可変マッハ数ノズルをもちいたスクラムジェット空力試験^{*1} Aerodynamic Tests of Scramjet Engines with Variable Mach Number Nozzle

北村 英二郎^{*2}・三 谷 徹^{*3}・渡 邊 修 一^{*4}・櫻 中 登^{*3}
Eijiro KITAMURA, Tohru MITANI, Syuichi WATANABE, Noboru SAKURANAKA,
高 橋 政 浩^{*3}・升 谷 五 郎^{*5}
Masahiro TAKAHASHI and Goro MASUYA

Key Words: Supersonic Nozzle, Scramjet Engine, Aerodynamic Test

Abstract: A simple variable Mach number nozzle for aerodynamic engine tests was designed and calibrated. In this new nozzle, only one hydraulic actuator made freestream Mach number change from 2 to 4 during a run of the wind tunnel. The optimization of the nozzle contours was conducted by the 2-D computational simulation. The CFD results predicted that the deviation of Mach number from the averaged value was less than 1% and flow angle was less than 1 degree in the test region. The results of the calibration tests of the nozzle showed that the deviations of Mach number distributions in the test core (60 mm × 60 mm) were less than 1.5% from Mach 2 to 3.5 and 3.5% at Mach 4. This result assured that this nozzle was suitable for aerodynamic engine tests. The aerodynamic tests of scramjet engine models in acceleration/deceleration conditions were carried out with this nozzle. Air capture ratio and internal drag were measured. When freestream Mach number decreased, the soft unstart in the inlet was observed around Mach 3. It resulted in increase of the internal drags.

1. は じ め に

次世代宇宙往還機であるスペースプレーンの推進システムとしてスクラムジェットエンジンが研究されており、これまでマッハ 4 から 8 までの飛行条件下で正味推力の発生が実証されている¹⁾。このエンジンでは可変部を極力減らす必要があり、そのため広いマッハ数のエンジン性能を調べ、エンジン内部形状を最適化する必要がある。特に低マッハ数ではインレットの始動性やエンジン抗力などの空力特性が問題となり、これらの空力特性を効率良く調べることができる設備が必要となる。

そこで本研究では低マッハ数における機体加速時のエンジン空力特性を調べるために、実験中に気流マッハ数をマッハ 2 から 4 まで自由に变化できる自由噴流型風洞用の二次元ノズルを設計・製作した。通常の変マッハ数ノズルでは、多数のアクチュエータによって可撓板を弾性変形させることにより気流マッハ数を变化させている。例えば JAXA 調布にある 1 m 正方形出口断面をもつ超音速風洞では、11 対の油圧アクチュエータによって可撓板を変形させ、M1.4 から M4.5 までマッハ数を变化させることができる²⁻⁴⁾。こ

のような形式のノズルは各マッハ数においてノズルコンタを最適な形状にできるので、マッハ数分布や偏角が少ない気流を得ることができる。その反面、構造が大型でかつ複雑になる。

そこで本研究で製作したノズルでは、1 枚の固定コンタ壁をノズル出口端を中心に回転させ、気流マッハ数を变化させた。これにより稼動部を 1 つにすることができ、従来の可変マッハ数ノズルに比べて構造を小型でかつ簡便にすることができた。

本報告では最初にこのノズルの設計方法と校正試験の結果について述べ、既存ノズルの結果との比較を通して、このノズルがエンジンの空力試験に使用するのに十分な性能があることを示す。次にこのノズルをもちいて側板圧縮型インレットをもつスクラムジェットエンジンの空力試験をおこなった。そして気流マッハ数が変化したときの壁圧分布、エンジン抗力やインレット空気捕獲率を計測し、インレットが不始動に移行する際の空力特性の変化を調べたので報告する。なお記号表は文末にまとめた。

2. 可変マッハ数ノズルの設計

2.1 可変マッハ数ノズル 本研究で設計・製作した可変マッハ数ノズルの写真を第 1 図に示す。図の左側が亜音速部で右側が超音速部である。このノズルでは固定コンタの下壁を、下流端を中心に回転させスロート高さを変えることによって、気流マッハ数を M2 から M4 まで試験中に自

^{*1} © 2005 日本航空宇宙学会
平成 16 年 10 月 25 日原稿受理

^{*2} 東北大学大学院

^{*3} 宇宙航空研究開発機構・角田宇宙推進技術センタ

^{*4} 航空宇宙技術振興財団

^{*5} 東北大学大学院工学研究科

第1図 可変マッハ数ノズル

由に変えられる．出口断面は 100 mm 角の正方形，ノズル全長は 790 mm である．超音速部は 600 mm，亜音速部は 190 mm である．写真右下には，下壁を動かしてスロート高さを変えるための油圧アクチュエータ（最大出力 5500 N）と，その変位量を測るためのポテンシオメータが見える．

このノズルを使ってスクラムジェットエンジンの空力試験をおこなう場合は，模型先端を上壁と同じ高さにあわせて取り付ける．そうして上壁で発達する境界層をエンジン内に流入させ，実機で機体表面に発達する境界層がエンジンに取り込まれるのを模倣する．このようにエンジンをノズル出口に取り付けるために，ノズル気流が適正膨張のとき以外は下壁端から衝撃波もしくは膨張波が発生し，これらがエンジン内に入射して内部流を乱す恐れがある．

そこでノズル出口では上壁の方が下壁に比べて 120 mm 短くしている．これによって長さ 200 mm のインレットをもつ模型を取り付けた場合でも，下壁端からの波がインレット内部に入射しないようにした．ただしあまり上壁を短くしすぎると，模型前縁で発生した衝撃波が下壁コンタ上で反射してインレットに入射し，かえって試験可能範囲を狭めることになるので注意が必要である．例えば主流に対して 8 度傾いたインレット⁵⁾ 前縁からの衝撃波は，ノズル出口より 130 mm 下流で下壁に入射する．

2.2 基準コンタの設計 上述したように製作したノズルは固定コンタを回転させることにより気流マッハ数を変化させる．そこでより質の高い気流を得るために，特性曲線法⁶⁾と数値計算を併用し，コンタの最適化をおこなった．なお本研究では，既存の M3.5 固定マッハ数ノズルの実験データとも比較できるように，M2.5 から M3.5 までの範囲で最適化をおこなった．

まず特性曲線法をもちいて，あるマッハ数で完全波消しになるような形状を求めた．次に特性曲線法で求めたコンタ壁の座標を，スロート高さを変えるために出口端を中心に回転させた．この回転させた形状について，数値計算をおこないノズル内部流を計算した．こうして数値計算によって，境界層の排除効果や，コンタ壁が回転した時の出口マッハ数分布や偏角の変化を調べた．

ノズル内部流計算は二次元時間平均ナビエ・ストークス方程式を基礎方程式とするコードでおこなった．流束の計算には AUSM-DV 法⁷⁾ を，時間積分には LU-SGS 陰解法

(a) ノズルコンタのプロファイル

(b) M2.5 時のマッハ数分布

(c) M3.0 時のマッハ数分布

(d) M3.5 時のマッハ数分布

第2図 壁面形状と数値計算で求めたマッハ数分布（破線は出口断面を示す）

をもちいた．また乱流モデルはメンターの SST 二方程式モデル⁸⁾ をもちいた．格子は構造格子で，格子点数を 4 万点，壁面付近の最小格子幅は $1\mu\text{m}$ とした．また気体は分子量 28.8，比熱比 1.4 の熱的完全気体とした．

数値計算では気流総温を 290 K とした．またノズル総圧は気流マッハ数が 3.5 のとき 1 MPa とした．ノズル出口での単位レイノルズ数は $2\sim 4\times 10^7$ (1/m) である．数値計算は一つの基準コンタに対して，気流マッハ数を M2.5, 3.0, 3.5 の 3 通りに変化させておこなった．そして通常，空力試験に使用するエンジン模型の高さが 50 mm であることから，ノズル上壁から 60 mm までのマッハ数分布と気流偏角を調べた．こうして基準マッハ数，超音速部や亜音速部の長さの比率を変化させながら，特性曲線法と数値計算を交互に繰り返した．そして M2.5 から M3.5 で気流偏角とマッハ数非一様度の最大値を求め，その二つの値が共に最小となる形状を求めた．その結果，第 2 図 (a) に示すような，超音速部の長さが 600 mm で出口マッハ数が M2.9 のとき完全波消しになる形状に決定した．このコンタの初期膨張部は 100 mm，相殺部は 500 mm であり，初期膨張部の形状は 3 次曲線で近似した．

第 2 図 (b) から (d) に M2.5 から M3.5 までの計算結果をマッハ数分布で示す．図中の破線は実際に試験で使用するノズル出口を示す．壁面付近では境界層が発達している様子が見える．第 2 図 (c) は設計点近くの M3.0 における分布である．流れは左の亜音速部からスロートで凸型の音速線を経て，初期膨張部で発生する膨張波によって加速される．この初期膨張部で発生した波は，上壁で反射し相殺部で打ち消される．そして上壁の半ばから，マッハ角を頂

第 1 表 供試部 ($0 < Y < 60$) の中心軸上におけるコアマッハ数の一様度と境界層厚さ

(a) M_{nom}	Numerical result						Experimental result				
	(b) M_{ave}	(c) $\Delta M(\%)$	(d) θ (deg)	(e) δ_{99} (mm)	(f) δ_1 (mm)	(g) δ_2 (mm)	(h) M_{ave}	(i) ΔM (%)	(j) δ_{99} (mm)	(k) δ_1 (mm)	(l) δ_2 (mm)
2	2.04	0.21	0.42	5.59	1.47	0.45	1.95	1.18	6.35	1.46	0.47
2.5	2.48	0.35	0.53	6.96	1.88	0.47	2.48	1.49	6.72	2.01	0.49
3	2.95	0.3	0.48	7.45	2.28	0.43	2.99	1.17	7.44	2.61	0.49
3.5 (fixed)	3.48	1.73	1.3	5.84	2.13	0.31	3.45	2.68	6.72	2.30	0.33
3.5	3.44	0.79	0.65	7.64	2.82	0.42	3.49	1.47	7.89	3.04	0.44
4	3.94	2.85	0.98	9.13	3.40	0.41	3.94	3.39	8.82	3.81	0.44

角にもつ M3.0 の一様流領域が形成されている。

一方、基準となる M2.9 より出口マッハ数を上げる場合は、マッハ角が小さくなるためにマッハ数が一樣になる領域が下流側に移動する。そのためノズル出口でも、下壁側に加速が不十分な領域が生じる。例えば第 2 図 (d) に示した M3.5 では下壁面から 30 mm 程度まで意図したマッハ数よりも 0.1 程度マッハ数が低い領域ができています。

またマッハ数が 2.9 より低い場合は、第 2 図 (b) で示すようにノズル出口付近で下壁より圧縮波が発生し、マッハ数が若干低い部分ができる。これは下壁コンタを出口端を中心にして回転させているために、M2.9 より下のマッハ数では開口比が出口より上流で最大になることが原因である。例えば M2.5 では出口よりも 120 mm 上流で開口比が最大値 1.72 となり、出口断面で開口比 1.69 まで減少する。そのため途中でマッハ数が出口よりも大きい部分が存在する。相殺部の曲率が大きいほど、この開口比が最大になる部分が上流に移動し、かつ出口開口比との差も大きくなる。そこで本研究では超音速部を極力長くし、相殺部の曲率が小さくなるようにした。

こうして風洞のスペースが限られた条件下で超音速部を長くしたため、亜音速部は短くなった。さらに亜音速部の上流側には整流筒があるため、不連続な断面積変化がある。これら亜音速部の長さや不連続な形状が気流に与える影響を、数値計算によって見積もった。その結果、気流偏角の増加は 0.1 度、非一様度の増加は 0.1% であり、亜音速部の不連続形状の影響は無視できると判断した。

このようにして数値計算によって求めた供試コア部 ($0 < Y < 60$ mm) のマッハ数の非一様度 (%) を、第 1 表の (c) 列に示す。非一様度はマッハ数の最大値と最小値の差を平均マッハ数で割ったもので評価した。上壁から 60 mm までの供試コア部のマッハ数は設計範囲の M2.5 から M3.5 まで 0.8% 以内に保たれていることが分かる。第 1 表に併記した既存 M3.5 固定マッハ数ノズルの計算結果と比較しても、本研究で製作したノズルのマッハ数一様度は良い。さらに M4 でも非一様度は 3% 以下であり、M3.5 固定ノズルと比較したマッハ数非一様度の上昇は 1% 程度と小さい。

また抗力や空気捕獲率の計測においては、マッハ数の一様度と共に気流の偏角も計測精度に影響を及ぼす。そこで第 3 図に数値計算から得られたノズル出口での偏角分布を示す。横軸がノズル上壁からの距離を示し、縦軸は水平方向に対する偏角を示す。偏角は時計方向を正とした。

第 3 図 CFD から得られたノズル出口の気流偏角 (時計方向が正)

全てのマッハ数において $0 < Y < 10$ で偏角が 0.3 度増加している。これは上壁で発達する境界層の排除効果によるものである。したがってこの偏角増加は、上壁の形状を境界層排除厚さの発達にあわせて製作すれば減らすことができる。しかし実機においても、機体表面に発達する境界層を取り込んだ場合、エンジン入口で同様の気流偏角が生じるため上壁は平板とした。

$10 < Y < 60$ mm の供試コア内では M4 以外では 0.3 度のままほぼ一定の偏角を保つ。M4 で偏角が減少するのは他のマッハ数に比べ、マッハ数が一樣の領域が形成されるのが出口に近いためである。M4 では $Y = 40$ mm 付近で、それ以外のマッハ数でも $Y = 60$ mm 付近で偏角が変化する。これらは下壁に近づくにつれて、コンタの影響を受けるためである。

第 3 図に示した結果から求めた、供試部内での偏角の絶対値の最大値を第 1 表の (d) 列にまとめた。全てのマッハ数で気流偏角は 1 度以内に収まっている。既存 M3.4 固定マッハ数ノズルの計算結果が 1.3 度であったのと比較すると、今回設計したノズルの性能は良好である。

2.3 ノズルの製作 数値計算によって得られた結果を元にしてノズルを製作した。製作に当たって、出口断面や全長を既存の風洞ノズルにあわせ、風洞試験部の改修を最小限にとどめるようにした。さらに M4 試験までは加熱空気を必要としないことから、交換作業が容易になるように材質には一部を除き軽量のジュラルミン (YH75, 比重 2.8, ヤング率 71500 N/mm²) をもちいた。

下壁の肉厚は、数値計算によって得られた壁圧分布を元にたわみ量を見積もった結果、25 mm とした。下壁はワイヤカットによって製作した。製作後、加工精度を実測したが

誤差は 0.2 mm 以下であった．25 mm の肉厚でも風洞通風中に下壁コンタがたわまないように，下壁の裏側にかかる圧力を試験室圧力と等しくなるようにし，裏と表での差圧をなるべく小さくした．また差圧を小さくしたことによって，下壁と側板との間の気密も O リングのみでおこなうことができた．この O リングによる気密は，ノズル内壁面のオイルフローや壁圧分布によって確認した．

3. ノズル較正実験

3.1 較正実験のシーケンス 前章のようにして設計・製作したノズルの較正試験をおこなった．第 4 図に気流マッハ数を実験中に 4 から 2 を経由して 4 に戻したときの，風洞各部の圧力および気流マッハ数の時間変化の一例を示す．図の左軸に圧力を示した．図の右軸はノズル出口のマッハ数で，総圧とノズル上壁の出口壁圧から計算したものである．この実験では M4 から M2 までをそれぞれ 15 秒で往復させている．マッハ数の変化速度は，油圧制御機内の絞り弁によって自由に設定でき，さらに遠隔操作により途中で一時停止もできる．

計測開始から 3 秒 ($t = 3\text{ s}$) でエジェクタが起動し，図中で最上段に示したエジェクタ駆動圧が急上昇している．エジェクタ駆動圧は $t = 7\text{ s}$ で定常になり，3 MPa を示している．エジェクタが定常になったのを確認した後， $t = 10\text{ s}$ でノズル上流側の仕切り弁を開き，気流を発生させる．ノズル総圧は計測開始から $t = 20\text{ s}$ 付近で 700 kPa の定常値を示す．このとき試験室圧とノズル出口圧は等しくなり，ノズル気流は M4 の適正膨張になっている．

$t = 22\text{ s}$ において，気流マッハ数を下げるためにノズルスロートを拡大させた．スロートの拡大によってノズル総圧は 0.6 MPa から 0.08 MPa まで低下する．この総圧の低下は，風洞運転中ノズル上流側の仕切り弁の開度を固定して，ノズルに供給する質量流量を一定にしているためである．

$t = 50\text{ s}$ 付近からノズルスロートを縮小し，マッハ数を上げた．再度 M4 になったときにはノズル総圧は 0.5 MPa まで上昇している．マッハ数変化の最初と最後で総圧が 0.6 MPa から 0.5 MPa に低下したのは気蓄器圧の低下によるものである．ノズル出口圧は最初の M4 時には 4.5 kPa，M2 時に

11 kPa まで上昇し，再び M4 になったときには 3.2 kPa まで減少する．一方，試験室圧は 4.5～5.5 kPa を保持しており，風洞運転中ほとんどの領域でノズル流は不足膨張になっている．そのためノズル出口端面から膨張波は発生するが，斜め衝撃波は発生しない．また膨張波についても，2.1 節で述べたようにノズル下壁を長くしているため，エンジン内部には入射しない．

3.2 ノズル出口のマッハ数分布と境界層厚さ 第 5 図にピトー管で測定したノズル上壁出口断面（スロートから 480 mm の位置）の中心線上における高さ方向のマッハ数分布を示す．横軸はノズル上壁からの距離 (Y)，縦軸はマッハ数である．図の横軸は，境界層内のマッハ数分布を強調するために対数プロットしている．数値計算の結果を実線や破線で，また実験結果を点で示した．実験点には，境界層内については静圧を近傍の壁圧で代表させて求めたものを，コア内についてはピトー圧と総圧の比から求めたものをそれぞれもちいた．

数値計算の結果と実験値はコア流と境界層内ともに良く一致している．数値計算では乱流モデルにメンターの SST 二方程式モデルを使用した．第 5 図の結果から本研究で使った乱流モデルが妥当であったことが分かる．供試コア内のマッハ数分布は M2 から M3.5 まで一定になっている．M4 では $Y = 50\text{ mm}$ 以上でマッハ数が減少してくる．これは第 2 図 (d) で示したような，加速の不十分な領域が下壁付近に残るためである．同様のマッハ数測定を，ピトー管をノズルの幅方向に動かしておこなった．そして幅 60 mm の供試部内での流れの二次元性を確認した．

第 5 図で示した結果から求めた各マッハ数における 99% 速度厚さ，排除厚さ，運動量厚さ，コア部のマッハ数の非一様度を第 1 表にまとめた．数値計算によって設計時に予測した各種境界層厚さは，実験値とよく一致している．99% 速度厚さは M4 のとき最大で，8.8 mm であった．したがってエンジンの空力試験をおこなう際に，模型を高さ方向に 10 mm 動かすことによって，ノズル境界層流入の影響を調べることができる．

また供試部の一様度は数値計算の結果に比べ低下するものの，M4 でも最大で 3.5%，M3.5 から M2 では 1.5% 以下と良好である．既存 M3.5 固定マッハ数ノズルと比較した

第 4 図 較正実験での圧力および気流マッハ数の時間履歴

第 5 図 ノズル出口でのマッハ数分布

場合, M4 以外では 1% 以上一様度は良く, M4 でも 0.7% の低下で収まっている. このように本研究で製作したノズルでは, 既存ノズルに比べて一様度が改善された.

4. スクラムジェットエンジンの空力試験

4.1 実験装置 固定形状インレットをもつ超音速エンジンでは, 低マッハ数時にインレットが不始動になりやすい. 一旦インレットが不始動になると, スピル流量が増大して付加抗力が増すだけでなく, 燃焼器に十分な空気流量を供給できない. そこで新しい可変マッハ数ノズルをもちいてスクラムジェットエンジンの空力試験をおこない, 抗力と捕獲率の変化を調べた. 実験中に主流マッハ数を 2~4, 単位レイノルズ数を $2.3 \sim 3.2 \times 10^7$ (1/m) の間でそれぞれ変化させた. 最初に空力試験にもちいた実験装置を示す.

4.1.1 エンジン模型 第 6 図に実験にもちいたスクラムジェットエンジンの模型⁹⁾を示す. この模型は 2 枚の側板, 下方のカウル, 上方の天板からなる矩形断面の側板圧縮型エンジンである. エンジンにはインレット, 分離部, 燃焼器, ノズルの 4 つに分けることができる. 内部流路はインレット入口とノズル出口が同寸法になっており, 模型全長は 440 mm, 高さは 50 mm, 幅は 40 mm である.

インレットの幾何学的収縮比は 2.8 である. このインレット側壁の前縁部は半頂角 6 度のくさびになっており, これにより空気を圧縮する. 前縁には 45 度の後退角がついており, この後退角によって圧縮の過程で空気は下向きに曲げられ, スピルする. インレットで圧縮された空気は分離部, 燃焼器を通して, 拡大部で推力を発生する.

エンジン模型の内部には, 流れ場を調べるために 150 点の壁圧孔を設けた. また模型にかかる抗力を計測するために, 模型を力計測装置 (FMS) を介して試験室内に取り付けた. FMS のメカニズムについては文献 10) に詳しく記述されているのでそちらを参照されたい. 本研究ではこの FMS によって模型にかかる抗力を計測した.

4.1.2 20 点ピトー静圧レイク 第 7 図に空気捕獲率を計測するのに使用した 20 点ピトー静圧レイクを示す. このピトー静圧管は高さ方向に 10 mm 間隔で 5 本ずつ, 幅方向に 9 mm 間隔で 4 本ずつ, 計 20 本のピトー静圧管を並べたものである. 当初, 5 本 $\times$ 5 本の 25 点ピトー静圧レイク¹¹⁾を取り付けたが, レイク間の幅が 8 mm と狭いため, 主流マッハ数が低くなると衝撃波がレイク間のスロー

第 6 図 各種模型 (単位: mm)

ト部を通過することができず圧力計測に影響を与えた. そこで 25 点レイクを改修し, 幅方向のピトー管を 4 本に減らし間隔を 9 mm とした. 各ピトー静圧管の長さは 17 mm で, 静圧孔は先端での衝撃波の影響を減らすために, 先端から 7 mm (直径の 6 倍) の位置に設けた. 静圧孔は流れの偏角の影響を除去するために 90 度間隔で 4 個設け, それらの平均値を計測するようにしている.

このピトー静圧レイクを, トラバーサを介してエンジン出口に取り付けた. 一通風中に気流マッハ数を変化させる場合は, レイクを固定し 20 点の圧力計測の結果から空気捕獲率を求めた. ただし 20 点の計測では境界層内部の測定点数が不十分のために, 空気捕獲率を過小評価する. この境界層の影響は, 圧力計測を 150 点以上おこなえば無視できることが著者らによって示されている¹²⁾. そこでより精度の高い空気捕獲率を測る場合には, 気流マッハ数を固定し, レイクを試験中に動かすことによって 150 点の圧力計測をおこなった. 各ピトー静圧管はエンジン内部に 7 mm 挿入し, 静圧孔とエンジン出口端面を一致させた. なお, ピトー静圧管挿入による出口断面の閉塞率は 3% 以下であり, 模型の始動性に与える影響は無視できる.

4.2 気流マッハ数変化時のエンジン内部流の変化 気流マッハ数が変化したときのエンジン内部流の変化を調べるために壁圧測定をおこなった. 第 8 図に気流マッハ数を M3.5 から M2.0 まで変化させたときの, 模型の側壁壁圧分布を示す. 壁圧は気流動圧 q_1 で無次元化した形で示している. 図中の黒点は壁圧孔の位置を, ○ は壁圧が最大の箇所を, × は最小の箇所をそれぞれ示す.

M3.5 ではインレット先端で生じた衝撃波がインレット内で反射を繰り返し, インレット出口で $0.6q_1$ まで圧力を上昇させている. このときインレット先端の後退角によって, 衝撃波を通過するたびに気流は下向きに曲げられていく. その下向き角をもった流れがカウル先端に当たることによって強い衝撃波が生じ, カウル付近で $0.7q_1$ 以上の高圧域が生じている. また著者らによって, 上流境界層流入時には側板前縁からの衝撃波との干渉によって天板上の境界層が剥離することが示されている¹¹⁾.

M3.0 では圧力の最大値がインレット出口付近に移動し, 分離部の圧力が減少している. これはマッハ数の減少によ

第 7 図 20 点ピトー静圧レイク (25 点レイクを改修)

第8図 インレット不始動に移行するときの壁圧分布の変化（ノズル境界層流入時， $Y = 0$ ）

て側板衝撃波の反射回数が増加し、天板境界層がより上流で剥離したためである。この衝撃波によってインレット出口で流れは下向きに曲げられスピル流量が増加する。またこの衝撃波によってマッハ数が減少するために、カウル衝撃波が弱まり分離部内の圧力が減少している。M2.5では、剥離による衝撃波がより上流で起こるようになり、 $0.7q_1$ の高圧領域がインレット出口付近から上流側に向けて広がっている。さらにマッハ数が下がってM2.0ではインレット中心付近に $0.9q_1$ の高圧領域がみえ、インレットは不始動になっている。インレット内は逆圧勾配だが、剥離が瞬間的に入口まで遡ることは観察されなかった。また剥離によってスピル流量が増加するために、拡大部の壁圧分布はほぼ一定である。気流マッハ数の減少に伴い、剥離が徐々に上流に移動していくことによって不始動に移行した。

インレット不始動に移行する過程での空気捕獲率を調べるために、エンジン出口に20点ピトー静圧レイクを取り付け、空気捕獲率を計測した。第9図にノズル境界層がエンジン内に流入しないように模型をコア側に10mm移動して固定し、気流マッハ数を変化させたときの空気捕獲率の変化を示す。気流マッハ数を一通風中に変化させ、固定したブローレイクによる20点の圧力計測から求めた空気捕獲率を線で示した。気流マッハ数がM2からM4へ増加したときの捕獲率を実線で、M4からM2に減少したときの値を破線で示した。さらに気流マッハ数を固定しレイクをトラバースすることによって150点の圧力計測をおこなった。その結果から求めた捕獲率を実験点で示す。

境界層内の測定点数が不足しているため、詳細測定に比べてレイクを固定した場合の方が小さい値を示している。しかしその差は10%でほぼ一定であり、傾向は一致している。したがって境界層が計測結果に及ぼす影響はマッハ数

第9図 気流マッハ数変化時の空気捕獲率の変化（ $Y = 10$ ）

第10図 気流マッハ数が変化したときの抗力の変化（実験点は既存 M3.5 固定マッハ数ノズルによる結果¹⁴⁾）

に依存せず、20点の計測から捕獲率の変化の様子を調べることができる。

壁圧測定ではマッハ数の減少に伴いインレットは不始動になったが、捕獲率の急変化や、マッハ数変化によるヒステリシスはない。そのため不始動点を明確に定義できない。以上のことから本研究で観測された不始動は、スロート部から垂直衝撃波を吐き出す強不始動（hard unstart）ではなく、インレット内部での境界層剥離による弱不始動（soft unstart）である¹³⁾。このように側板圧縮型ではマッハ数の低下によって衝撃波の反射回数が増加し、インレット内で境界層を剥離させる。その結果インレットは弱不始動になる。これを防ぐには側板前縁のくさび角を小さくして衝撃波角を減らし、代わりにランプ圧縮などを組み合わせる必要がある。

4.3 インレット不始動に伴うエンジン抗力の増加 インレット弱不始動に伴うエンジン抗力の変化を調べた。第10図の縦軸は、FMSの指示値をエンジン入口断面積と気流動圧で無次元化したエンジン全体の抗力係数（ $C_{ttl} = C_{int} + C_{ext}$ ）で、横軸は気流マッハ数である。図のM3.5における実験点は既存の固定コンタノズルによるデータ¹⁴⁾で、今回の可変マッハ数ノズルによる抗力値は実線で示されている。図中、上側の線は $Y = 0$ 、もう1本の線は $Y = 10$ mmにそれぞれ固定したときの結果を示す。 $Y = 0, 10$ mm共に可

変マッハ数ノズルによる実験結果は、既存固定コンタノズルの結果と一致している。

全体的に $Y = 10 \text{ mm}$ の方が $Y = 0$ に比べて抗力が小さい。これは $Y = 0$ の場合ノズル境界層がエンジン内に流入しているため、天板上の境界層が厚くなり、 $Y = 10 \text{ mm}$ に比べてインレットの上流で剥離しているためである。境界層が剥離すると衝撃波が生じ、剥離のない場合よりインレット壁面の圧力を上昇させ抗力を増大させる。

$Y = 0$ では M3 以上、 $Y = 10 \text{ mm}$ では M3.3 以上では C_{ttl} はほぼ一定値を保っており、主流マッハ数が 6.7 までほとんど変化しないことも確認されている¹⁰⁾。一方、マッハ数がそれ以下に下がると、抗力は単調に増加する。この抗力の増加は、壁圧分布でも示されているように境界層剥離が上流に移動するためである。剥離により衝撃波が生じインレットでの抗力面の圧力が上昇する。またこの衝撃波によって捕獲率が減少するために拡大部での圧力が減少し、結果として抗力が増加する。結果として、 $Y = 0$ では M3 から M2 の間に 0.25 から 0.48 まで、 $Y = 10 \text{ mm}$ では M3.3 から M2 までに 0.22 から 0.47 までいずれも抗力が 2 倍程度増加している。

5. ま と め

M2 から M4 まで気流マッハ数を通風中に変化できる可変マッハ数ノズルを設計・製作した。このノズルをもちいて側板圧縮型スクラムジェットエンジンの空力試験をおこなった。これらの結果から以下の知見を得た。

1. CFD をもちいて、マッハ数一様度と気流偏角についてノズル形状の最適化をおこなった。CFD によるノズル出口の供試部のマッハ数一様度は 2.9% 以内、気流偏角は 1 度以内である。

2. このノズルのコアマッハ数の一様度を測定した。10 < Y < 60 mm の供試コア内では M2 から M3.5 では 1% 以内、M4 まで含めても 3.4% 以内であった。これはエンジン空力試験にもちいるには十分である。

3. このノズルをもちいて、気流マッハ数変化時の外部圧縮型インレットの始動・不始動について調べた。気流マッハ数の減少によって境界層剥離が徐々に上流に移動し、インレットは弱不始動に移行していく。

4. 弱不始動になっても空気捕獲率の急減少は起こらない。しかし弱不始動になると抗力面での圧力が上昇するため、エンジン抗力は増加する。

実験を進めるにあたり、中国科学院力学研究所の陳立紅助教授に支援をいただいた。また本研究は、文部科学省 21 世紀 COE プログラム「流動ダイナミクス国際研究教育拠点」の支援を受けた。ここに記して謝意を表す。

記 号 表

C_{ext}	エンジン外部抗力の抗力係数
C_{int}	エンジン内部抗力の抗力係数
C_{ttl}	エンジン模型全体の抗力係数 ($C_{\text{int}} + C_{\text{ext}}$)
M_{ave}	供試コア内の平均マッハ数
M_{nom}	公称マッハ数
ΔM	供試コア内のマッハ数の非一様度 (%)
q_1	主流動圧
Re	主流単位レイノルズ数
Y	ノズル上壁からの鉛直方向距離
δ_{99}	99% 境界層厚さ
δ_1	境界層排除厚さ
δ_2	境界層運動量厚さ
θ	供試コア内の気流偏角の最大値

参 考 文 献

- 1) 三谷 徹, 富岡定毅, 菊田丈士, 谷香一郎, 鎮西信夫, 河内俊憲: RJTF 試験における性能達成度, 日本航空宇宙学会論文集, **52** (2004), pp. 1-9.
- 2) 空気力学部: 1 m × 1 m 吹き出し式超音速風洞の計画と構造, 航空宇宙技術研究所報告 TR29, 1962.
- 3) 関根英夫, 野田順一, 渡辺光則: 航技研 1 m × 1 m 超音速風洞のノズル改修後の気流特性, 航空宇宙技術研究所資料 TM-694, 1996.
- 4) Rope, A. and Goin, K.: High-Speed Wind Tunnel Testing, Robert E. Krieger Publishing Company, New York, 1978, pp. 107-108.
- 5) Kanda, K. and Kudo, K.: Conceptual Study of a Combined Cycle Engine for an Aerospace Plane, J. Propul. Power, **19** (2003), pp. 297-301.
- 6) Riise, H. N.: Flexible-Plate Nozzle Design for Two-Dimensional Supersonic Wind Tunnels, J. P. L. Rept-20-74, California Institute of Technology, 1954.
- 7) Wada, Y. and Liou, M.-S.: A Flux Splitting with High-Resolution and Robustness for Discontinuities, AIAA Paper 94-0083, 1994.
- 8) Menter, F. R.: Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications, AIAA J., **32** (1994), pp. 1598-1605.
- 9) 三谷 徹, 他: 小型風洞とエンジン補完実験, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1458, 2003.
- 10) 樽川雄一, 三谷 徹, 平岩徹夫, 升谷五郎: スクラムジェットエンジンの 3 分力測定 1) マッハ 4 から 8 飛行条件におけるエンジン抗力, 日本航空宇宙学会論文集, **51** (2003), pp. 244-251.
- 11) 北村英二郎, 三谷 徹, 櫻中 登, 泉川宗男, 渡邊修一, 升谷五郎: 多点ピトー静圧測定によるスクラムジェットインレットの空気捕獲率計測, 日本航空宇宙学会論文集, **53** (2005), pp. 22-28.
- 12) Kitamura, E., Mitani, T., Sakuranaka, N., Izumikawa, M. and Masuya, G.: Measuring the Aerodynamic Performance of Scramjet Engines by Multi-Probe-Rakes, International Symposium on Space Technology and Science, 2004 a-7, 2004.
- 13) Van Wie, D. M., Kwok, F. T. and Walsh, R. F.: Starting Characteristics of Supersonic Inlets, AIAA-96-2914, 1996.
- 14) 三谷 徹, 樽川雄一, 泉川宗男, 渡邊修一, 志村 隆: スクラムジェットエンジンの 3 分力測定 2) 外部流と境界層吸い込みの影響, 日本航空宇宙学会論文集, **51** (2003), pp. 252-259.