

## 超音速インテークの内部流動に関する研究 (流れ構造に及ぼす境界層抽気の影響)

### Experimental Study on the Internal Flow of a Supersonic Intake (Effect of Cavity Bleed on the Internal Flow Structure)

○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 湊 亮二郎 (室蘭工大)  
 学 丸山 量平 (室蘭工大・院) 学 浅利 元紀 (室蘭工大・院)

Norihiro MOCHIDA, 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  
 Ryohei MARUYAMA, Muroran Institute of Technology  
 Motoki ASARI, Muroran Institute of Technology

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

#### 1. まえがき

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ラムジェットエンジンの利用が有望視されている。そのインテーク(空気取り入れ口)には、超音速で流れる空気を内部に取りこみ衝撃波によって亜音速に減速・圧縮し圧力を上昇させる、という機能があり、広い飛行条件において効率よく衝撃波圧縮を行うようなインテークを設計する必要がある<sup>(1)</sup>。インテーク内の流れにおいて衝撃波と壁面境界層が干渉すると境界層は剥離し、圧力回復を妨げる原因となる。

そこで本研究では、境界層抽気を伴う超音速インテークの内部流れ場の構造・特性を捉え、抽気機構による境界層剥離の抑制効果を解明することを目的とする。そのための実験として、抽気機構を持つ二重ランプ外部圧縮方式小型矩形インテークモデルとマッハ数約2の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、ひずみゲージ式圧力変換器による壁面の圧力測定を行う。

#### 2. 実験装置および実験方法

間欠作動の吸込み式マッハ2超音速風洞の測定部に抽気機構をもつ二重ランプ外部圧縮方式小型矩形インテークモデルを取り付け、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、圧力測定を行った。測定部の詳細形状をFig. 1に示す。インテーク入口高さは $A_i=10\text{ mm}$ である。インテークモデル後端にはFlow Plugが取り付けられており、第2スロート高さ $A_o$ を任意に変更できる。また、抽気条件は抽気室下部のスリット幅 $FP2$ によって変化させる。 $FP2=0\text{ mm}$ の状態を非抽気状態、 $FP2=4.7\text{ mm}$ 及び $2.2\text{ mm}$ の状態をそれぞれ抽気状態と定義する。

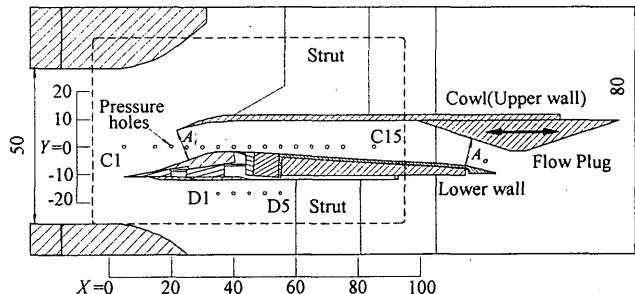


Fig.1 Schematic of the test section.

Flow Plug の位置、すなわち無次元第2スロート高さ  $A_o/A_i$  を変化させて、インテーク内の流れ構造を調べた。その結果、第2スロート高さ  $A_o/A_i$  によってインテーク内に生じる衝撃波の発生位置が大きく異なり、それに伴って圧力の上昇傾向が変化することがわかった。

Fig.2は第2スロート高さ  $A_o/A_i=0.99$  で抽気状態の場合におけるカラーシュリーレン写真である。非抽気状態では  $X=45\text{ mm}$  付近で衝撃波と境界層が干渉して流れが大きく剥離しているのに対し、抽気状態ではそのような境界層の剥離はほとんど見られない。また、 $X=50\text{ mm}$  付近で垂直衝撃波が発生しているのがわかる。

#### 3. まとめ

境界層抽気を伴う超音速インテークの流れ構造と特性を解明することを目的として、抽気機構を持つ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、実験的に調べ、次の結果を得た。

(1)ラムジェットエンジンにおける燃焼器内の圧力上昇状態を模擬するFlow Plugの第2スロート高さ  $A_o/A_i$  によって、超音速インテークの作動状態は大きく変化することがわかった。

(2)カラーシュリーレン写真から、抽気によって境界層の剥離が抑制されることが確認された。またキャビティ入口幅を小さくすることで、キャビティ部での圧力損失を抑えることができることがわかった。

#### 参考文献

- (1)J. Seddon, and E.L. Goldsmith, Intake Aerodynamics, Second Edition, AIAA Education Series,(1999),pp5-15.

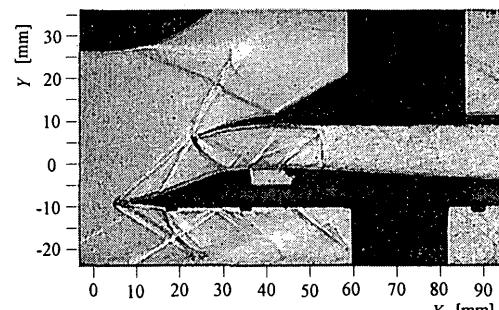


Fig.2 Effect of cavity bleed on the intake flow structure.  
(A color scheliren photograph;  $A_o/A_i=0.99, FP2=4.7\text{ mm}$ )