215 二次元超音速エジェクタノズルの 内部流れの可視化

航技研 関根静雄, 榎本俊治[○], 佐々木誠, 柳 良二

Visualization of Internal Flowfield in Two-dimensional Supersonic Ejector Nozzles

Shizuo SEKINE*, Shunji ENOMOTO*, Makoto SASAKI* and Ryoji YANAGI*

One of the most promising exhaust nozzles for a future super/hypersonic transport will be a non-axisymmetric variable geometry nozzle and more than likely the ejector nozzle which introduces bleed/bypass air from the intake section to solve inlet/engine flow mismatch, cool nozzle walls, reduce external drags, and then improve overall performance of the propulsion system. In the present study, scale model tests with a typical 2D-CD ejector nozzle have been carried out to investigate the internal flowfield using optical flow visualization techniques. A specially designed Mach-Zehnder interferometer has been used to get equi-density interferograms for internal flow near the throat region. A multi-color schlieren method has been also used to demonstrate shear layers and waves. A CFD prediction has been carried out and compared with the test result.

1. はじめに

将来の超音速／極超音速輸送機用推進システムである可変サイクルエンジンやターボラムジェットエンジンなどの排気ノズルは、離着陸から超音速巡航までの広い飛行マッハ数範囲にわたって効率良く推力を発生させるためスロート面積および膨張比（面積比）を大幅に変化させる必要があり、従来の軸対称ノズルに代って二次元（矩形）可変ノズルの採用が考えられている。特に、高速飛行状態におけるインテーク安定作動に必要な抽気やバイパス空気などの2次空気を排気ノズル内に導入して壁面冷却に利用するとともに、推力の回復と外部抵抗の低減によりシステム全体性能を向上させるエジェクタ型のノズルが有望である¹⁾。この高速飛行状態への適用を想定した二次元エジェクタノズルの基礎資料を得るため、常温空気を用いた基礎模型試験により内部流れの可視化計測を行った。

2. 試験模型および試験方法

図1に、出口マッハ数3クラスの二次元対称型（2DCD）エジェクタノズルの基礎模型を示す。1次ノズルはスロート高さ（半幅） $h=7\text{mm}$ 、半頂角 20° のコンバージェントノズル、2次ノズルはスロート高さ $H=10\text{mm}$ 、出口角 15° の直線壁コンバージェント・ダ

* National Aerospace Laboratory, 7-44-1, Jindaiji-higashimachi, Chofu, Tokyo

イバージェントノズルである ($h/H=0.7$)。2次ノズルのスロート曲率半径 $R/H=1$ で、1次ノズルのスロートと2次ノズルの幾何学的なスロートとの距離 Δx は可変である。2次流流路入口部の微動装置付ゲート弁の開度を変えることにより2次流量を変化させることができる。模型の奥行は100mmで、側面は光学窓ガラスとなっている。

図2に、ブローダウン式のノズル空力試験装置の概略図を示す。試験は常温乾燥空気を用い、ノズル全圧300~520kPa ($Re=\alpha_0 H/\nu_0=0.7\sim 1.2\times 10^6$) の条件で行った。試験チャンバはディフューザを経て空気エジェクタ式排気装置に接続されており、供試ノズル自身のエジェクタ効果を併用することによりノズル背圧を低圧 (約5kPaまで) に設定できる。今回は、巡航条件でのノズル内部流れの模擬を目的としており、ノズル出口で超音速流出となるよう、背圧を十分低い圧力に維持して試験を行った。測定は、内部流れ模様の光学的可視化計測のほか、壁面圧力分布及び流量の計測を行った。可視化計測には、マッハツェンダ干渉法およびカラーシュリーレン法を用いた。

図3に、試験チャンバの周囲に設置したマッハツェンダ干渉装置 (溝尻光学製の外観を示す。光源にはAmoco社の波長532nm、CW100mWのNd:YAGグリーンレーザを用いた。光学系は有効径200mm、焦点距離2mの一对のコリメータレンズを用いた標準的なレーザ対応マッハツェンダ光学系であるが、試験室の環境 (ほこり、振動) を考慮して、1)カメラ以外の光学系を同一ベッドに取り付けて光軸調整を最小限にし、2)測定部以外の光路は

Fig. 1 2DCD Ejector Nozzle Test Model

Fig. 2 Nozzle Aerodynamic Test Rig

Fig. 3 Test Chamber with Mach-Zehnder Interferometer

密閉防塵構造とし、3)空気バネ式の除振脚で支持する方式した。

シュリーレン光学系は鏡径250mm、焦点距離2.5mの一对の凹面鏡を用いた市販標準品で、光源には500Wのキセノン光源を用いた。受光側焦点に5色のカラーフィルタを置き、スリット方向により流れ方向または流れと直角方向の密度勾配の強さにより色が変わるようにした。

本模型ではスロート近傍に密度勾配が極めて大きい領域があり、観測光の受光側焦点での光軸からのずれが大きくなるため、100×125mmの大形カラーフィルタ、口径100mmの長焦点レンズを用いた。

3. 試験結果及び考察

図4は、2次ノズルスロート曲率半径 $R/H=1$ の模型で、スロート間隔 $\Delta x/H=0.6$ の形状について、2次流と1次流の全圧比 $P_{t2}/P_{t1}=0.25\sim 0.56$ (流量比 $\dot{m}_2/\dot{m}_1=0.03\sim 0.24$) に変えた場合のマッハツェンダ干渉法によるスロート近傍の等密度干渉縞写真を示す。縞間の密度差は $\Delta\rho/\rho_0=0.0065$ (ρ_0 は1次流よどみ点の密度) である。1次流と2次流が大きな剝離を伴うことなく合流し、剪断面に沿って混合層がゆるやかに発達している。2次流は2次ノズルの幾何学的なスロートより下流位置で、ノズル壁と1次流の間に挟まれた流体力学的なスロートによりチョークしている。全圧比の増大とともに、2次ノズル壁に沿う2次流の厚さが増大し、剪断層が壁面から離れてくる様子が分る。なお、1次ノズル出口内側の扇状の黒い影は、密度勾配が非常に強いため観測光が光学系の視野外に出たものである。

Fig. 4 Equi-density interferograms

$R/H=1$, $\Delta x/H=0.6$, $P_{t1}=300\text{kPa}$

$\Delta\rho/\rho_0=0.0065$, Exp. 1/1500~1/2000s

図5は、多色シュリーレン法によるノズル内部流れの可視化写真である。この例ではカラーフィルタのスリットは水平方向に設置しており、写真の色の違い

(図では濃淡)は流れと直角方向の密度勾配 ($d\rho/dy$) の違いを示している。これにより、剪断層の位置や波の発生状況がより明瞭に可視化される。1次ノズル・フラップ後縁から、また2次ノズル・スロート曲率円と直線壁ダイバージェント・フラップとの接合部からそれぞれ弱い圧縮波が発生している。前者は全圧比が小さい場合に、後者は全圧比が大きくなると顕著になる。これらは局所的な過膨張後の圧縮による²⁾。

模型試験と平行して、 $k-\varepsilon$ モデルを用いた二次元圧縮性乱流数値解析による内部流れ及びノズル空力性能の予測計算を実施している。図6はCFD解析による等密度線を試験結果と比較したものである。壁面の圧力分布や流量特性も含め試験結果とCFD解析結果は良く一致することが確かめられた³⁾。

4. まとめ

二次元超音速エジェクタノズルの内部流れの可視化計測を行い、(1)防塵及び除振対策を施したレーザ光源・マッハツェンダ干渉計を用いて、エジェクタノズル内部流れの等密度干渉縞写真が得られた。(2)カラーシュリーレン法によりノズル内部の剪断層や圧縮波の状況が可視

化された。(3)試験結果は数値解析による予測結果と良く一致した。本研究の一部は工業技術院の産業科学技術研究開発「超音速輸送機用推進システム」の一環として行った。

参考文献

- (1) Dusa, D. J., ISABE-91-7118, (1991). (2) 佐々木ほか, 第5回ラム/スクラムジェットシンポジウム (1995.3), 1B-5. (3) 榎本ほか, 第35回航空原動機・宇宙推進講演会 (1995.1), A-7.

Fig.5 Schlieren Photographs

$R/H=1$, $\Delta x/H=0.6$, $P_{t1}=520\text{kPa}$, Exp.1/500s

(a) Mach-Zehnder ($P_{t2}/P_{t1}=0.35$)

(b) CFD Predicted

Fig.6 Equi-density Contours