室蘭工業大学
学術資源アーカイブ
Muroran Institute of Technology Academic Resources Archive

ラムジェットエンジン用超音速空気取り入れ口における流れ構造と空力特性

メタデータ	言語: Japanese 出版者: 室蘭工業大学 公開日: 2007-06-06 キーワード (Ja): キーワード (En): supersonic intake, ramjet engine, shock wave, boundary layer 作成者: 溝端, 一秀, 杉山, 弘, 荒川, 岳史, 辰巳, 薫, 小倉, 栄二, 倉田, 良治 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/115

室蘭工業大学
学術資源アーカイブ
Muroran Institute of Technology Academic Resources Archive

ラムジェットエンジン用超音速空気取り入れ口における流れ構造と空力特性

その他（別言語等）のタイトル	Flow Structure and Aerodynamic Characteristics in a Supersonic Intake for Ramjet Propulsion
著者	溝端　一秀，杉山　弘，荒川　岳史，辰巳　薫，小倉　栄二，倉田　良治
雑誌名	室蘭工業大学紀要
巻	51
ページ	69-75
発行年	2001-11-30
URL	http://hdl.handle.net/10258/115

室工大紀要第51号(2001)69～75

ラムジェットエンジン用超音速空気取り入れ口における流れ構造と空力特性

溝端　一秀*1，杉山　弘*1，荒川　岳史*2，辰巳　薫*3，小倉　栄二*3，倉田　良治*4

Flow Structure and Aerodynamic Characteristics in a Supersonic Intake for Ramjet Propulsion

Kazuhide MIZOBATA, Hiromu SUGIYAMA, Takeshi ARAKAWA
Kaoru TATSUMI, Eiji OGURA and Ryoji KURATA

（原稿受付日　平成13年5月7日　　論文受理日　平成13年8月31日）

Abstract

In order to clarify characteristics of supersonic intakes for ramjet engines, flow structure around and through a small external-compression rectangular intake model with double ramps designed for Mach number 1.9 is investigated experimentally using a vacuum-type wind tunnel and a set of measurement methods composed of colored schlieren photography, laser Doppler velocimetry, and mercury manometry, as well as investigated numerically by a computational fluid dynamics technique. A critical operation, where shocks induced by ramps attach to the leading edge of the cowl, is attained. A flow plug installed on the downward edge of the intake enables monotonous compression through a shock train caused by shock-boundary layer interactions.

Keywords: Supersonic Intake, Ramjet Engine, Shock Wave, Boundary Layer

1　はじめに

近年先進諸国は、「宇宙輸送産業」という21世紀の新産業の構築と世界的宇宙輸送市場での生き残りを目指して、新方式の高信頼性宇宙輸送システムの開発に乗り出しつつある[1]。我が国でも、Fig. 1のような飛行機形状の完全再使用型二段式(Two-Stage-To-Orbit: TSTO)打ち上げ機を独自に開発する構想が提案されている[2]。

この再使用型打ち上げ機は、飛行機のように翼と舵面を持ち、周囲の空気流から受ける力（空気力）を利用することにより飛行機同様に水平離陸・旋回・帰還・

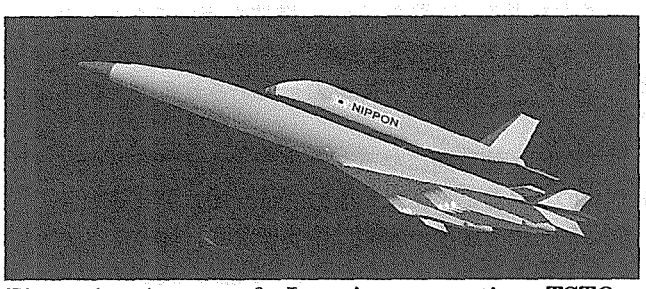

Fig.1 An image of Japan's prospective TSTO spaceplane[2].

*1 機械システム工学科
*2 大学院博士前期課程 機械システム工学専攻，現在JR北海道
*3 三菱電機（株）鎌倉製作所
*4 機械システム工学科研究生

水平着陸できるとされ、「宇宙飛行機 Space Plane」と呼ばれる。今後５年間かけて国内の衆知を結集してその実現可能性が研究される。

このような宇宙輸送システム開発の成否は、推進機関の性能に負うところが大きい。上記の完全再使用型二段式打ち上げ機の初段（親機）については、高度30km 以下の濃密大気中を飛行するため、大気中の酸素を酸化剤として利用できる空気吸い込み推進(airbreathing propulsion)が適用される。第２段（子機）については、高度 30km から数百 km までの範囲を飛行するため、周囲大気圧の低い場合に高効率を発揮できる本質的性能をもつロケット推進が適用される。

空気吸い込み機関としては、亜音速からマッハ３程度までの低超音速域で作動するターボジェットエンジン(turbojet engine)、超音速で作動するラムジェットエンジン(ramjet engine)、および、超音速・極超音速域で作動する超音速燃焼ラムジェットエンジン(supersonic combustion ramjet engine: Scramjet engine)がある。これらの推進方式の作動範囲を Fig. 2 に示す。

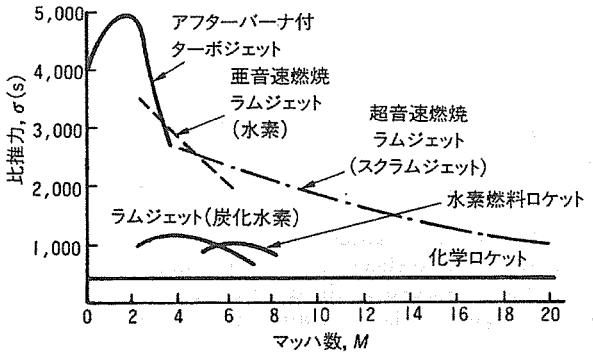

Fig. 2　Performance of several types of propulsion in various flight regimes[3].

ターボジェットエンジンでは、空気取り入れ口(インテーク intake)から空気を取り入れ、圧縮機で断熱圧縮し、燃焼器に導いて燃料を注ぎ燃焼させ、燃焼ガスを等圧膨張させる。これによって Brayton cycle を構成する。燃焼ガスの膨張仕事の一部をタービンを介して圧縮機の動力として利用し、残りの膨張仕事をノズルによって燃焼ガスの運動量に変換し、その反作用として推力を得る。通常 fuel lean 燃焼を用いるため、タービン後方に再び燃料を注いで燃焼(afterburn)させることによって推力及び比推力を向上させることができる。

飛行速度が超音速になると、飛行体全面で空気流が堰き止められることによる圧力（ram 圧）が充分大きくなるため、もはや圧縮機は不要となり、従ってタービンも不要となり、インテーク、燃焼器、及びノズルからなる簡潔な構造のジェットエンジンが成立する。これが（亜音速燃焼）ラムジェットエンジンである。マッハ６程度以下の速度域では空気流を亜音速まで減速して利用する事が有効であるが、それ以上の飛行速度では、亜音速まで減速すると堰き止め効果によって空気の温度が極めて高くなり（空気力学的加熱）、エンジンの構造材料が耐えられなくなる。そこで、堰き止め効果を弱めて超音速流れのまま燃焼器に導く方式が採られる。これが超音速燃焼ラムジェットエンジンである。

既述の完全再使用型二段式打ち上げ機の親機は、地上静止状態からマッハ６までの飛行領域において単一のエンジンで推進される。このために、新方式の Air-turbo-ramjet expander-cycle(ATREX)エンジンが文部科学省宇宙科学研究所で開発されつつある。その構成概略は Fig. 3 のとおりである。地上静止から亜音速までの飛行状態での圧縮過程を確保するための圧縮ファン、これを駆動する動力を液体水素から得るための熱交換機・タービン、および、超音速飛行時の堰止め効果によって高温になった空気を液体水素で冷却し熱効率を高めるプリクーラ、等を、亜音速燃焼ラムジェットエンジンに付加した構成になっている。

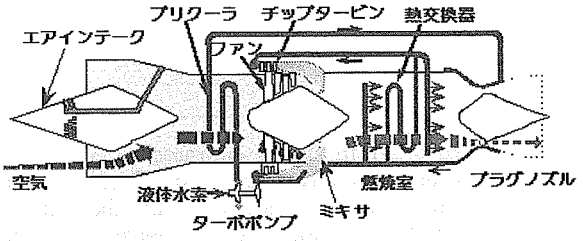

Fig. 3　Configuration outlines of the ATREX engine[4].

このようなラムジェットエンジンの性能は、インテークの特性によって大きく支配される。広範囲の飛行条件（マッハ数、迎え角、等）において効率よく ram 圧縮を行い常時必要空気量を確保できるようにインテークを設計する必要がある[5]。このような設計のためには、インテーク内外の流れの構造・特性についての詳細かつ広範なデータが蓄積される必要がある。しかし、実際的なラムジェットエンジンの開発の経験が浅い我が国では、そのようなデータの蓄積が著しく欠如している。

超音速内部流れにおいては衝撃波と境界層が複雑に干渉し合うことが良く知られており、定断面積管路における衝撃波・境界層干渉の構造・特性については著者らのこれまでの研究によって詳細に調べられてきた[6]。しかし、インテークのような断面積の変化する管路内の衝撃波・境界層干渉流れの構造・特性はこれまで殆ど解明されていない。

そこで本研究では、著者らがこれまで定断面積管路流れの解析に用いてきた可視化法・測定法を代表的な形状の超音速インテークモデルに適用し、その内外の流れ場の構造と特性を解明する。これによって、ラム

ジェット推進インテーク設計用基礎データの蓄積に資することを狙っている。可視化法・測定法としては、カラーシュリーレン法、レーザドップラ流速測定法、マノメータ法、油膜法、等を適用する。また、数値流体力学計算による流れ構造解析を試み、解析手法の妥当性を評価する。

2. 実験方法

Fig. 4 に示されたように、実験装置は、インテークモデルが取り付けられるマッハ数約 2 の吸込み式超音速風洞、シュリーレン光学系、LDV 流速測定系、および静圧測定系から構成される。超音速風洞は、設計マッハ数 2.0 の二次元ラバルノズルを持つ間欠吸込み式である。測定部の詳細形状を Fig. 5 に示す。以下、座標系としては、インテークランプ先端から 5mm 上流，10.5mm 上方の点を原点とし、主流方向（図中右方向）を X，垂直上向き（図中上方向）を y とする。

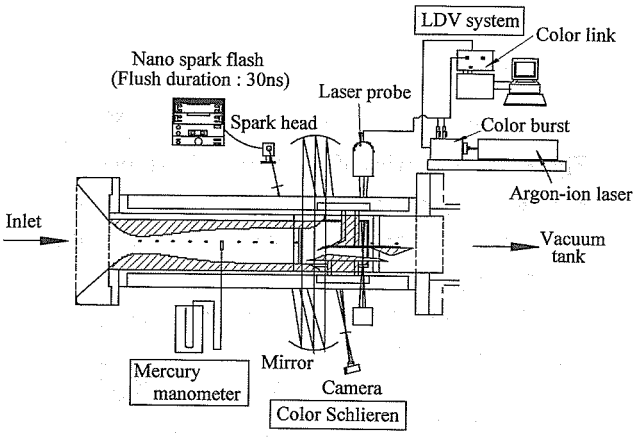

Fig. 4 Outlines of the experimental apparatus.

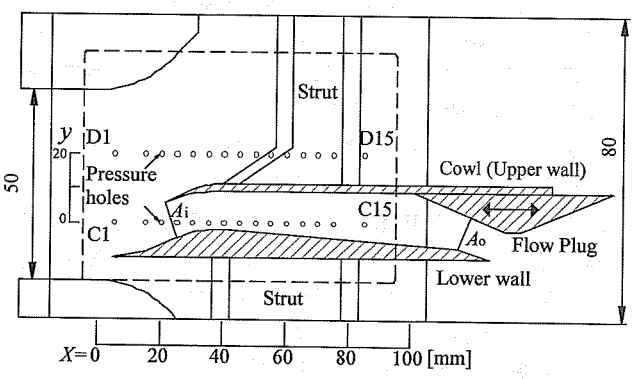

Fig. 5 Schematics of the test section.

測定部の側壁窓として、流れ可視化および流速測定のための縦 60mm，横 100mm の光学ガラス（図中破線で囲まれた部分）をはめ込んだ窓と、圧力測定用の静圧孔を持つ盲窓の 2 種類を用意し、換装して用いることとする。インテークモデルは二重ランプによる外部圧縮方式であり、設計マッハ数 1.9 において非粘性流れ仮定の下に形状設計されている。スロート入口高さ Ai=10mm である。インテークモデル後端には、前後に移動でき流量調節可能な Flow Plug が取り付けられており、第二スロート高さ Ao を任意に変更できる。

流れ場の構造・特性は、カラーシュリーレン法による密度勾配分布可視化、油膜法による壁面近傍流れの可視化、マノメータ法による静圧分布測定、および、二次元レーザドップラ流速測定（Laser Doppler Velocimetry; LDV）によって解析される。

カラーシュリーレン法については、光源としてナノスパーク（閃光時間 約 30ns）を、フィルタとして赤白青 3 色のカラースリットを用いる。水銀マノメータ法のために、Fig. 5 に示すように $y=0$ と $y=20$mm の位置にそれぞれ 15 点ずつ側壁静圧孔を設ける。油膜法では、油としてシリコンオイルに顔料（赤色）を混合したものを用いる。二次元レーザドップラ流速測定では、トレーサ粒子として水の微粒子を使用し、各測定点において通常 5000 粒子のサンプリングを行うが、流れの乱れが強い等の理由によりサンプリング頻度が低減する箇所においては 2500 粒子のサンプリングを行うものとする。また、インテークモデル内の上下壁近傍では、光路を二次元的に取ることができないため、一次元計測を行う。

3. 実験結果および考察

3.1 Flow Plug の存在の効果

まず、Flow Plug を取り付けない場合のインテーク内外流れの様相をカラーシュリーレン法によって撮影したのが Fig. 6 である。主流は左から右に向かっている。カラースリットは主流に平行に設置されている。

シュリーレン法は、流体中の密度勾配によって光が屈折する事を利用して流れ場を可視化する手法である。モノクロシュリーレン法では密度勾配が画像の濃淡として可視化されるが、カラーシュリーレン法では色の違いとして可視化される。今回は赤白青 3 色の帯からなるカラースリットを主流に平行に設置しているため、密度の y 方向勾配が正の箇所を通って屈折した光はカラースリットの赤帯を通って赤い像を生じ、負の箇所を通った光は逆方向に屈折してカラースリットの青帯を通って青い像を成す。これによって、左下から右上に走る圧縮波・衝撃波は青、同様の膨張波は赤、逆に左上から右下に走る圧縮波・衝撃波は赤、同様の膨張波は青く可視化されている。

インテーク内のスロート後方の流れ場にマッハ線が観察されることから、Fig. 6 のインテーク内流れは、衝撃波直後の狭い領域を除いて超音速のままであることが判る。このように、このインテーク単体では、超音速流れを堰き止めて亜音速まで減速するというラムジェットインテーク本来の機能を発揮できない。一方、実際のラムジェットエンジンでは、インテークの後方に燃焼器や膨張ノズルが存在しインテーク内流れに影

響を及ぼす。言い換えれば、インテーク・燃焼器・膨張ノズルの組合わさったエンジンシステム全体として堰き止め効果が適切に発揮される。本研究で用いているようなインテークモデル単体においてこのような燃焼器等の存在を模擬するには、インテークモデル後端に第二スロートを設けることが有効である。この目的から、Fig. 5のような形状のFlow Plugを取り付け、これを前後に動かすことによって第二スロート高さ Ao を調節することにする。その最適位置としては、Flow Plugの存在が主流に影響を与えない位置、すなわちインテーク入口直前の静圧（C1,D1）やインテーク外の静圧分布（D1-D15）がFlow Plugの有無によって変化しないような位置を、可視化写真や静圧分布を見ながら試行錯誤的に求めたところ、インテーク出入口のスロート高さの比で表して Ao/Ai=0.99 であった。以下、このFlow Plug位置の場合について実験結果を述べる。一貫して一様流マッハ数 2.21、流速543m/secである。

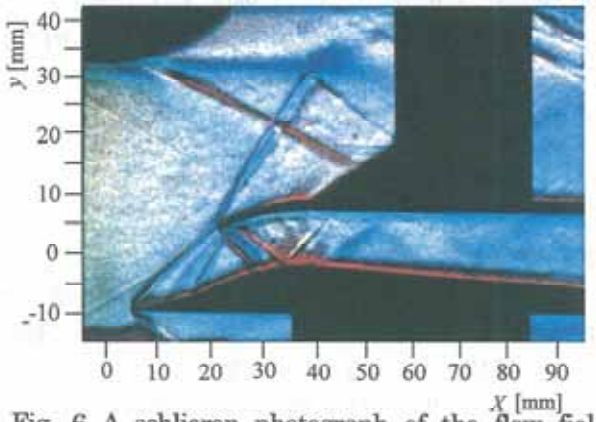

Fig. 6 A schlieren photograph of the flow field around the intake model without the flow plug.

3.2　インテーク内流れの可視化

Flow Plugを取り付けた場合のインテーク内外流れのカラーシュリーレン写真をFig. 7に示す。また、このシュリーレン写真から推定される流れ構造のスケッチをFig. 8に示す。インテーク下壁先端および偏角点よりそれぞれ斜め衝撃波S1,S2が発生し、カウル先端に付着している。すなわち、インテーク入口高さ分の主流がすべてインテーク内に流入する「臨界作動」が達成されている。また、S1,S2の後方にカウルリップから下壁に達する斜め衝撃波S3が確認できる。これはS1,S2の反射波であると考えられる。またS4はカウルリップ内側の凹面に生じた圧縮波が包絡してできたものと考えられる。さらに X=50mm 付近から衝撃波列（shock train：先頭衝撃波S5、第二衝撃波S6、等）が確認できる。

また、インテーク下壁上の境界層と衝撃波の干渉の様子が観察できる。X=40mm 付近で急激に境界層が厚くなっているが、これはS4と境界層の干渉による

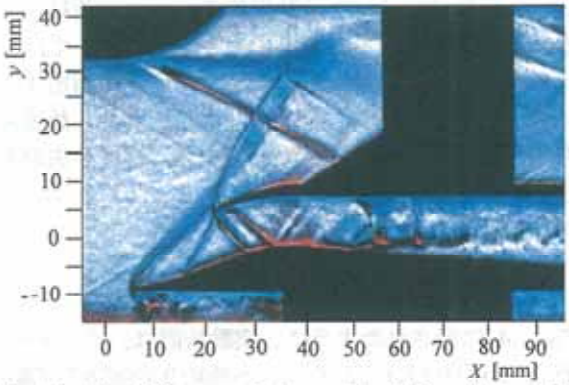

Fig. 7 A schlieren photograph of the flow field around the intake model with the flow plug.

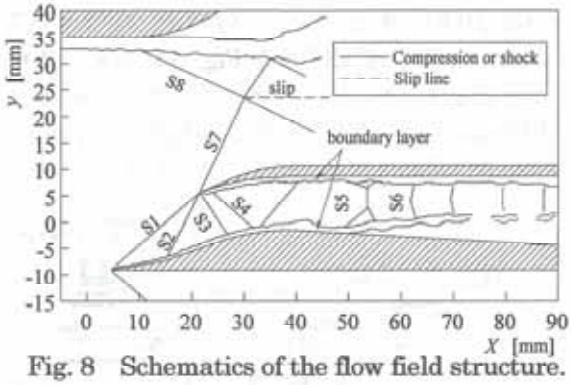

Fig. 8 Schematics of the flow field structure.

ものと考えられる。X=50mm より後方のインテーク下壁上の境界層はS5との干渉により厚くなり、剥離[2]していることがわかる。

インテーク下壁に沿う流れの構造を捉えるために実施された油膜法の結果をFig. 9に示す。図中○印は静圧孔を示し、矢印は流れ方向を、S.L.は剥離線を表している。油膜の流れる方向はFig. 9の静止写真からはわからないが、目視およびビデオ撮影により捉えられたものである。X=48mm 以降で流路幅中央において境界層が剥離して逆流が生じている。この剥離線先端位置は、Figs.7, 8との比較より、衝撃波列の先頭衝撃波S5の足の位置に一致していることが判る。

また、インテーク側壁に沿う流れについての油膜法の結果をFig. 10に示す。上壁（カウル内面）と側壁の交線に沿って X=45mm 以降に境界層が大規模に剥離しているように見える。このような剥離構造はFig. 7のシュリーレン写真では観察されないことから、この剥離構造は流路奥行き方向の全域に渡るものではなく、上壁と側壁の干渉による剥離が側壁表面のごく近傍だけに生じたものと考えられる。

いずれにしても、側壁の存在により流れ場に3次元的構造が現れている。このことがインテークの性能にどのように影響してくるか、今後細かく探究する必要がある。

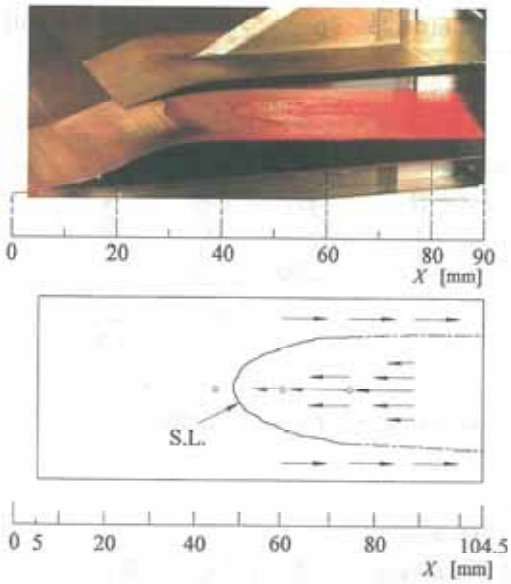

Fig. 9 Results of oil-flow visualization of the flow on the lower surface.

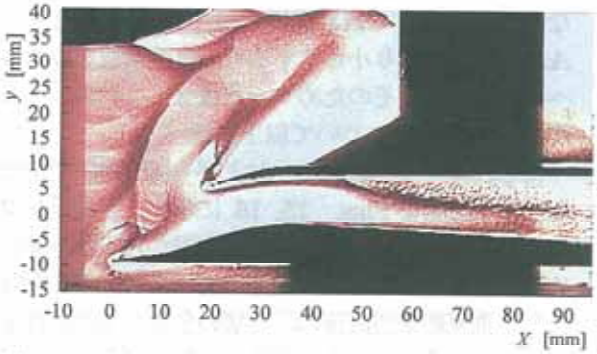

Fig. 10 Results of oil-flow visualization of the flow on the side wall.

3.3 インテーク内外の平均壁面静圧分布

風洞側壁の静圧孔を介して測定された時間平均静圧分布を Fig. 11 に示す。平均壁面静圧 P を大気圧 Pa で除した無次元静圧としてプロットしてある。ダクト中心線（C1-C15）上では，shock train による圧縮により単調に圧力回復していることが判る。

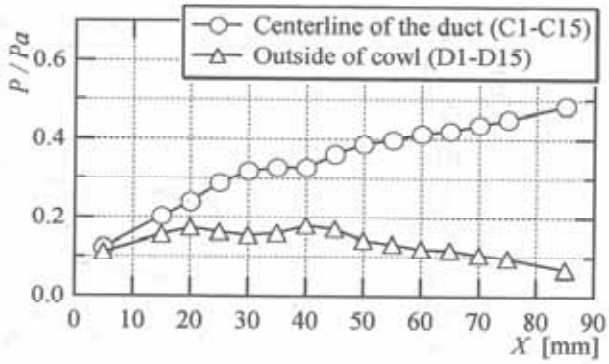

Fig. 11 Temporally-averaged static pressure distribution.

3.4 インテーク内流れの主流方向の時間平均流速分布

LDV で測定された主流方向の時間平均流速分布を Fig. 12 に示す。インテーク内流れは下流に行くに従い徐々に減速していることがわかる。また、インテーク上壁および下壁に近づくにつれて流速が緩やかに小さくなっており、境界層内の流速分布構造が捉えられている。X=50mm 以降は先頭衝撃波（S5）との干渉によって境界層が剥離している領域であるが、今回の測定では剥離流れ特有の速度分布が得られていない。この原因は明らかでなく、その原因究明と剥離領域を計測するための手法の確立が今後の課題である。

3.5 インテーク内流れの主流方向の乱れ強さ

インテーク内流れの主流方向乱れ強さ σ_u/U_∞ の分布を Fig. 13 に示す。ここで σ_u は流速ベクトルの主流方向成分 u の変動の標準偏差である。X=30, 40mm では斜め衝撃波（S3, S4）が境界層と干渉するために流路全体で乱れが強くなっている。X=50mm 以降、すなわち衝撃波と境界層の干渉によって下壁表面の境界層が剥離している領域では、下壁近くで乱れ強さが大きくなっている。X=90mm 付近以降では全体的に乱れは弱くなっている。

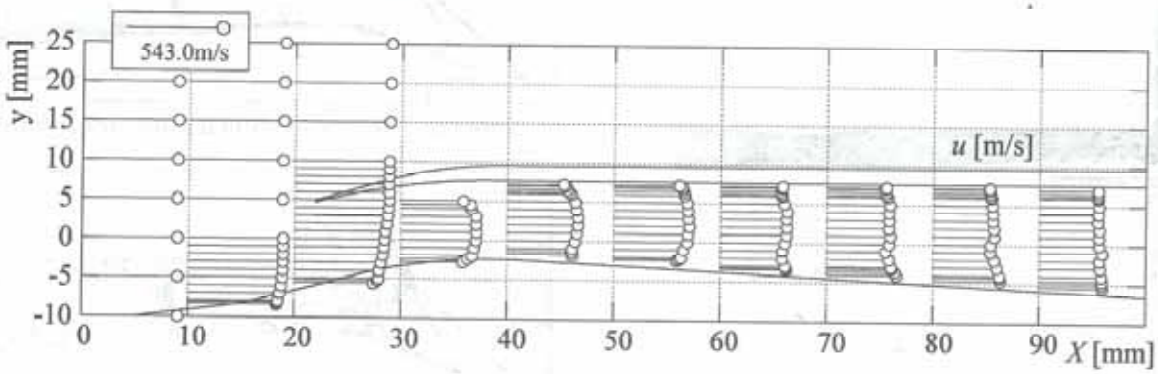

Fig. 12 Distribution of temporally-averaged streamwise velocity.

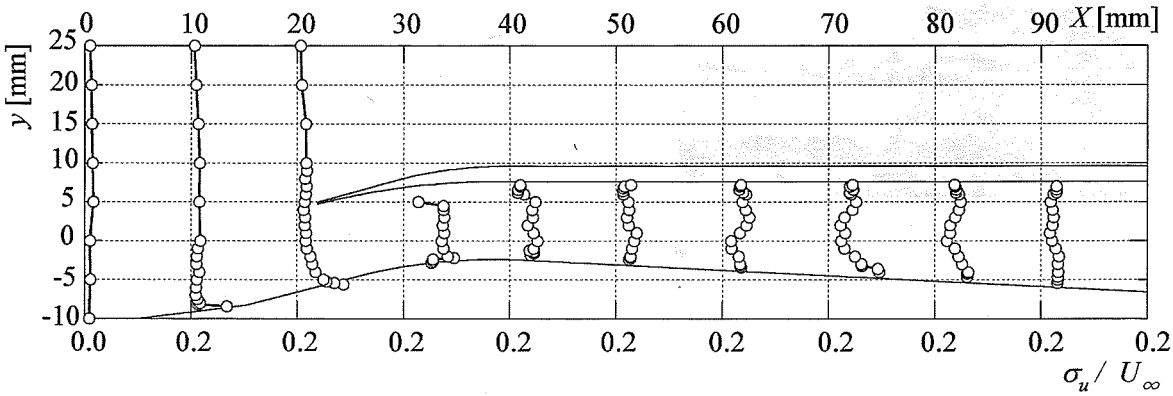

Fig. 13　Distribution of fluctuation intensity in streamwise velocity.

4.　数値流体力学解析

実験では測定機器の物理的大きさやチャンネル数によって測定点数が厳しく制限されるため、流れ構造の詳細な解析のためには、任意の物理量の任意位置における値を予測しうる数値流体力学(Computational Fluid Dynamics; CFD)解析を併用する必要がある。本研究で対象としている流れ場のように衝撃波・境界層干渉や剥離の卓越する流れ場は、数値流体力学解析の対象としては最も困難な部類に属する。そこで、本研究では、実験で取得された流れ構造を数値解析で再現できるかどうかを確かめ、数値解析手法の妥当性を評価することにする。

4.1 解析手法

支配方程式を二次元 Navier-Stokes 方程式とし、離散化手法としては、対流項に二次精度 AUSMDV 法[7]、拡散項に二次精度中心差分を適用する。乱流モデルは Grasso と Falconi による k-ε モデル[8]を使用する。計算格子の作成には重合格子法を用い、Fig. 14 に示すように４個の領域に分割して構造格子を配置する。総格子点数は約３万５千点である。後方境界条件は物理量を陽に与えずに出口スロート（領域IV）を設ける。

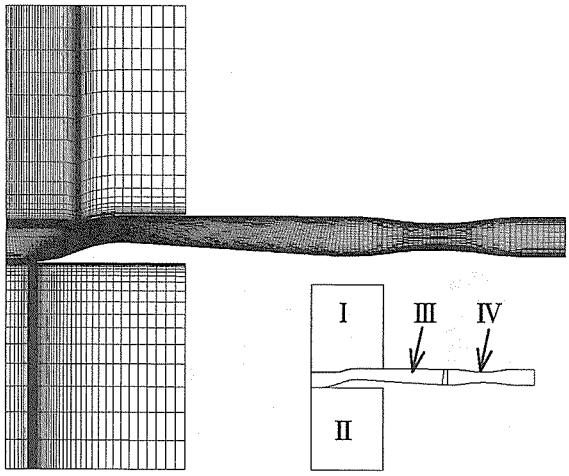

Fig. 14　Grids for CFD analysis.

4.1 解析結果

風洞実験模型の形状は工作精度の都合上、今回 CFD で用いた理想的なインテーク形状とは若干異なる。そのためランプ先端からの斜め衝撃波がちょうどカウル先端に当たるマッハ数は両者で異なり、CFD 解析では 2.0 となった。また、CFD 解析ではインテーク出入口の比 Ao/Ai を 1.0 より小さくすると垂直衝撃波がカウル前方へ飛び出した。そのためマッハ数 2.0、$Ao/Ai = 1.0$ の条件での計算結果について以下に述べる。

得られたマッハ数分布、および一様流静圧で無次元化した静圧分布を Figs. 15, 16 に示す。二重ランプから伸びる斜め衝撃波のほかカウル先端から下壁へ伸びる斜め衝撃波と $X = 60$ mm 付近に垂直衝撃波が形成される。また、垂直衝撃波直後の境界層の急激な発達の様子も捉えられている。同一条件の風洞実験で得られたシュリーレン写真（Fig. 17）と比較すると、衝撃波の位置だけでなく、境界層の発達の様子も概ね良く一致している。一般に剥離を含む流れ場の数値解析は極めて困難であることが知られているので、今回の CFD 解析はインテーク内流れの様相を定性的によく捉えており、離散化手法および乱流モデルの選定に成功したということができる。

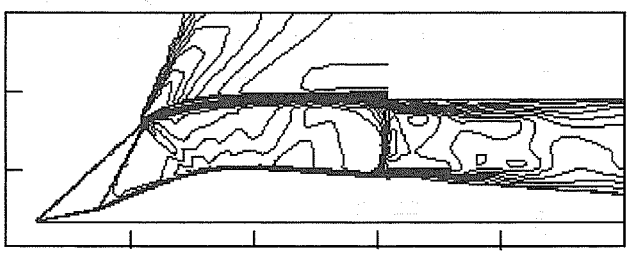

Fig. 15　Computed Mach number contours.

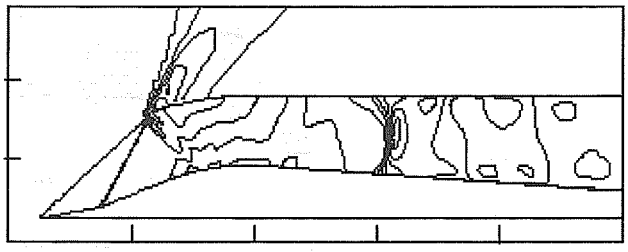

Fig. 16　Computed pressure contours.

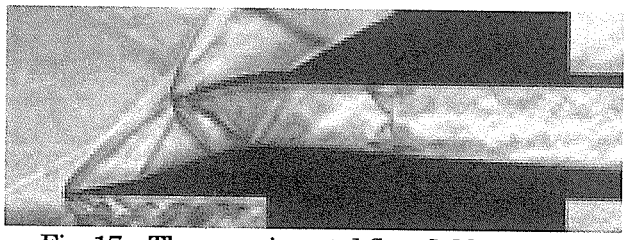

Fig. 17 The experimental flow field under the condition equivalent to that for CFD analysis.

5. 結 言

超音速インテーク流れの特性を解明することを目標にして、二重ランプ外部圧縮方式のマッハ2小型矩形インテークモデル内外の流れ場の構造を、カラーシュリーレン法、2次元レーザドップラ流速測定法、マノメータ静圧測定、および油膜法により調べた。燃焼器・膨張ノズル等の存在を模擬するためにインテーク後端に Flow Plug を設置した。インテーク内の断面積が変化する管路における衝撃波と境界層が干渉し合う超音速流れの様相が明瞭に捉えられた。また、Flow Plug の設置によってはじめて単調に減速・圧縮される流れが確認された。さらに、数値流体力学計算による流れ構造の解析を試み、解析手法の妥当性が概ね示された。

これらの結果は、主流マッハ数が変わり、それに対応してインテーク形状設計が変わっても、定性的には大きくは変わらないと考えられ、ラムジェット推進インテークの設計用基礎データとして有用である。

文 献

(1) Preprint CD-ROM, AIAA/NAL-NASDA-ISAS 10th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, April, 24-27, 2001, Kyoto, Japan.

(2) 科学技術庁,「将来型宇宙輸送システムに関する懇談会報告書」, 2000年6月.

(3) 東,「航空を科学する(上巻)」, 酣燈社(1994), p.156.

(4) http://atrex.isas.ac.jp/index-j.html

(5) Seddon, J. and Goldsmith, E. L., Intake Aerodynamics, Second Edition, AIAA Education Series(1999).

(6) 杉山, 溝端, 新井, 福田, 孫, 遠藤, 広島,「室蘭工業大学新設マッハ4超音速風洞の気流特性および衝撃波と乱流境界層の干渉現象に関する研究」, 室蘭工業大学紀要, 第51号(2001).

(7) Wada, Y and Liou, M. S., AIAA Paper 94-0083, 1994.

(8) Grasso, F. and Falconi, D., AIAA Journal, Vol.31, No.7(1993), pp.1199-1206.