

# 214 超音速インテークの内部流動に関する研究

## A Study on the Supersonic Internal Flows of a Supersonic Intake

○ 学 浅利 元紀 (室蘭工大・院) 正 杉山 弘 (室蘭工大)  
 正 溝端 一秀 (室蘭工大) 正 渕 亮二郎 (室蘭工大)  
 学 井上 貴仁 (室蘭工大・院)

Motoki ASARI, Muroran Institute of Technology, 27-1, Mizumoto, Muroran, 050-8585  
 Hiromu SUGIYAMA, Muroran Institute of Technology  
 Kazuhide MIZOBATA, Muroran Institute of Technology  
 Ryojiro MINATO, Muroran Institute of Technology  
 Takahito INOUE, Muroran Institute of Technology

**Key Words :** Supersonic Intake, Intake Aerodynamics, Shock Wave/Boundary Layer Interaction, Color Schlieren Photography, Flow Visualization

### 1. 緒言

次世代の完全再使用型宇宙往還機の推進システムとしては、大気中の酸素を酸化剤として利用できる空気吸い込み式であるラムジェットエンジン(Air-Breathing Ramjet Engine)が有望視されている。

ラムジェットエンジンは、空気取入れ口(超音速インテーク), 燃焼器, ノズルから構成され, 圧縮機とタービンを必要としない。超音速インテークは、超音速で流れる空気を内部に取り込み、衝撃波によって亜音速まで減速し圧力を増加させるという機能を有しており、ラムジェットエンジンの性能は、インテークの性能に大きく左右される<sup>(1)</sup>。

超音速インテークの空力特性を理解することは、超音速インテークの設計に対し、重要である。本研究では、研究の第一段階として、一定マッハ数の一様流中に置かれた超音速インテークの空力特性、特に超音速インテークの内部流動に及ぼすインテーク内のキャビティ有無と形状の影響、および抽気の影響について、実験的に明らかにすることを目的とする。具体的には、マッハ数 2 の吸込み式超音速風洞と、キャビティ抽気機構を伴う二重ランプ混合圧縮方式の超音速二次元インテークを用い、インテーク入口および内部流れに及ぼすキャビティ有無と形状、および抽気の有無の影響をカラーシュリーレン法による流れの可視化と、インテーク壁面の静圧分布測定、インテーク内部の全圧測定を行い、調べた。

### 2. 実験装置および実験方法

#### 2.1 実験装置

Fig.1 に実験装置概要を示す。本実験装置は、インテークモデルが設置される超音速風洞、光学系及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 のラバルノズルを持つ間欠吸い込み式で作動時間はおよそ 10 秒である。

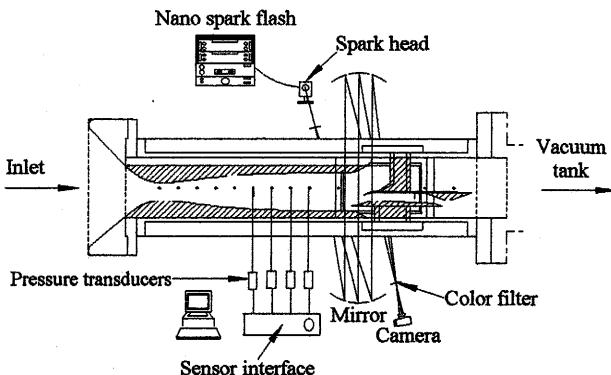


Fig. 1 Outline of the experimental apparatus

Fig.2 に測定部の詳細形状を示す。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て、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。流れの可視化のため、縦 60mm、横 100mm の光学ガラスを測定部の側壁としてはめ込んだ窓と、圧力測定用の静圧孔を持つ盲窓の 2 種類を用意し、用途に応じて取り換えて使用する。インテークモデルは二重ランプによる混合圧縮方式を採用し、非粘性流れの仮定の下、設計マッハ数 1.9 で形状設計されている。

第 1 スロート高さ  $A_1$  は  $A=10\text{mm}$  で一定である。インテークモデル後端には燃焼器内の圧力上昇等を模擬するため、前後に移動することで背圧調節を行える Flow Plug を取り付けている。Fig.2 に示す、第 2 スロート高さ  $A_2$  は任意に変更することが可能である。

#### 2.2 実験方法

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 30nsec のナノスパークを、カラーフィルターとして赤白青 3 色のカラースリットを用い、デジタルカメラで撮影を行う。インテーク内部の静圧測定は、Fig.2 に示すように、 $Y=0\text{mm}$  の線上に 15 点設けられた側壁静圧孔(C1~C15)から、4 台の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 1kHz、サンプリング数は 1500 点とする。インテーク外部(下方)の静圧測定は  $Y=15\text{mm}$  の線上の側壁静圧孔(D1~D5)を用いる。また、内部流れの構造と特性を調べるためにピトーパイプによる全圧測定を行う。

#### 2.3 境界層抽気機構と抽気を支配する寸法パラメータ

本研究で使用したインテークモデルの詳細を Fig.3 に示す。このインテークモデルは、インテーク内部壁面に沿う境界層の発達、剥離

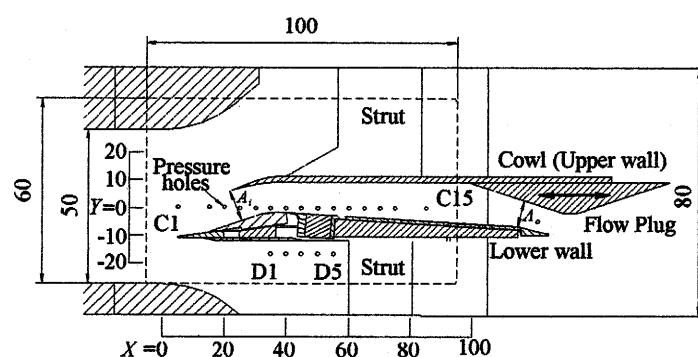


Fig. 2 Schematic diagram of the test section

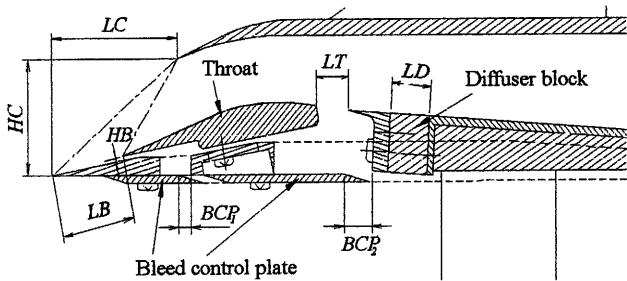


Fig.3 Detail of the intake model with bleed

Table 1 Experimental condition

Cases	Cavity	LT	Bleed	BCP <sub>2</sub>
Case1	Without Cavity	0mm	Without Bleed	0mm
Case2	With Cavity	9.3mm	Without Bleed	0mm
Case3	With Cavity	2.7mm	Without Bleed	0mm
Case4	With Cavity	2.7mm	With Bleed	4.1mm

離を抑制するために、第1ランプと第2ランプの間(偏角点)からの抽気、いわゆるランプ抽気と、スロート後方のキャビティ部からの抽気であるキャビティ抽気が行える境界層抽気機構を備えている。

本インテークの抽気機構を支配する各部の寸法パラメータを定義する。まず、インテークが適切に作動するためのパラメータに関して、寸法  $HC$ ,  $LC$ ,  $LB$  の値はインテークの形状設計において決定された値を用いている。これらは、インテークをクリティカル作動させるのに必要な寸法である。 $LD$  は Diffuser Block の長さを示し、本実験では  $LD=7.5\text{mm}$  に固定し実験を行った。本研究ではキャビティ抽気のみを行った結果について述べる。キャビティ抽気に関わるパラメータは寸法  $LT$ ,  $BCP_2$  である。 $LT$  はスロート部を交換、 $BCP_2$  は Bleed control plate を移動することによって変えられる。実験条件を次のように定める。 $LT=0\text{mm}$  の場合をキャビティなし、 $LT=2.7, 9.3\text{mm}$  の場合をキャビティありとする。また、 $BCP_2=0\text{mm}$  の場合を抽気を行っていない状態(抽気なし)、 $BCP_2=4.1\text{mm}$  の場合を抽気を行っている状態(抽気あり)とする。本実験において行った4ケースの実験条件を Table 1 に示す。

### 3. 実験結果および考察

#### 3.1 インテーク内部流れ構造に及ぼすキャビティ有無の影響

インテーク内部流れ構造に及ぼす、キャビティ有無と形状の影響を調べるために Fig.4(a), (b), (c) を調べる。(a), (b), (c) は Case1, Case2, Case3 の場合である。Case1 を調べると  $X=55\text{mm}$  付近の位置に先頭の垂直衝撃波と  $X=60\text{mm}$  付近に後続の垂直衝撃波が確認できる。また、先頭衝撃波と壁面付近の境界層が干渉し低速流領域が拡大し始めているのがわかる。Case2 を調べるとキャビティ後端部付近で 2 つの斜め衝撃波が確認できる。また、ランプ上で発達してきた境界層がキャビティ部で波上に変形していること、キャビティ後端部付近で境界層は大きく剥離し、インテーク壁面に沿って低速流領域は大きく広がっていることが確認できる。また、Case1 と同様に 2 つの垂直衝撃波が確認できる。Case3 を調べると、キャビティ後端部付近で複数の斜め衝撃波が観察される。これは衝撃波が非定常に振動していることが原因であると考えられる。またキャビティ幅を狭めたこの条件においては、境界層は Case2 の場合と比べ、キャビティ付近において非定常で複雑な流れではないことが確認できる。流路後方では Case1, Case2 と同様 2 つの垂直衝撃波が確認できる。

以上の結果より、Case2, Case3 は Case1 の場合より流れは複雑に変化することが観察できる。このことよりインテーク内にキャビティがある場合、ない場合ではキャビティがない場合に流れは安定することがわかる。なお、Fig.5 の静圧分布を調べると、キャビティのない Case1 の場合の静圧上昇が良いことがわかる。

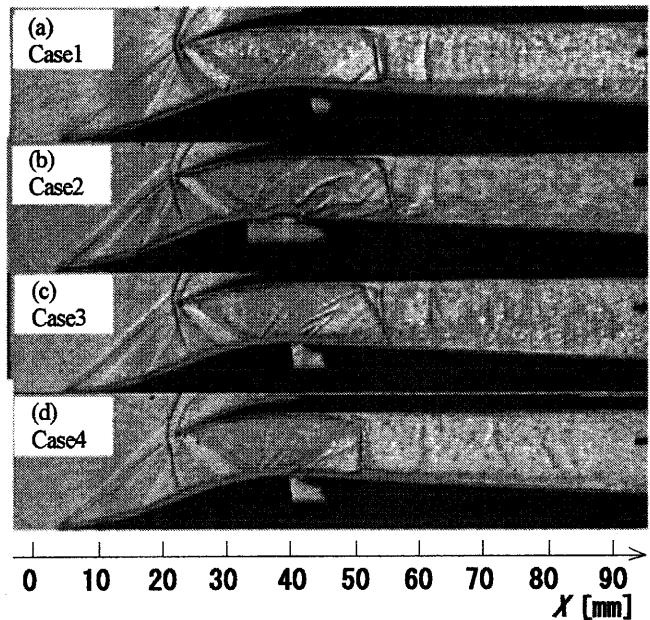


Fig.4 Flow structures of the supersonic intake

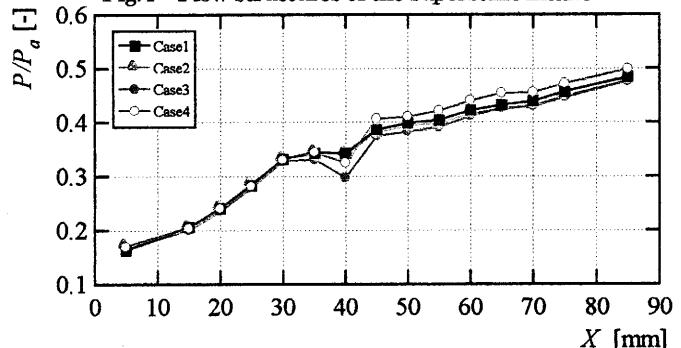


Fig.5 Temporally-averaged static pressure distribution in the intake flow with and without cavity bleed

#### 3.2 インテーク内部流れ構造に及ぼす境界層抽気の影響

インテーク内部流れ構造に及ぼす境界層抽気の影響を調べるために、Case3 の場合と Case1 の場合を比較検討する。Case3 の場合には、 $X=55\text{mm}$  付近で生じている先頭の垂直衝撃波と  $X=60\text{mm}$  付近で生じている後続の垂直衝撃波と壁面境界層は複雑に干渉し、流路後方まで境界層は剥離しているのが確認できる。Case4 は抽気を行った場合である。Case4 の場合、流路後方で生じている垂直衝撃波は 1 つとなることが確認できる。また、Case3 で流路後方まで発達、剥離していた境界層の発達は抑制されていることが観察できる。これより、境界層を適切に抽気することで境界層の発達、剥離を抑制し、インテーク流路後方での有効流路断面積の減少を抑制でき亞音速ディフューザーとしての性能が向上するものと考えられる。Fig.5 の静圧分布よりこのことが確認できる。

### 4. 結 言

マッハ 2 の一様流中に置かれた 2 次元超音速インテークの内部流れ模様と静圧上昇に及ぼすキャビティ抽気の影響を、流れの可視化と静圧分布測定により調べた。

その結果、キャビティ抽気を行うことにより、インテーク内部での流れは安定すること、インテーク下壁に沿う境界層の剥離、境界層(低速流領域)の発達が抑えられること、そしてより大きな静圧上昇が得られること等がわかった。

### 文 献

- (1) 久保田・桑原、ラムジェット工学、日刊工業新聞社、(1996.12), pp.97-121