217 超音速流れ場におけるキャビティ内の 振動現象に関する研究

佐賀大 松尾繁, ヴォイツィウス ミヒャエル, 中野智弘[○],
瀬戸口俊明, 金子賢二

Study on Pressure Oscillation in a Supersonic Cavity Flow

Shigeru MATSUO*, Michael ZEUTZIUS*, Toshihiro NAKANO*,
Toshiaki SETOBUCHI* and Kenji KANEKO*

In recent year, research and development activities for next generation supersonic transport are being carried out actively by the world aeronautical community. In a supersonic intake, a cavity plays an important role in the control of shock waves. The study of the supersonic internal flow with the cavity is important not only for research on industrial applications but also for basic research in gasdynamics. In the present study, the supersonic internal flow with cavities was investigated experimentally by a schlieren optical method and pressure measurements in the case of the flow Mach number 1.9 at the cavity entrance. The effects of configurations of cavity leading edge and porous wall on the flow-induced pressure oscillation were clarified qualitatively.

1. はじめに

エアーブリージングエンジンの構成要素であるインテークにおいて、広範囲な飛行マッハ数に対応できるようにランプは通常可変になっており、その上壁には衝撃波の安定な位置保持のためにキャビティ状の抽気室を有している⁽¹⁾。このようなキャビティ近傍では、衝撃波と境界層の干渉により流れの振動が生じ、インテーク性能に影響を及ぼすことがわかっている⁽²⁾。しかし、キャビティ内やキャビティ近傍流れの振動についての研究は比較的少ない^{(3)~(5)}。

本研究は、超音速流中に取り付けたキャビティ内の流れの振動現象を解明することを目的とする。本論文では、特にキャビティ入口マッハ数を約 1.9 の一定とし、せん断層の成長開始点近傍のキャビティ形状が流れに及ぼす影響を調べるため、キャビティ前縁部に切り欠きがある場合の効果を実験的に調べた。また、キャビティに多孔板を設置した場合の実験を行い、キャビティ内部流れの振動の抑制効果を調べた。

2. 実験装置と方法

本研究で使用した超音速風洞、は文献(6)と同じである。測定部は高さが60mm、幅が38mmのく形断面で、上壁に特性曲線法により設計したラバルハーフノズル(スロート高さ:10mm、設計マッハ数:2.0)を装着した。

図1は、測定部と多孔板の詳細を示す。ラバルノズル出口高さ h_1 とキャビティの入り口高さは、それぞれ17mmと20mmの一定であり、キャビティ長さ L とキャビティ後縁の高さ H_2

* Faculty of Science and Engineering, Saga University, 1, Honjo, Saga-shi, Saga, 840, Japan.

力差による多孔板からの前縁近傍への流れの吹き込みが、せん断層を主流側へ向けるためであると考えられる。

3.2 切り欠きが振動に及ぼす影響

図3は、図1(a)のセンサー S2 で測定した圧力の時間変動を示している。横軸は風洞の持続時間内の任意の範囲を、縦軸は絶対圧力 p を示している。図3(b), (c)の切り欠きがない場合とある場合では、振動の振幅に顕著な変化は観察されないが、図3(a), (d)の場合には、振動の振幅が小さくなっているのがわかる。これは図2 からわかるように、切り欠きがある場合、せん断層の傾き角 θ は小さくなり、せん断層がより主流側へ向くことで、キャビティ内部への影響が少なくなるためと考えられる。なお、切り欠き深さ h の影響であるが、 $h=0.5\text{mm}$, 1.0mm についても図3と同様な効果が得られたが、 $h=2\text{mm}$ では振幅が大きくなり、良好な効果は得られなかった。以上の結果より、本実験範囲内では $h=1.5\text{mm}$ の場合がもっとも最適であった。シュリーレン写真観察によれば、 $h=1.5\text{mm}$ の場合には切り欠き部前縁からのせん断層が、キャビティ前縁部頂点とほぼ一致する状態となっており、この状態が最適な切り欠き深さを与えるものと思われる。

図3の実験条件の場合について、センサーS2より測定した圧力変動のパワースペクトル分布を図4に示す。図の横軸は周波数 f 、縦軸はパワースペクトル S である。図より、特に図5(a)と(d)の切り欠きがある場合には、ない場合に比べ全体の周波数域でパワースペ

Fig.3 Pressure time histories

Fig.4 Power spectrum density distributions

$H_3 \times h$ (mm) $H_3 \times h$ (mm)
 (a) upper 20x0.0 lower 10x0.0
 (b) upper 20x1.5 lower 10x1.5

Fig.5 Pressure time histories
 ($L \times H_2 = 20 \times 20$ mm)

Fig.6 Power spectrum
 density distributions
 ($L \times H_2 = 20 \times 20$ mm)

クトルが低下していることがわかり、図3と同様な傾向となる。

3.3 多孔板が振動に及ぼす影響

図5(a), (b)は、 $L=20$ mm, $H_2=20$ mm の場合で、圧力変動に及ぼす多孔板の高さ H_3 の影響を示す。図5(a), (b)より、多孔板がない場合(図3(a))と比べ圧力変動は小さいかほぼ等しくなり、圧力の平均値は大きくなっていることがわかる。よって、多孔板は遮蔽板の役目を果たしていると考えられ、キャビティ底面と多孔板で囲まれた領域は比較的安定な流れになっていることが考えられる。

図6は、図5に対するパワースペクトル分布を示しており、多孔板がない場合(図4(a))と比べ全周波数域でほぼ減少しているが、特に切り欠きがある場合には、高周波域でスペクトルが大きくなっていることがわかる。よって、キャビティ内に多孔板を適用した場合その効果が顕著に現れ、本振動現象についても多孔板の有意性がわかる。

4. まとめ

超音速内部流中に取り付けたキャビティ内の流れの振動現象について、特にその制御法に関する実験を行った。その結果、キャビティ前縁部に切り欠きを設けた場合とキャビティ内に多孔板を設置した場合では、振動の制御に効果があることを明らかにした。

参考文献

- (1) Seddon, J. and Goldsmith, E. L., Intake Aerodynamics, (1985), AIAA education series.
- (2) 村上・ほか6名、第28回飛行機シンポジウム、(1990)、480.
- (3) 田村・ほか4名、第25回流体力学講演会講演集、(1993)、49.
- (4) 松尾・ほか4名、機論、930-63、(1983)、268.
- (5) 坂本・ほか3名、機論、940-53、(1994)、157.
- (6) 中野・ほか4名、可視化情報、14-Suppl.-2 (1994)、15.