

超音速キャビティ振動の実験的研究

An Experimental Study of Supersonic Cavity Flow Oscillations

浅井 智広 (阪府大工) ○西岡 通男 (阪府大工)

Tomohiro ASAI and Michio NISHIOKA

Dept. of Aerospace Eng., Osaka Prefecture University, Osaka 599-8351, Japan

We have been working on the problem of supersonic cavity flows, which are characterized by violent self-sustaining flow oscillations generating strong vortical motions, with a hope that such vortical motions can be used as a powerful means for supersonic mixing/combustion enhancement, a key technology for developing scramjet engines. The present paper describes an experimental study conducted to examine the validity of a new formula for the oscillation frequency proposed by the present authors to describe the resonance condition for the self-sustaining cavity oscillation.

1. まえがき

本論文は平面壁につくられた矩形断面(流れ方向の長さ L と深さ D) の2次元キャビティを扱う。キャビティ流の特徴は流速や圧力が周期的に変動する自励振動が起きることである。高速流では強い音波が放射され¹⁾、大きな抗力が生じる^{2,3)}。航空機の脚格納部のキャビティ振動による空力騒音は優に 150dB を超す⁴⁾。従来の研究は文献 5-9) の解説にあるように、このような振動・騒音の抑制が主題であった。最近では能動制御による抑制法の研究が活発である^{9,10)}。

筆者らは、キャビティ振動による強い変動渦度場をスクラムジェットエンジンの超音速混合・燃焼促進技術への応用することを考えている。圧縮性の影響で自然のままでは渦運動が抑制される超音速域においてキャビティ振動を用いた制御によって強い乱流渦をつくることができると、熱・物質・運動量の輸送・混合の促進技術に直結する。当然、激しい振動流を実現したい。そのためにはメカニズムを把握する必要がある。しかし、超音速キャビティ振動の機構はまだよく理解されていない。それゆえ、筆者らには、振動機構の解明が重要な課題となった。

2. 超音速キャビティ振動の機構に関する筆者らの研究

筆者らは主流マッハ数 $M_\infty=1.8$ のキャビティ流 ($L/D=1$ 、境界層はキャビティ前縁で厚さ $\delta=0.0842D$ で、層流) について、圧縮性 NS 方程式に基づく数値計算を行い¹¹⁾、自励振動のフィードバックループを構成する一連の現象を明らかにした¹²⁾。超音速キャビティ振動のサイクルは次の通りである。キャビティ前縁から剥離剪断層の不安定波が下流に成長して、キャビティ後縁を過ぎるときに圧縮波が発生する。その圧縮波はキャビティ内を上流に伝播し、前縁に達して渦度攪乱をつくる。その攪乱が種となって新しい不安定波が生まれ、下流に成長し、次のサイクルが始まる。この自励振動のフィードバック機構として重要な音波・圧縮波の発生過程とキャビティ内伝播のプロセスについては従来から未解明であったが、その詳細が明らかにされた。

特に、剪断層の“波打ちの山”がキャビティ後縁の真上に達した瞬間に圧縮波が発生する様子が捉えられた。これは剪断層の“波打ちの谷”が後縁でキャビティ内に入り込むとき音波が発生するという従来の定説を覆す結果であった。また、キャビティ底面や上流側壁面で反射して前縁に達する圧縮波がフィードバック機構として重要であることが示された。

さらに、2次元矩形キャビティ流の主要パラメータである L/D が振動周波数に及ぼす影響に焦点を合わせ、圧縮波がキャビティ前縁部で渦度攪乱をつくる受容過程について考察し、フィードバック機構を具体的に表現する形の振動周波数予測式を提案した¹³⁾。すなわち、主流速度 U_∞ とキャビティ長さ L でモード n ($=1, 2, 3, \dots$) の振動周波数 f_n を無次元化したストローハル数 St_n に対し、次式を得た。

$$St_n = f_n L / U_\infty = n / \{ \beta M_\infty [1 + (\gamma - 1) M_\infty^2 / 2]^{1/2} + (1/K) \} \dots (1)$$

ここで、 $\beta = (1 + (2D/L)^2)^{1/2}$ 、 $K = U_c / U_\infty$ 、 U_c は剪断層の不安定波の位相速度(移流速度)で、周波数 f の関数である。なお、Rossiter¹⁴⁾や Heller ら¹⁵⁾が振動周波数の予測式を提案しているが、いずれも L/D の影響を考慮に入っていない。

この(1)式は境界層が乱流の場合の実験^{16, 17)}と比較されている¹³⁾が、層流の場合についても妥当性を確認する必要がある。しかも、層流の場合には、乱流に比べ剪断層不安定波の増幅率を精度よく評価でき、キャビティ流特有の不安定特性が明らかになる可能性が高い。さらに、スクラムジェットエンジンの超音速混合・燃焼促進技術への応用の意味でも、また、数値計算との比較の意味でも、層流の結果は重要である。そこで、層流で $M_\infty=1.85$ 、2.5 の場合について L/D を種々に変えてキャビティ振動を実験的に観察した。

3. 実験装置と方法

実験には大気を真空タンク(容積約 26m³)に吸い込むタイプの超音速風洞を用いた。貯気槽圧・温度の代表値は 101.7kPa、297K である。主流速度 U_∞ は $M_\infty=1.85$ で 492m/s (単位レイノルズ数 $=1.35 \times 10^7 \text{m}^{-1}$)、 $M_\infty=2.5$ では 578m/s (同 $=0.986 \times 10^7 \text{m}^{-1}$) である。ノズルの流路断面はスパン 20mm の長方形である。スロート断面と測定部断面の高さは $M_\infty=1.85$ ではそれぞれ 11mm、17.6mm、 $M_\infty=2.5$ では 4.80mm、12.6mm である。 $M_\infty=1.85$ ノズルの測定部を図 1 に示す。本実験では、キャビティ深さを一定値 (9.5mm) に保ち、長さを変化させて、 L/D を変えている。

境界層・剥離剪断層の様子や衝撃波・圧縮波の挙動をシュリーレン法(閃光時間 180ns のフラッシュ光源)で捉え、定電圧型熱線流速計(応答帯域 400kHz)¹⁹⁾で変動を計測した。流れに垂直な熱線は ρu (流れ方向の質量流束)と淀み点温度の変動にตอบสนองする。本実験では淀み点温度の変動は無視できるので、熱線の変動出力はそのまま ρu 変動を表すとみてよい。熱線を剪断層内に置くと、渦度場や圧力場の変動に伴う ρu 変動が検出され、主流中に置くと、マッハ波や衝撃波の振動に伴う ρu 変動が計測される。このように熱線は局所流れの性質と特徴を反映した変動の情報を与える。

4. 実験結果と考察

文献 18)によると、超音速平板境界層(断熱壁)の乱流遷移 x レイノルズ数は本実験の単位レイノルズ数の範囲では $M_\infty=1.85$ で 3×10^6 、 $M_\infty=2.5$ では 2×10^6 の程度と判断される。本実験の場合、キャビティ前縁はスロートから 50mm の距離に位置し、この距離に基づくレイノルズ数は 6.8×10^5 ($M_\infty=1.85$)、 4.9×10^5 ($M_\infty=2.5$) である。そして、境界層はキャビティ前縁で層流に維持されており、文献 18)の結果と矛盾しない。境界層厚さは前縁で $\delta=1\text{mm}$ 、 $\delta/D=0.105$ である。

$M_\infty=1.85$ 、 $L/D=1$ のキャビティ流で観察された大振幅振動の

シュリーレン写真を図2に示す。剥離剪断層の波打ちが顕著であり、弱い斜め衝撃波や圧縮波が振動しつつキャビティ領域から主流中に延びる様子も捉えられている。キャビティ後縁に達する以前に剪断層が巻き上がって孤立渦が生まれることとなないが、その下流の境界層は（剥離剪断層の波打ちから生まれた）周期的な渦構造に支配され、乱流へ遷移しているように見える。この流れのキャビティ後縁直後の境界層内（ x は後縁の2mm下流で、壁から $y=1\text{mm}$ の位置）で計測された ρu 変動のスペクトルを無風時のノイズとともに図3に示す。最大振幅をもつ成分は43.65kHzの線スペクトルであり、2番目の線スペクトルは57.75kHz成分である。このように単純な高調波関係にはない線スペクトルが現れる点がキャビティ振動の特徴である。熱線主流中に置くと、音波や圧縮波に伴う変動が検出できる。図4（ $M_\infty=1.85$ ）、図5（ $M_\infty=2.5$ ）に、これらの計測から得られた結果が前述の乱流の実験結果や(1)式と比較されている。なお、(1)式の K は周波数により変化するので、その上限、下限を考慮して0.57と0.67が選択されている。また、図中の中実の記号は振幅の大きい卓越成分を意味する。図4、5からわかるように、層流か乱流かによらず、 L/D が増すと f_n が増加する傾向が実験から明らかであり、その傾向を(1)式で捉えており、その妥当性が確認できる。

微小振幅振動（ $L/D=1.5$ ）流れの熱線計測から、種々の周波数の攪乱の増幅率が評価された。そして、その結果から、剪断層の不安定周波数帯域がキャビティ流において大きく広がること、そして、それがキャビティ内に生じた定在渦の速度場に由来することが明らかにされた。

5. まとめ

Krishnamurthy¹⁾が層流境界層の場合の超音速キャビティ振動を観察しているが、それ以後の実験はほとんどが乱流の場合であった。本研究の層流の実験から、上述のように、 L/D の影響や不安定性の増幅特性などの新しい知見が得られた。特に、振動周波数に及ぼす L/D の影響が(1)式で捉えられている点は重要である。

本研究は、部分的に文部科学省科学研究費補助金（課題番号 No.12125203）の援助を受けた。

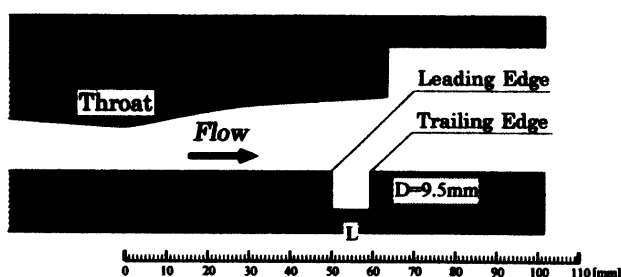


Fig. 1 Wind tunnel used for supersonic cavity flow experiment.

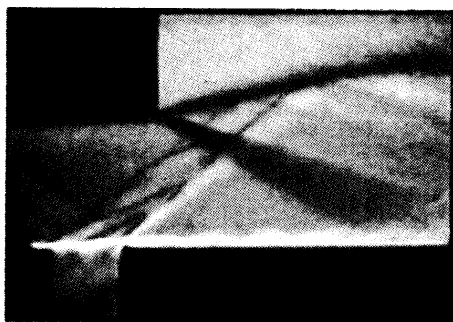


Fig.2 Schlieren visualization of supersonic cavity flow oscillation at $M_\infty = 1.85$; $L/D = 1$.

引用文献

- 1) K. Krishnamurthy: NACA Technical Note 3487 (1955).
- 2) A. F. Charwat, J.N. Roos, F.C. Dewey, Jr. & J.A. Hitz: J. Aerospace Sciences, **28**(1961)457-470.
- 3) O.W. McGregor & R.A. White: AIAA J., **8**(1970)1959-1964
- 4) H.H. Heller & W.M. Dobrzynski: J. Aircraft **14**(1977)768-774.
- 5) D. Rockwell & E. Naudascher: J. Fluids Engineering, **100** (1978)152-165.
- 6) D. Rockwell & E. Naudascher: Ann. Rev. Fluid Mech., **11** (1979)67-94.
- 7) D. Rockwell: AIAA J., **21**(1983)645-664.
- 8) N.M. Komerath, K.K. Ahuja & F.W. Chamber: AIAA Paper 87-0166(1987).
- 9) T. Colonius: AIAA Paper 01-0076(2001).
- 10) 菊地 聡, 福西 祐, 大田黒俊夫: 日本流体力学会誌 **19** (2000) 200-206.
- 11) M. Nishioka, T. Asai, S. Sakaue & K. Shirai: Proc. Experimental Heat Transfer, Fluid Mechanics, and Thermodynamics 2001, Edizioni ETS, Pisa, **1** (2001) 153-163.
- 12) 西岡 通男, 浅井 智広, 坂上 昇史, 白井 幸次: 日本流体力学会誌 **21**(2002) 印刷中.
- 13) 西岡 通男, 浅井 智広, 坂上 昇史, 白井 幸次: 日本流体力学会誌 投稿中.
- 14) J.E. Rossiter: ARC R&M 3438 (1966).
- 15) H.H. Heller, D.G. Holmes & E.E. Covert: J. Sound Vib., **18** (1971) 545-553.
- 16) X. Zhang & J.A. Edwards: Aeronautical Journal **94** (1990) 355-364.
- 17) Y. Watanabe: Characteristics of pressure oscillations in a supersonic flow around cavities, Doctor Thesis of Tokyo Noko University, March, 1997.
- 18) D. Coles: J. Aerospace Sciences, **21**(1954) 433-448.
- 19) 島村 青之, 西岡 通男: 日本航空宇宙学会 関西・中部支部 合同秋期大会講演集 **34** (1997) 43-44.

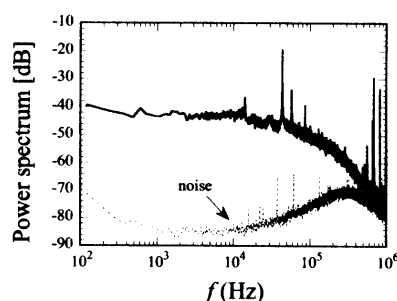


Fig.3 Power spectrum of ρu -fluctuation.

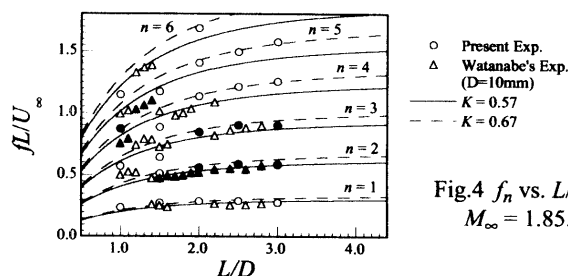


Fig.4 f_n vs. L/D : $M_\infty = 1.85$.

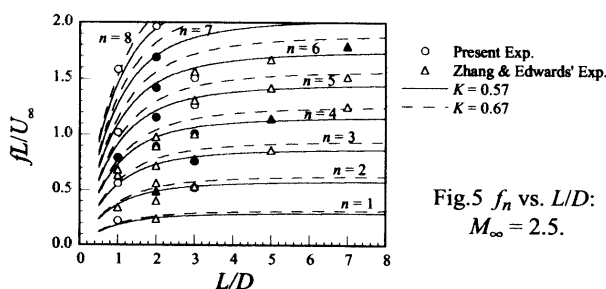


Fig.5 f_n vs. L/D : $M_\infty = 2.5$.