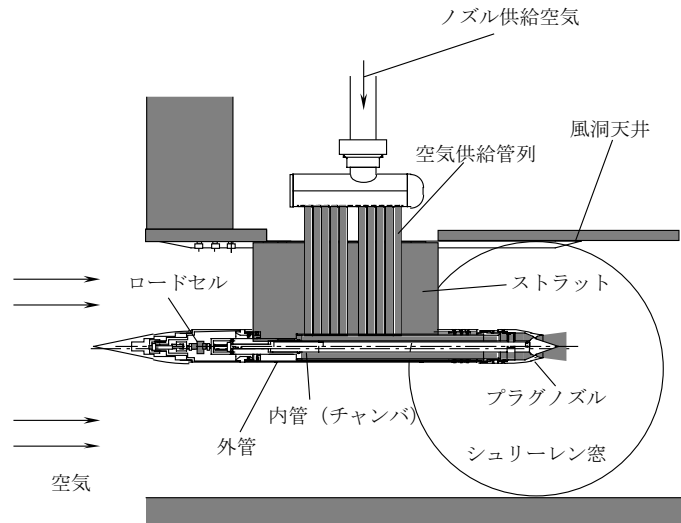


図3 試験装置

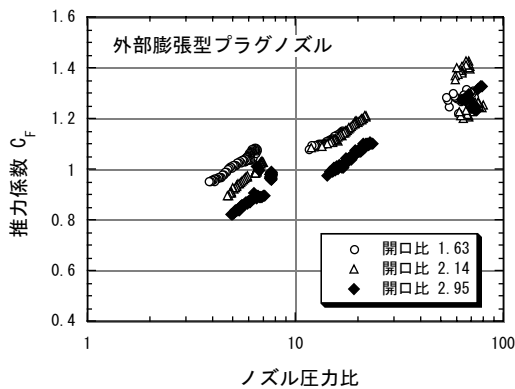


図4 推力計数 (外部膨張型)

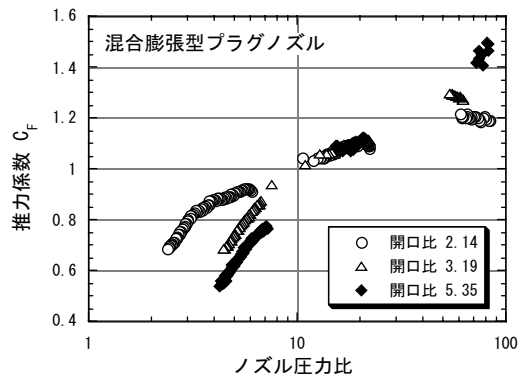


図5 推力計数 (混合膨張型)

(3) ノズル噴出流が外部流に与える影響

超音速外部流中にノズルからジェットを噴出させると、外部流がカウルリップにおいて圧縮され、衝撃波が発生した。シュリーレン撮影による観測の結果、外部膨張型プラグノズルは混合膨張型に比べて衝撃波が強く、これによる外部流の静圧上昇によってノズルにおける圧力比の低下を生じるとされる。

(4) 先切プラグの推力に与える影響

第6図と第7図に、先切プラグの推力性能を示す。先切プラグは設計点あるいはそれ以上の圧力比では推力の減少は顕著に見られなかったが、設計圧力比23.3のノズルを圧力比7.7で実験した場合、60%先切プラグの推力は、100%プラグに比べて9%低い値となり、30%プラグでは16%低い値となった。ノズルの圧力比が設計値よりも低い場合、ノズル噴出流はプラグ表面に沿って一度過膨張になった後、プラグ後部で再圧縮されプラグ表面圧力が上昇する。以上の実験結果からプラグ先端が切られた先切プラグでは、プラグ下流部で受ける圧力推力を失い、更に底面圧力が外部静圧まで低下してしまうことによって生じる底面抵抗の増加が推力低下をもたらすと考えられる。プラグノズルは圧力比が低くなるに伴って運動量推力に対する圧力推力の割合が顕著になる特性をもち、先切プラグノズルは低い圧力比において正規のプラグノズルと比較して性能の低下が見られるが、圧力比が高くなるに伴って性能に大差はなくなる。

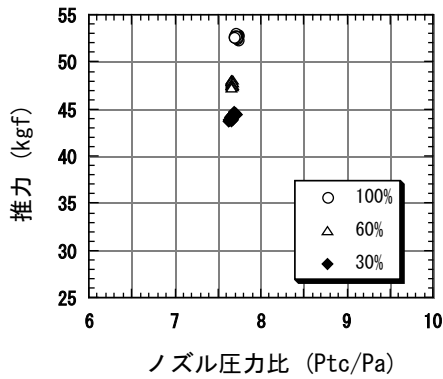


図6 先切プラグの影響 (圧力比7.7)

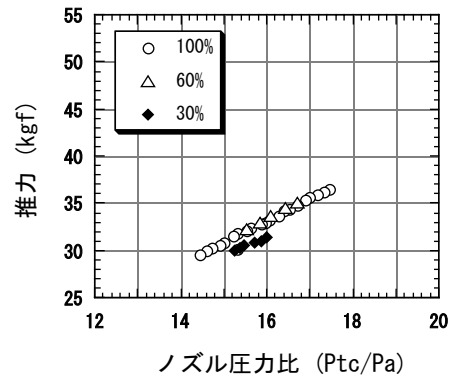


図7 先切プラグの影響 (圧力比16)

2.4. まとめ

外部膨張型と混合膨張型のプラグノズルについて、風洞試験を行った。プラグ形状は基本的には円錐であるが、先端を切断した先切プラグについてもその特性を評価した。風洞試験ではノズル噴射流体に空気をを用い、推力とプラグ表面の圧力を計測した。

圧力比が6～80の範囲において、推力係数効率外部膨張型プラグノズルでは0.73～0.94の値で、混合膨張型プラグノズルでは0.55～0.96の値を示した。混合膨張型プラグノズルでは、スロート面積が小さい(すなわち内部膨張率が大きい)ほど低い圧力比において性能の低下が著しい。これは内部膨張部における過膨張に起因するものと推測される。

先切プラグノズルは低い圧力比において円錐プラグノズルと比較して性能の低下が見られるが、圧力比が高くなるに伴って性能に大差はなくなることがわかった。

3. プラグノズルポットテール抵抗の評価

3.1. ポットテール抵抗

軸対称プラグノズルの模式図を第8図に示す。プラグノズルはその作動原理からカウル後部にポットテール部ができる。主流はカウルに沿って流れ、この部分でプラントルマイヤー膨張し、低圧の領域となる。これがポットテール抵抗となる。

本試験ではまずカウル形状の違いがポットテール抵抗にどの程度影響するかを測定し、次にポットテール部に二次流を噴き出す方法によるポットテール抵抗の低減効果を調べた。

3.2. ポットテール抵抗

(1) 実験概要

この実験ではカウルのポットテール部の圧力分布が形状、Mach数によってどのように変化するかを宇宙科学研究所の遷音速風洞、超音速風洞で調べた。風洞模型を第9図に示す。ノズル圧力比が小さい遷音速飛行時にはノズル排気が大きく拡がることはないため、ノズル排気流は主流に対して平行な固体壁で模擬した。カウル部の形状としてA-1～A-3の3タイプを用意し、12点のカウル壁面静圧計測とシュリーレン、オイルフローによる観察をおこなった。壁面静圧Pは圧力係数Cpとして整理した。抵抗の大きさは壁面静圧を面積積分して求め、抵抗係数Cdで評価した。

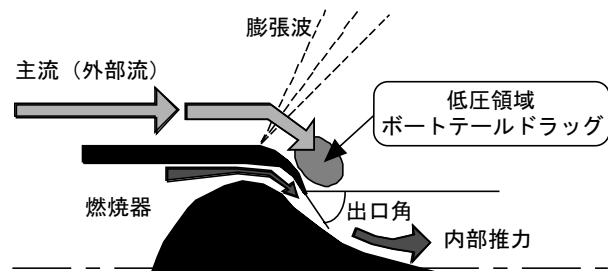


図8 プラグノズルの模式図

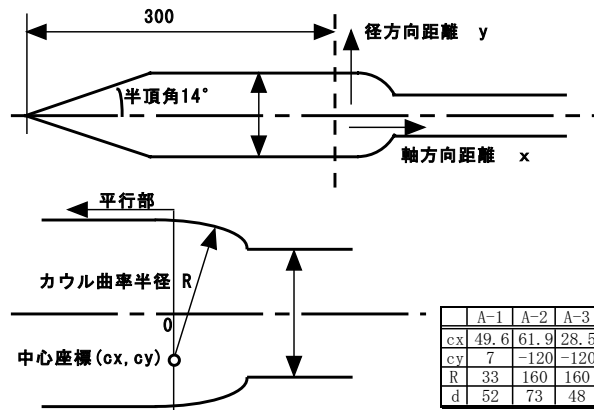


図9 風洞模型形式

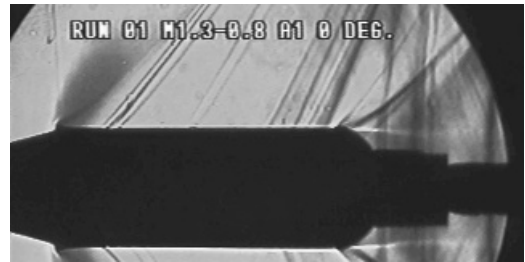


図10 Type A-1 風洞取り付け状態概観

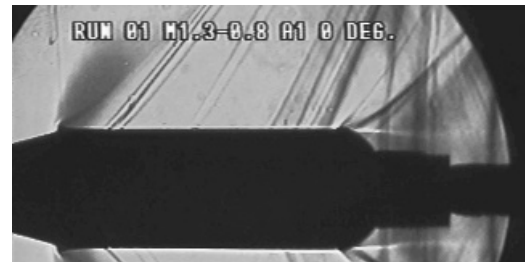


図11 流れの様子 (Mach数 1.05)

風洞テストセクションに模型を取り付けた写真を第10図に示す。また、模型TYPE A-1を主流Mach数1.05で試験したときのシュリーレン画像を第11図に示す。

(2) 実験結果

第12図にTYPE A-1の軸方向圧力分布を示す。下流に行くに従って圧力が低下し、その後衝撃波によって圧力が回復している様子が分かる。第13図にそれぞれのカウル形状による抵抗係数を示す。いずれのモデルでもMach数1.1近辺で抵抗係数が最大になり、超音速では抵抗係数が急激に落ちることがわかる。このことはポートテール抵抗が遷音速で特に問題になることを意味する。また、Type A-2の抵抗係数がType A-1の約1/5になっていることから、外部形状の違いが大きくポートテール抵抗に影響することがわかる。また、Type A-3の方がType A-1よりポートテール部の面積が大きいにも関わらず、抵抗係数は小さくなっている。このことからポートテールドラッグはカウル部の曲率半径にも大きく依存し、なるべく曲率半径を大きくとる方が抵抗を低減できることがわかる。

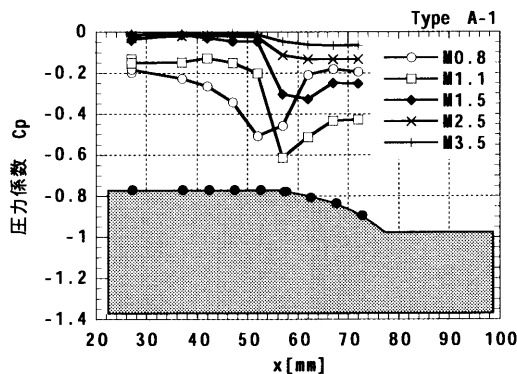


図12 軸方向圧力分布 (TYPE A-1)

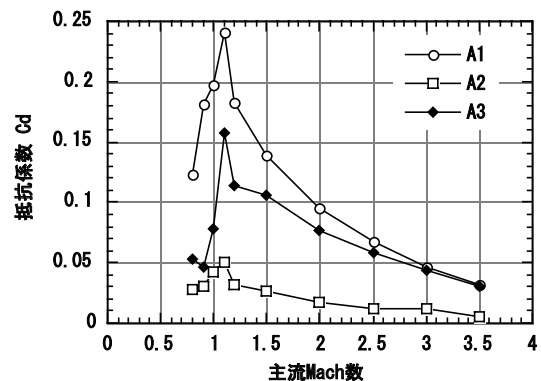


図13 カウル形状による抵抗係数の変化

3.4. カウル二次流によるポートテール抵抗の低減

(1) 実験概要

この実験はプラグノズルのカウル周上に設けた孔からノズル排気の一部を噴射してポートテール部の圧力を上昇

させ、抵抗を低減する効果の検証を目的とし、宇宙科学研究所の超音速風洞で実施された。プラグノズルの上流に空気タンクからバイパスした高圧空気を供給し、ノズルより排気する。試験装置の構成は、プラグノズル推力特性試験のものと同様である。

第14図に示すようにプラグノズルのカウル部にφ1mmの穴を60個×2列あけて、そこから空気を噴射することでカウル外部の圧力を上昇させ、ポートテール抵抗の低減の効果を調べた。その際カウル部からの気流が運動量推力を持たないようにカウルから推力方向に対して垂直に空気を噴射した。この実験ではノズル排気の一部を二次流として取り出しているが、実際のエンジンシステムではインテークで抽気した空気やファンで取り込めなかった空気をカウル外部への二次流に用いることが可能である。

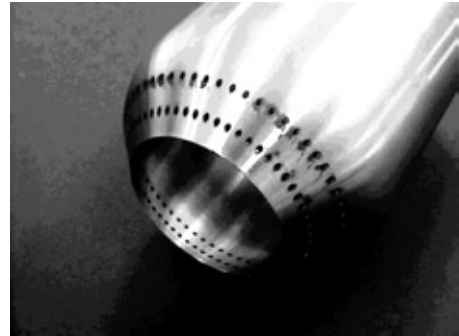


図14 カウルの2次流噴射孔

(2) 実験結果

ロードセルによって測定したノズル推力を、理想推力（圧力比と排気流量から計算）で無次元化した値を推力係数効率と定義する。二次流の割合として0.0%、4.5%、9.0%の3通りについて試験を行った。なお、ノズルの設計圧力比は9.86である。ノズル圧力比に対する推力係数効率を第15図（Mach数1.5）、図16（Mach数2.5）に示す。

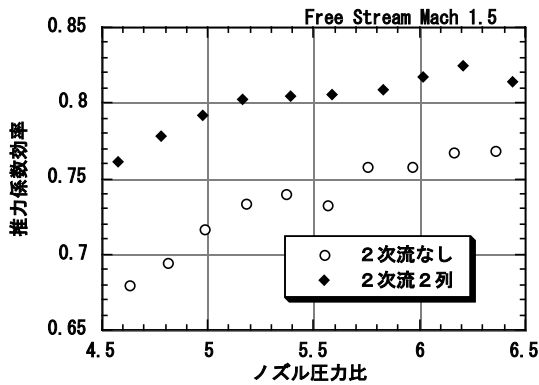


図15 二次流の効果 (Mach数1.5)

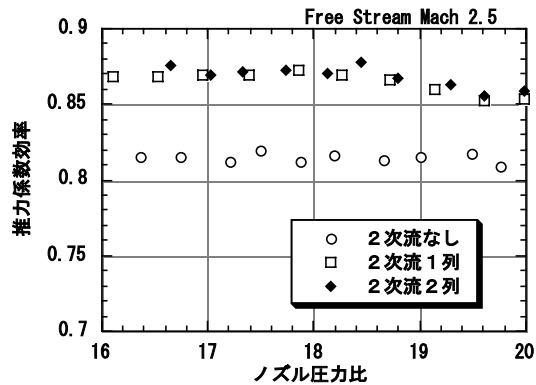


図16 二次流の効果 (Mach数2.5)

二次流を噴射することで推力係数効率が5%程度上昇することがわかる。また第16図からわかるように、カウルの穴を60個（上流側1列）だけ開けた場合と120個（上下流2列）開けた場合とでは、推力係数効率にほとんど差がない。この結果から二次流は上流側だけで十分に効果があることがわかる。

3.5. まとめ

ポートテール抵抗は遷音速領域で格段に大きく、Mach数1.1ではMach数3.5の時の抵抗係数の6倍にもなる。カウル形状をなだらかにする（Type A-1とA-2を比較する）ことで抵抗係数は1/5まで下がる。抵抗はポートテール部の前面面積だけでなくポートテール角（曲率半径）にも大きく依存し、ポートテール角を小さくした方が（曲率半径を大きくした方が）遷音速域では抵抗を低減できることがわかった（Type A-1とA-3を比較）。

またカウルに穴を開けて2次流を噴射することにより、5%程度推力係数効率が改善された。また上流側から噴いた2次流は効果があるが、下流側からの2次流はあまり効果がないことがわかった。

参 考 文 献

- [1] Robert A. Wasko : "Performance of Annular Plug and Expansion Deflection Nozzles including External Flow Effects at Transonic Mach Numbers", NASA TN D-4462, (1968)
- [2] Stanly M. Nosek, David M. Straight : "Heat Transfer Characteristics of Partially Film Cooled Plug Nozzle on AJ-8 5 Afterburning Turbojet Engine", NASA TM X-3362, (1976)
- [3] H.George Krull, William T. Beale : "Effect of Plug Design on Performance Characteristics on Convergent - Plug Exhaust Nozzles", NACA RM E54H05, (1954)
- [4] Donald L. Bresnahn : "Experimental Investigation of a 10deg Conical Turbojet Plug Nozzle with IRIS Primary and Translating Shroud at Mach Numbers from 0 to 2.0 ", NASA TM X-1709, (1968)
- [5] 徳永, 山本, 藤, 室岡, 佐藤, 棚次 : 「排気ノズル外部抵抗低減の研究」, 第38回航空原動機・宇宙推進講演会講演集
- [6] 室岡, 棚次, 佐藤, 岡部, 山本 : 「プラグノズルのポートテールドラッグ低減に関する実験的研究」, 第38回航空原動機・宇宙推進講演会講演集

謝 辞

本研究は、石川島播磨重工業（株）岡尚志氏が1993年度から1994年度に東京大学大学院学生として宇宙研に在籍中に行われた研究と、同じく石川島播磨重工業（株）室岡武氏が1996年度から1997年度に東京大学大学院学生として宇宙研に在籍中に行われた研究をまとめたものである。ここに謝意を表す。