

# 211 境界層抽気を伴う超音速インテークの流れ構造に関する研究

## A Study on the Internal Flow Structure in a Supersonic Intake with Boundary-Layer Extraction

○学 餅田 憲宏 (室蘭工大・院) 正 杉山 弘 (室蘭工大) 正 溝端 一秀 (室蘭工大)

正 辰巳 薫 (三菱電機) 学 葛尾 武志 (室蘭工大・院) 学 丸山 量平 (室蘭工大・院)

Norihiro MOCHIDA, Hiromu SUGIYAMA, Kazuhide MIZOBATA, Kaoru TATSUMI, Takeshi KUZUO, Ryohei MARUYAMA,  
Dept. of Mechanical Systems Eng., Muroran Institute of Technology, 27-1, Mizumoto, Muroran, Hokkaido, 050-8585 JAPAN

**Key Words:**Supersonic Intake, Intake Aerodynamics, Shock Wave/Boundary Layer Interaction, Flow Visualization, LDV Measurement

### 1. 緒言

次世代の完全再利用型宇宙往還機の推進システムとして、大気中の酸素を酸化剤として利用できる空気吸込み式ラムジェットエンジン (airbreathing ramjet engine) の利用が有望視されている。

超音速インテークは、高速度で流れている大気中の空気を取り入れて衝撃波により超音速流れから亜音速流れに減速させることで圧力を上昇させる役割を有している。そのため、ラムジェットエンジンの性能は、インテーク (空気取入口) の性能によって大きく支配される。広範囲の飛行条件において効率よくラム圧縮を行い、必要空気量を常時確保できるものでなければならない<sup>(1)</sup>。また、インテーク内部壁面に沿って発生する境界層を抽気することで、垂直衝撃波と境界層が干渉して生じる境界層剥離を抑制させ、安定したラム圧縮を行う必要がある。

本研究では、抽気機構を有する二重ランプ外部圧縮方式小型矩形インテークモデルと設計マッハ数 2.0 の間欠作動吸込み式超音速風洞を用い、カラーシュリーレン法および油膜法による流れ場の可視化、壁面静圧測定および流速測定を行い、境界層抽気を伴う超音速インテーク内部の流れ構造・特性を解明することを目的とする。

### 2. 実験装置および実験方法

Fig.1 に実験装置概要を示す。実験装置は、インテークモデルが取り付けられる設計マッハ数 2.0 のラバルノズルをもつ、作動時間約 10 秒の間欠吸込み式超音速風洞、光学系、圧力測定系、および流速測定系から構成される。

Fig.2 に測定部の概要を示す。座標系として、インテークランプ先端から 5 mm 上流、10.5 mm 上方の点を原点とし、主流方向 (図中右方向) を  $X$ 、垂直上向き方向を  $Y$  とする。測定部の測窓には、流れの可視化および流速測定のための縦 60 mm、横 100 mm の光学ガラス (図中破線部) をはめ込んだ窓と、静圧測定孔をもつ盲窓の二種類を用いる。

インテークモデルは二重ランプの外部圧縮方式であり、非粘性流れの仮定の下、設計マッハ数 1.9 における形状設計がされている。スロート入口 (第一スロート) 高さは  $A_1=10$  mm で固定されている。インテークモデル後端には、燃焼器等を模擬するための前後に移動可能な Flow Plug が取り付けられている<sup>(2)</sup>。これにより第二スロート高さ  $A_2$  を任意に変更できる。以下、スロート高さ比を  $A_2/A_1$  で示す。抽気量は Fig.2 に示す抽気孔出口の幅  $FP2$  によって設定される。 $FP2$  は 0~3.6 mm の間で任意に変えられる。以下、 $FP2=3.6$  mm を抽気状態、 $FP2=0$  mm を非抽気状態と定義する。

流れ場の可視化はカラーシュリーレン法によって行う。光源に閃光時間約 30 ns のナノスパークを、スリットに赤白青 3 色のカラーフィルタを用い、デジタルカメラで撮影する。壁面静圧測定は、Fig.2 に示すように  $Y=0$  mm の線上に 15 点設けられた静圧孔からひずみゲージ式圧力変換器に導いて行う。サンプリング周波数は 1 kHz、有効サンプリング数を 1500 点とする。流速測定は二次元レーザドップラ流速計 (LDV) を用いて行う。トレーサ粒子として水の微粒子 (推定粒径 0.8~1.3  $\mu\text{m}$ ) を用い、各測定点において 5000 回のサンプリングを行う。その他、壁面の流れ模様を可視化するために油膜法を用いた。

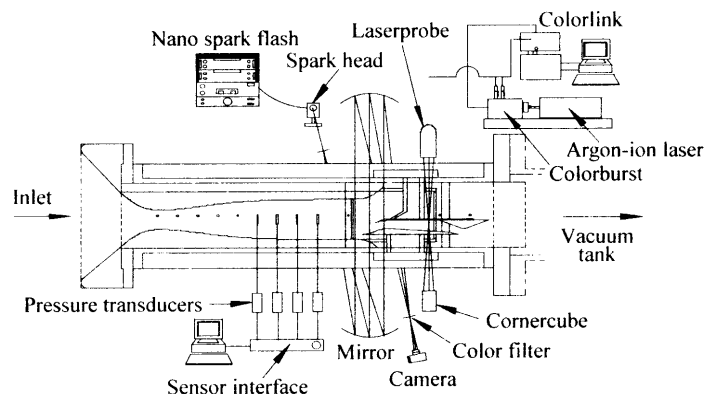


Fig.1 Outline of the experimental apparatus

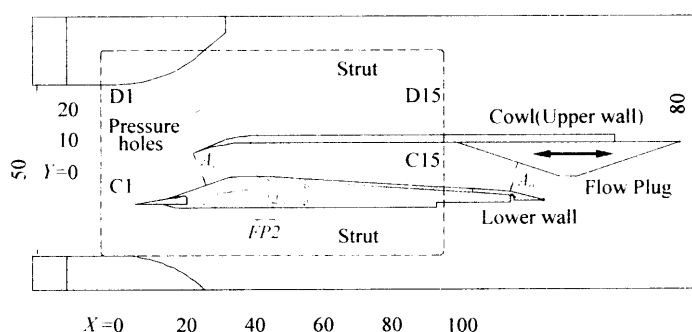


Fig.2 Schematic of the test section

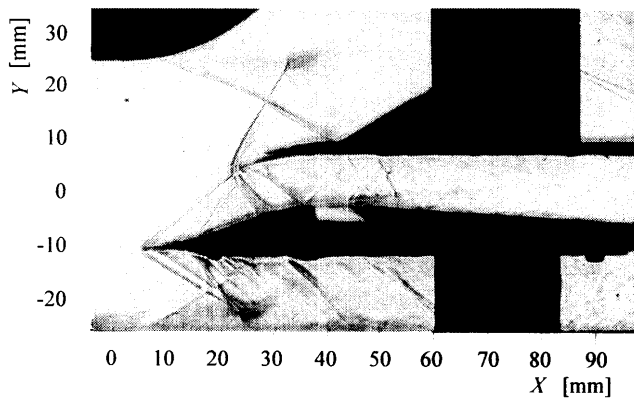
### 3. 実験結果および考察

#### 3.1 インテーク内部流れの可視化

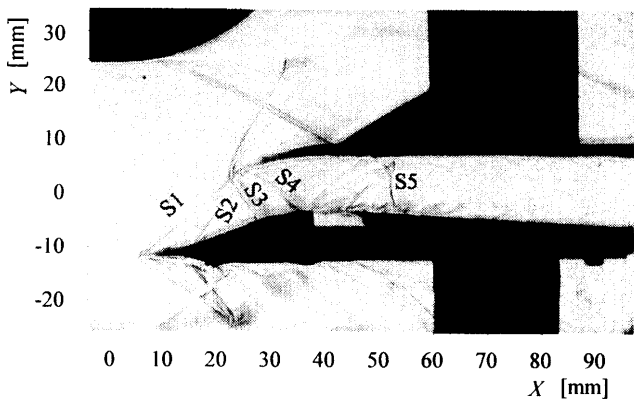
スロート高さ比  $A_2/A_1=0.99$  の場合のインテーク内部の流れ模様を示すカラーシュリーレン写真を Fig.3 (a) および (b) に示す。(a) は非抽気状態、(b) は抽気状態の場合である。主流の方向は左から右である。カラーフィルタは流れに水平に設置されており、主に流れと垂直方向の密度の一次勾配が観察できる。

Fig.3 (b) のカラーシュリーレン写真より、インテークド壁先端および偏角点より 2 つの斜め衝撃波  $S1$ ,  $S2$  が発生し、カウル先端に到達している。また、 $S1$ ,  $S2$  の後方にカウルリップから下壁に達する垂直衝撃波  $S3$  が確認できる。カウルリップ付近から下壁に達する  $S4$  は、カウル内壁面に生じた圧縮波が集積してきたものと考えられる。 $X=52$  mm 付近では分枝を伴う垂直衝撃波  $S5$  が確認できる。

Fig.3 (a) と (b) を比較すると、非抽気状態では  $X=45$  mm 付近で境界層が大きく発達しているのが確認できるのに対し、抽気状態では境界層の大きな発達は見られない。このことより、抽気することによって境界層の発達が抑制されていると考えられる。また、抽気することによって  $X=52$  mm 付近に垂直衝撃波  $S5$  が明瞭に発生している。この垂直衝撃波  $S5$  の位置は、スロート高さ比  $A_2/A_1$  が増加すると下流側に移動する。



(a) Without boundary-layer extraction ( $FP2=0$  mm)



(b) With boundary-layer extraction ( $FP2=3.6$  mm)

Fig.3 Effect of the boundary-layer extraction on the intake flow structure ( $A_0/A_1=0.99$ )

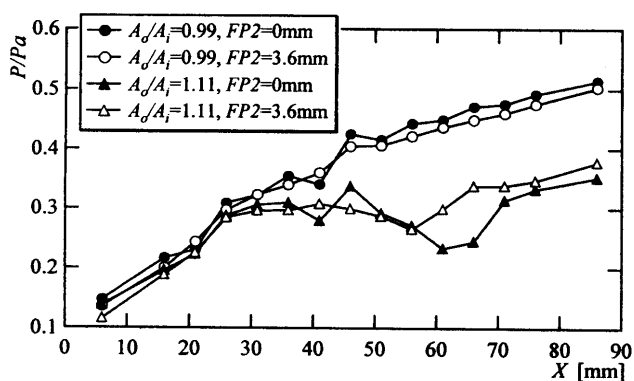


Fig.4 Temporally-averaged wall static pressure distribution in the intake flow

### 3.2 時間平均壁面静圧分布

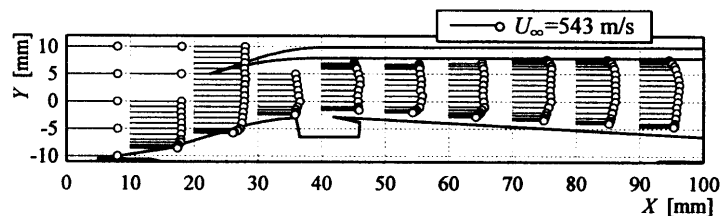
Fig.4 にスロート高さ比  $A_0/A_1=0.99$  および  $A_0/A_1=1.11$  における抽気状態と非抽気状態のインテーク内部の時間平均壁面静圧分布を示す。横軸は主流方向の距離  $X$ 、縦軸は時間平均壁面静圧  $P$  を大気圧  $Pa$  で除した無次元静圧  $P/Pa$  である。

$A_0/A_1=1.11$  の場合に比べ、 $A_0/A_1=0.99$  の場合は流路後半の圧力は大きく、また  $A_0/A_1=0.99$  の場合には  $X=50$  mm 付近から、 $A_0/A_1=1.11$  の場合には  $X=70$  mm 付近から圧力は単調増加している。これはカラーシュリーレン写真から確認できる垂直衝撃波の位置とほぼ一致していることから、垂直衝撃波をより前方で発生させることによって、高い圧力回復が得られると考えられる。しかし、垂直衝撃波の位置はスロート高さ比、すなわち背圧に左右されるため、それぞれの背圧の条件に適した抽気をすることで、流量を確保しつつ、安定した作動を実現させなければならない。

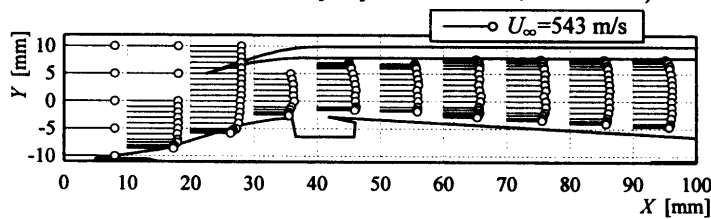
### 3.3 時間平均流速分布

Fig.5 (a) および (b) にスロート高さ比  $A_0/A_1=0.99$  の場合の主流方向の時間平均流速分布を示す。(a) は非抽気状態、(b) は抽気状態の場合である。一様流の流速は  $U_\infty=543$  m/s、マッハ数は  $M_\infty=2.24$  である。

非抽気状態と抽気状態の速度分布を比較すると、上流の  $X=0$  mm から抽気室手前の  $X=30$  mm までの各断面における速度分布は抽気・非抽気状態ではほぼ同じ速度分布であり、下壁近傍で減速している。抽気室後方の  $X=50$  mm から  $70$  mm における速度分布を比較すると、非抽気状態では上壁に比べ下壁は大きく減速しているが、抽気状態では下壁側の流速の低下が小さいことがわかる。よって流速分布およびカラーシュリーレン写真からも、下壁の境界層は抽気状態では薄くなっていると考えられる。さらに油膜法より、下壁近傍の逆流領域は、非抽気状態では  $X=42\sim 75$  mm 付近であるのに対し、抽気状態では  $X=42\sim 60$  mm 付近と、狭くなっているのが確認された。以上のことから抽気することで境界層内の低速の流れが吸い出されていると考えられる。しかし、Fig.4 より、インテーク後半部での抽気と非抽気との壁面静圧の顕著な差は見られない。このことより今後の課題としては、抽気効果が適切に発揮され、高い圧力回復が得られるような抽気手法の改善を行うことが必要であるとされる。



(a) Without boundary-layer extraction ( $FP2=0$  mm)



(b) With boundary-layer extraction ( $FP2=3.6$  mm)

Fig.5 Effect of the boundary-layer extraction on the streamwise velocity distribution in the intake flow ( $A_0/A_1=0.99$ )

### 4. 結言

境界層抽気を伴う超音速インテーク内部の流れ構造の特性を解明することを目的として、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部の流れ場の構造を、カラーシュリーレン法、油膜法、壁面静圧測定およびLDVによる流速測定を行い、その結果以下の結論を得た。

可視化結果およびLDVによる流速測定結果より、抽気することによって抽気室下流側で境界層の剥離が抑制されることが確認された。また、速度分布はカラーシュリーレン写真から得られる流れ模様とよく対応していることがわかった。しかし、壁面静圧分布には、圧力回復については抽気の効果をはっきりと現れなかった。

このことより、今後の課題として、インテークの性能向上のため、より高い圧力回復が得られるように垂直衝撃波を第一スロート付近に発生させると共に、境界層が発達する前の早期の段階で抽気し、各スロート高さ比において抽気効果が適切に発揮されるような抽気手法の改善を試みる。

### 参考文献

- (1) Seddon, J. and Goldsmith, E.L., Intake Aerodynamics, Second Edition, AIAA Education Series (1999), pp.5-15.
- (2) 久保田・桑原, ラムジェット工学, 日刊工業新聞社, (1996), pp.97-121.