超音速インテーク基礎模型内の二次流れ*

久保田健一^{*1}, 本阿弥真治^{*2}, 坂田公夫^{*3}
 柳良二^{*3}, 進藤重美^{*3}, 田中厚成^{*4}
 安昭八^{*4}, 白石和雄^{*4}

Secondary Flow within a Supersonic Air-Intake

Ken-ichi KUBOTA, Shinji HONAMI, Kimio SAKATA,
 Ryoji YANAGI, Shigemi SHINDO, Atsushige TANAKA,
 Shôhachi YASU and Kazuo SHIRAISHI

The paper presents two and three-dimensional flow separation within a supersonic intake at Mach number 3. Unsteady behavior of a separation bubble at the wedge base in the intake was clarified by using a micro flow sensor which can detect flow reversal in a separated flow. Flow visualization is made by a vapor screen and oil-film techniques. The secondary flow on the side wall and cowl surface involves a large scale of vortices due to the interaction of the oblique shock wave with the turbulent boundary layer.

Key Words: Supersonic Flow, Shock Wave, Intake, Flow Visualization, Secondary Flow, Separation

1. 緒 言

21世紀に向けた航空宇宙の輸送システムとして、超音速機、極超音速機および宇宙基地との間の有人輸送機である宇宙往還機などの高速輸送システムの実現が期待されており、近年各国で盛んに研究が行われている。これらの実現には、高速推進システムとしてのエアブリージングエンジンの開発が鍵となり、なかでも、その構成要素である超音速インテーク(空気取入れ口)は、広範囲の飛行マッハ数において、効率よくラム圧縮を行い必要空気量を確保するための重要なコンポーネントの一つであり、エンジン性能を大きく左右するものである⁽¹⁾。

諸外国を見てみると、マッハ2を超える超音速機の開発経験を有する欧米において古くから研究され、米国では10年以上前に実機スケールの模型を使って、圧力回復などの空力性能の風洞試験を行っており、欧州でもマッハ2のコンコルドの開発時の大形試験の実

績などがある。また、近年ではスペースプレーン用のエンジン研究として、より高速のマッハ4以上の風洞試験も行われている。さらに、衝撃波/境界層干渉や、抽気効果あるいは、キャビティの影響などの基礎的な研究においても、欧米の研究実績は豊富であり、データの蓄積がある^{(2)~(6)}。これに比べ、わが国における研究の実績は少なく、独自のデータが不足しており、超音速機やスペースプレーンの研究開発が阻まれる中で、この種の基礎研究は極めて重要と言える。

このような動向を背景として、航空宇宙技術研究所、石川島播磨重工業(株)ならびに東京理科大学の三者でインテーク研究会を発足させ、超音速インテークの設計法の確立に資することを目的として、基礎試験、超音速風洞試験などの研究を共同で進めている。ここでは、研究の第1段階として行った基本的な固定形状インテーク模型(基礎模型)の風洞試験結果の一部を紹介する。模型はマッハ数3を設計点とし、斜め衝撃波2本と垂直衝撃波1本で圧縮を行わせるく形断面の3衝撃波インテークであり、試験はシュリーレン観察、圧力分布測定、および境界層挙動や二次流れの可視化などについて行った。本報では、ペーパスクリーン法による二次流れの可視化観察と、マイクロフローセンサによる境界層の挙動の測定結果に基づいて考察した

* 原稿受付 平成元年10月30日。

^{*1} 准員、東京理科大学大学院 (〒162 東京都新宿区神楽坂)。

^{*2} 正員、東京理科大学工学部。

^{*3} 正員、航空宇宙技術研究所 (〒182 調布市深大寺東町)。

^{*4} 正員、石川島播磨重工業(株) (〒190-12 東京都西多摩郡瑞穂町)。

インテーク内部の二次流れについて報告する。

2. 実験装置および実験方法

2.1 供試模型 図1に供試模型の概要、表1にその仕様を示す。模型は、外部衝撃波1本、内部衝撃波2本（カウルからの斜め衝撃波と垂直衝撃波）の混合圧縮3衝撃波システムのく形断面を有する固定インテーク模型で、設計マッハ数は3である。インテークの始動を確保するとともにのど部における垂直衝撃波の安定化を図るための抽気孔をのど部直前の上壁に設置し、抽気弁により抽気流量が制御できる。模型後部には、垂直衝撃波の位置を調整するための背圧調整用の可動フロープラグを持ち、ステッピングモータにより駆動される。模型側壁には、内部の衝撃波可視化用に光学ガラスがはめ込んである。

2.2 実験方法 実験は航空宇宙技術研究所の吹出し式超音速風洞（測定部1m×1m）を用いて行った⁽⁷⁾。試験条件は、マッハ数1.8から設計マッハ数3までの範囲で抽気弁を開あるいは閉の状態でフロープラグの前後移動による背圧調整を行った。

測定系の概要を図2に示す。ペーパスクリーン法は、気流中に蒸気のトレーサを流し、スリット光による照明で、流れの断面を可視化する手法である⁽⁸⁾。トレーサが流れに追従できるためには、トレーサの飽和蒸気圧曲線が吹出し位置の静圧以上でなければならない。本実験では、トレーサとしてウェッジ上流の吹出しにはアセトン、圧力の高いウェッジ中央部の吹出しにはn-ペンタンを使用した。スリット光にはレーザシート光を使用した。光源にはアルゴンレーザを用い、光フ

アイバで導いた先端に、2枚の円筒レンズで構成されるスリット投光器を取付けて流れに垂直にスリット光を照射した。使用したレーザ光の強度は光源出力が2W、ファイバ射出端で1Wであった。可視化画像の撮影には焦点距離135mm、f2.0のレンズを取付けた高速度シャッター付きCCDビデオカメラを使用した。ステッピングモータにより駆動する移動台にスリット投光器を取付け、インテーク内部を上下流方向にトラバースして、各位置での流れの断面を1/1000sのシャッター速度で撮影した。ペーパスクリーンによる可視化は、カウル角5°、抽気弁閉の条件下で行った。

境界層挙動の計測にはマイクロフローセンサ⁽⁹⁾を用いた。マイクロフローセンサは、壁面近傍の流れの向きと壁面摩擦速度を測定できるセンサである。図3にマイクロフローセンサのセンサチップ部を示す。微小なシリコンチップの中央に3組の薄膜抵抗が保持されている。そのうち中央の抵抗をヒータ、その両側の抵抗を温度センサとして用いる。また、シリコンチップ上に周囲温度センサとして薄膜抵抗を備え、ヒータは、ヒータコントロール回路により、周囲温度センサで得られた周囲温度に対し常に一定の温度差(180°C)に保たれる。ヒータからの熱後流を片方のセンサが感知することにより流れの方向、またブリッジ回路の出力電圧と壁面近傍の速度との比例関係を利用して壁面摩擦速度が測定可能である。図3に壁面プローブ用に自作

表1 模型主要寸法(mm)

Wedge Angle	Cowl Angle	Capture Area	Throat Height	Total Length
15 deg	5 deg 9 deg	35.0x52.5 36.7x52.5	16.5 15.4	695

図2 インテーク模型計測系の概要

図1 混合圧縮インテーク基礎模型

図3 マイクロフローセンサ（プローブとチップ部）

加工したマイクロフローセンサのプロープを併せて示す。センサチップ部がベースに対して約0.2 mm高いので、直径5.5 mmの穴を開けたプラスチック板をプロープ壁面に取付けた後、穴にエポキシ樹脂を充てんし、壁面とセンサチップ部の高さを一致させてある。マイクロフローセンサは、ウェッジ基部のはく離流れを調べるために、ウェッジ上流2.2 mm スパン中央の位置に取付けた。

3. 実験結果および考察

3・1 インテーク基本特性 図4に基礎インテーク模型におけるシュリーレン写真により撮影した衝撃波のパターンを示す。実験条件は、上流マッハ数 M を3、抽気弁を閉、フロープラグ位置を68%とした。模式図に示すように2本の斜め衝撃波とのど部におけるターミナル衝撃波が観察される⁽¹⁰⁾⁽¹¹⁾。以後、この流れの状態を最適衝撃波パターンと呼ぶ。

3・2 壁面摩擦速度 ウェッジ上流2.2 mmの位置に取付けたマイクロフローセンサの測定結果を図5に示す。横軸は時間、縦軸はセンサ位置での壁面摩擦速度 U^* を示す。図5中、左右端の0 m/s付近の値は、風洞起動時と停止時の非定常時のデータである（以下のデータも同様）。

図5(a)は、 $M=1.8$ の場合の結果で、風洞内の流れが定常になったときでも、出力は相当変動している

が、負の速度を示している。これはセンサを装着した位置の流れが逆流であることを示し、ウェッジ基部にはく離域が存在することを意味する。

図5(b)は、 $M=2.0$ の場合で、依然、負の出力であり、ゲインは小さく、逆流の流速が遅くなったことを示す。

図5(c)は、 $M=2.78$ の場合で、壁面摩擦速度がほぼ0 m/sとなり、センサ位置付近がはく離点であるこ

図4 衝撃波パターン($M=3.0$)

(a) $M=1.8$

(c) $M=2.78$

(b) $M=2.0$

(d) $M=3.0$

図5 壁面摩擦速度

とを示す。

図5(d)は、 $M=3.0$ の場合で、出力は正となり、センサ位置ははく離泡の外に出たことがわかる。つまり、はく離泡が小さくなったことを意味する。変動はかなり小さくなる。

図6に、以上をまとめた上流のマッハ数と時間平均壁面摩擦速度、ならびにその変動速度の関係を示す。時間平均壁面摩擦速度はマッハ数の上昇とともに負から正になる傾向を示す。つまり、はく離点が上流から下流に移動しているわけで、 $M=2.7$ 付近でちょうどセンサ位置がはく離点になると考えられる。しかし、 $M=2.5$ 付近で落込みを示す。2回の試験ともほぼ同じ値となり再現性がある。 $M=2.5$ 付近はインテークの始動と不始動の境界に対応する過渡的な状況にあり、この説明は今後の広範囲なデータ解析および実験に期待される。速度変動は、 $M=1.8$ から2.0にかけて急激に減少する。つまり、はく離点付近は変動は小さいが、はく離泡内はかなりの速度変動を生じていることを示す。

各マッハ数におけるマイクロフローセンサ出力電圧に関してFFT解析したが、マッハ数によらず、特に卓越した周波数は見られない。定常時はランダムに変

図6 マッハ数に対するウェッジ基部の時間平均壁面摩擦速度と変動速度

動していることがわかる。

$M=3.0$ でフロープラグを100%押し出すとインテークは不始動となる⁽¹²⁾。図7にこの状態における壁面摩擦速度変化を示す。振幅が大きい領域がフロープラグ100%の状態に対応し、そのうちの左半分が抽気閉、右半分が抽気開である。抽気を閉から開にすると変動が大きくなっている。どちらも正負に変動していることから、はく離点がセンサ位置をはさんで振動していることがわかる。シュリーレンビデオでも衝撃波が激しく振動しているのが観察される。このうち、左半分の抽気閉のときの変動データをFFT解析した結果を図8に示す。1024点を9120msから15msおきに10回FFTを実施して平均した。80Hz前後(76.5, 79.2, 90.2Hz)の周波数に卓越性が見られた。すなわち、このように不安定な流れの条件のもとでは、はく離点が約80Hzで振動していると考えられる。

3.3 二次流れおよび境界層の挙動 ペーパスクリーン法による可視化により流れの三次元性を観察した。3.1節で述べた最適衝撃波パターンにおける条件で実験を実施した。図9にレーザシート光をウェッジに平行に当て、壁面を流れるアセトン全体を可視化した写真を示す。右(手前)に3列(このうち中央の列はよく見えない)、左(奥)に1列の流れが観察できる。右3列は第1衝撃波を通過してきたわけであるが、はっきりと見えることから衝撃波通過時の拡散はほとんどない。いちばん右(側壁から2mm)の流れは下流に

図7 壁面摩擦速度 ($M=3.0$ インテーク不始動)

図8 FFT解析結果 ($M=3.0$ インテーク不始動)

向かって右まわりにねじれており、側壁境界層内で上側から下側への流れがあることがわかる。のど部では流れが下に膨らんでいることから、最適衝撃波パターンの場合でも、ディフューザ上壁面においてのど部までは離域が延びていたと言える。この膨らみは、中央よりも側壁側のほうが目立つ。

レーザシート光を垂直に立て、トラバースさせたときの各位置での流れの断面の様子を図10(a)~(e)に示す。ここで、ビデオカメラは、上流側より模型を見

て模型の右側に設置され、水平方向に X 軸から約 65° 、仰角約 10° の角度より撮影した。

図10(a)は、ウェッジからの距離 X が12 mmの場合の結果で、アセトンの吹出し流の3点が見えるが、側壁側の点は小さくつぶれ、側壁上にアセトンの存在が認められる。つまり、衝撃波と境界層の干渉により、側壁境界層内において上側から下側への流れが存在する。

図10(b)は、 $X=42.9$ mmの場合で、側壁上のアセ

図9 ペーパースクリーン法による可視化（全体照射）

(c) $X=67.5$ mm

(a) $X=12$ mm

(d) $X=91.5$ mm

(b) $X=42.9$ mm

(e) $X=107$ mm

図10 ペーパースクリーン法による可視化（断面照射）

図 11 インテーク内の二次流れの模式図

トン側壁ガラス下部にまで延びている。

図 10(c)は、 $X=67.5\text{ mm}$ の場合で、これはカウル先端とのど部の間に位置し、カウル先端から 12.6 mm 下流であり、左にペンタンの吹出し流が現れ始めている。右側のペンタンの吹出し流はアセトンと重なっている。カウルと側壁の接合部にコーナ渦が存在するのがわかる。三角形に見えるのは、複数の渦が重なっているためと考えられる。

図 10(d)は、 $X=91.5\text{ mm}$ の場合で、この位置はちょうどどの部に対応する。ビデオによると、それぞれの吹出し流は激しく揺れ動いており、上壁面上にスパン方向の流れも生じる。カウルと側壁のコーナ渦はさらに大きく成長している。

図 10(e)は、 $X=107.0\text{ mm}$ で、のど部下流 15.5 mm の位置の流れの断面を示す。吹出し流は壁面からはがれ、のど部におけるよりも激しく揺れ動き、拡散している。これは、のど部下流ではなく離れの存在を示すものである。側壁上では吹出し流が上下に流れており、カウルと側壁のコーナ渦は、垂直衝撃波通過後によりかなり拡散するものの、依然としてその存在が認められる。

図 11 には、前述の結果に基づいたインテーク内に発生する二次流れの模式図を示す。

4. 結 論

インテーク内の二次流れのペーパスクリーン法によ

る可視化およびウェッジ基部のはく離の挙動に関する測定を実施した結果、以下の結論を得た。

(1) ウェッジ基部に発生するはく離泡は、マッハ数の増加により縮小する。

(2) 壁面摩擦速度の変動は、はく離点付近では小さく、はく離泡内ではかなり大きい。

(3) 側壁境界層内には、衝撃波と境界層の干渉による大規模な二次流れが生ずる。

(4) 背圧上昇に伴い、上壁面ののど部下流からディフューザ出口にかけて大規模なはく離が存在する。

(5) カウルにおいて大きなコーナ渦が存在し、ディフューザ内まで発達する。

最後に、本実験を通じて多大なご協力をいただいた航空宇宙技術研究所超音速風洞の榊原盛三室長、原亘利主任研究官、原動機部の村上哲研究員をはじめとし、東海大学卒研究生 城康雄氏、森田真一氏、石川島汎用機サービス(株)の大久保峻氏、半沢七郎氏に深く感謝の意を表す。

文 献

- (1) 坂田, 日本の科学技術, (1988-7/8), 33.
- (2) Wong, N. D. and Anderson, W. E., NASA TN, D-6392 (1971).
- (3) Batcho, P. and Sullivan, J., AIAA Paper, 88-0307 (1988).
- (4) Settles, G. S., ほか 2 名, AIAA Paper, 78-1167 (1978).
- (5) Kubota, H. and Stollery, J. L., J. Fluid Mech., 116 (1982), 431.
- (6) Lee, D. B. and Leblanc, R., Aeronaut. J., (1984), 416.
- (7) 空気力学第二部, 1 m×1 m 吹出し超音速風洞の計画と構造, 航空技術研究所 TR, 29(1962).
- (8) Settles, G. S. and Teng, H. Y., AIAA J., 21-3 (1983), 390.
- (9) 森, 東京理科大学修士論文, (1987).
- (10) 白石・ほか 9 名, 流れの可視化, 9-34 (1989), 179.
- (11) 柳・ほか 6 名, 流れの可視化, 9-34 (1989), 183.
- (12) Seddon, J. and Goldsmith, E. L., Intake Aerodynamics, AIAA Educ. Ser., Collins, (1985).