

超音速ノズル内における燃料 空気混合に関する研究

56203 薄 健二

(指導教員 河野 通方 教授)

Key Words : ODWE, Supersonic, Nozzle, Mixing

1. 緒言

次世代超音速飛行機や、宇宙往還機を実現するためのエンジンの候補の一つに、静止脱ネーション波を利用する ODWE (Oblique Detonation Wave Engine) がある。ODWE は、エンジンの空気取入口に静止脱ネーション波を形成し、極めて短い時間で反応を終了することが出来る。

静止脱ネーションの実験を行うためには超音速予混合気流を作る必要がある。本報告では流路中に燃料噴射機構を持つ二次元超音速ノズルを製作し、燃料混合に関する性能試験を行った結果を示す。

2. 実験装置

2.1 風洞設備

本実験は、東京大学柏キャンパスにある極超音速高エンタルピー風洞を使用した。本風洞は空気加熱器を経由して噴出される。本実験では燃焼風洞を使用し、空気加熱は行わずコールドフローで行った。

2.2 超音速ノズル

図 1 に、製作した超音速ノズルの形状を示す。本ノズルは全長 350 mm の二次元ノズルであり、ノズル入口から 170 mm の位置にノズルスロートがあり、スロートから 130 mm が拡大部、そして出口までの 50 mm が平行部となっている。ノズルスロートの断面は 26.5 mm (高さ) × 26 mm (幅)、出口断面は 40 mm (高さ) × 26 mm (幅) である。スロートより 20 mm 上流の壁面に、20 mm × 20 mm のインジェクター取り付け用の窓があり、インジェクターの交換が可能である。

本ノズルではマッハ数 1.8 の気流を発生することが可能であり、出口静圧が大気圧である 101.3 kPa になるように、よどみ点圧力を 580 kPa に設定し、実験を行った。

2.3 インジェクター

インジェクターは垂直噴射型 (Type-A) と斜め噴射型 (Type-B) 二種類のものを製作した。図 2 にインジェクターの形状を示す。Type-A には直径 3 mm の噴射孔がインジェクターの中心に設けられており、Type-B には 15° の傾きを持つランプと、30° の傾きを持つ直径 3 mm の噴射孔をそれぞれ持つ。

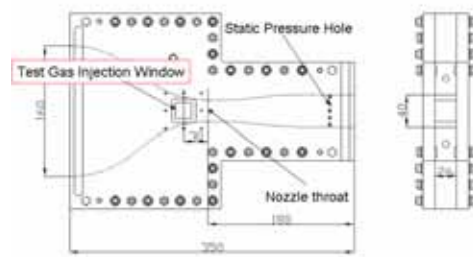


図 1 超音速ノズル

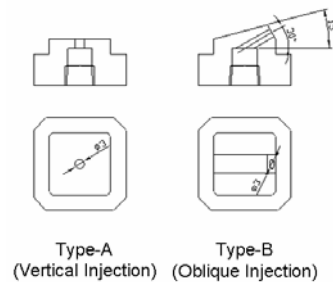


図 2 インジェクター形状

3. 実験内容

3.1 よどみ点圧測定

テストガスの噴射前後の圧力分布の変化を、図 3 に示すようにノズル出口後の気流中にピトー管を挿入して測定を行う。ピトー管は固定用治具に 7 本固定されており、固定用治具ごとエアシリンダーに取り付けられている。

エアシリンダーは X-Y ステージに固定されており、ピトー管の位置を調節できる。本実験では流路の幅方向を z 方向とし、インジェクターを取り付けた壁面の位置を z=0 mm として、z 方向に

0.5 mm ずつ移動させ、 $z = 4$ mm まで測定を行った。

3.2 濃度分布測定

濃度分布測定用の装置および方法は、よどみ点圧分布のときとほぼ同様である。固定用治具にはサンプリングプローブを挿入し、真空ポンプに接続して気体を吸入する。気体採取容器に取り込んだ気体をマイクロシリンジを用いて取り出し、ガスクロマトグラフで分析を行う。

気体採取の位置は、 $z = 1$ mm から 5 mm まで 1 mm 間隔で行い、 $z = 5$ mm から 15 mm までは 2 mm 間隔で行った。

表 1 実験条件

実験内容	よどみ点圧測定	濃度分布測定
設定よどみ点圧	580 [kPa]	
マッハ数	1.8	
通風時間 [s]	10	15
テストガス	窒素	酸素
噴射圧 (運動量比)	10.5 MPa (2.49)	
噴射時刻 [s]	5-10	0-10

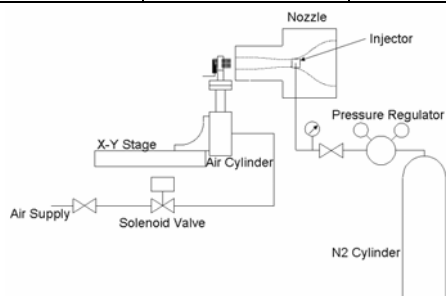


図 3 よどみ点圧および濃度測定系

4. 実験結果および考察

4.1 よどみ点圧測定結果

よどみ点圧分布測定の結果を図 4 に示す。Type-A を使用したときの結果を見ると、噴射前後の分布の変化はほぼ見られないことから、窒素を噴射することによる影響は殆ど無いことが分かる。

次に Type-B の結果を見ると、窒素噴射前の圧力分布が波型になっていることが確認できる。このような分布は、ランプの縁から発生した縦渦が、速度が速い主流の流れを壁面近くまで輸送しているためであると考えられる。また、縦渦は、それらとは逆の回転方向を持つ渦を誘起して、境界層内の流れを主流の中に巻き上げる流れを発生する。そのため、 $z = 0$ mm、 ± 10 mm の位置で圧力が低い領域が主流中に深く伸びた分布となったものと思われる。

ところが窒素噴射後の分布を見ると、噴射前に見

られた波型の分布は見られなくなった。これは、窒素を噴射することによりランプから発生していた縦渦の影響が打ち消されてしまったのではないかと予想される。

4.2 濃度分布測定結果

次に、濃度分布測定の結果を図 5 に示す。Type-A を使用したとき酸素濃度が 24 % 以上の領域は、原点から $y = \pm 5$ mm の範囲に分布している。 y 方向への分布幅は、噴射位置から $z = 12$ mm までほぼ一定となっており、全体の濃度勾配は緩やかであった。次に Type-B の濃度が 24 % 以上となっている領域をみると、濃度のピークがある $z = 9$ mm 付近を中心に、Type-A を使用したときと比べて不均一な分布になっている。拡散混合を行う場合、噴流直後の投影面積が広い程混合がより促進されると思われるが、垂直噴射の場合の方が投影面積は広く、広い範囲において拡散が進み、より均一かつ広い範囲で混合が促進されたものと思われる。

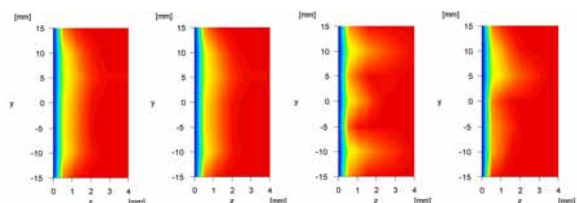
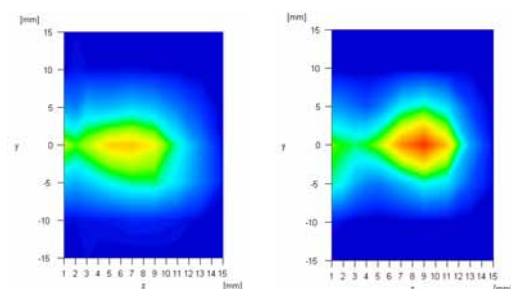


図 4 よどみ点圧分布

左から、Type-A 噴射前、後、Type-B 噴射前、後



(a) Type-A

(b) Type-B

図 5 濃度分布

5. 結論

ノズル超音速部において垂直噴射による燃料混合を行うことによって、ノズル出口において比較的広く、均一な分布を得ることができる。その際に、主流には殆ど影響を与えることは無く、超音速予混合気の生成法として採用することは問題ないものと思われる。