

二次元超音速インテークの流れ特性と制御に関する研究

A Study on the Characteristics and Control of a Two-Dimensional Supersonic Intake Flow

○ 学 東田 憲幸 (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 浅利 元紀 (室蘭工大・院)

Noriyuki HIGASHIDA, 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
Motoki ASARI, Muroran Institute of Technology

Key Words : Supersonic Intake, Intake Aerodynamics, Shock Wave, Boundary Layer, Cavity Bleed, Flow Visualization, Total Pressure Distribution

1. はじめに

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する空気吸込み式エンジン(Air-Breathing Engine)が有望視されている。このエンジンにおいて重要な構成要素の一つは、超音速インテークである。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、衝撃波を利用し亜音速まで、取り込んだ空気を減速圧縮させるものである⁽¹⁾。ところで、インテーク内部の流れは、インテーク内部壁面に沿って発達する境界層の影響を大きく受け、流れが超音速の場合には境界層と衝撃波が複雑に干渉し、全圧回復率を低下させる原因となるため、その構造や特性を解明することが工学上重要である。

本研究では、超音速インテークの流れ特性に及ぼすキャビティ抽気の影響を、カラーシュリーレン法と油膜法による可視化および全圧分布測定を行い、調べた。

2. 実験概要

使用した風洞は、マッハ数 1.8 の間欠吸い込み式風洞である。流れの可視化のほか、全圧測定装置によって Fig.1 に示す $X=75\text{mm}$ の位置における流路横断面内で時間平均全圧分布測定を行った。

3. まとめ

Fig.1 にインテーク内部でキャビティ抽気(キャビティあり, 抽気あり)を行った場合の流れのカラーシュリーレン写真を示す。Fig.1 より、キャビティ後方で、下壁上の境界層の厚さの増加が抑えられていることがわかる。これは抽気によって、第一ランプから発達した境界層を吸い出すことで、境界層の発達を抑制できたためである。

キャビティあり, 抽気なしの場合において、垂直衝撃波は観察されなかったが、キャビティあり, 抽気ありの場合においては、垂直衝撃波が観察された。このことから、抽気を行うことで、衝撃波の発生位置を制御できる可能性が

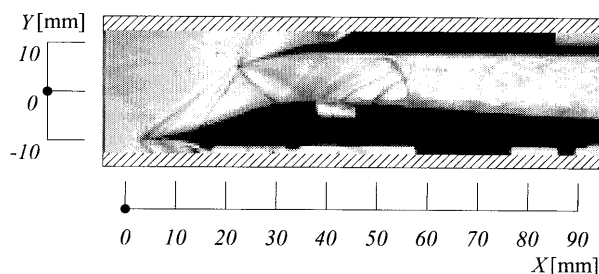


Fig.1 Visualization of the intake internal flow with cavity bleed

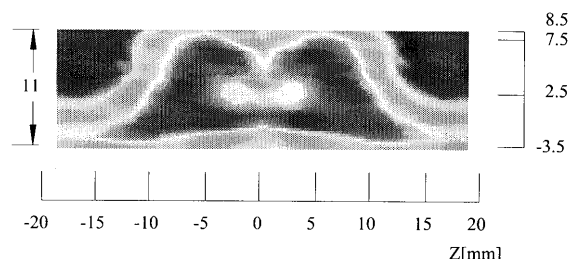


Fig.2 Total pressure distribution

示唆される。 $X=75\text{mm}$ の位置における流路横断面内で測定した時間平均全圧分布を Fig.2 に示す。 Fig.2 より、ランプ中央断面付近での全圧は抽気を行わない場合と比較すると、全圧は増加しているのがわかった。また、ランプと側壁のなすコーナーにおいて抽気を行わない場合と比較して、全圧が増加している領域が拡大していることがわかった。

参考文献

- (1) Seddon, J. and Goldsmith, E.L., Intake Aerodynamics, Second Edition, AIAA Education Series, (1999), pp.5-15.