遷音速流中の対称円弧翼における衝撃波変動*

松下 政裕^{*1}, 白鳥 敏正^{*2}, 福富 耕二^{*3}Experimental Study of Shock Wave Fluctuation on a Circular Arc
Airfoil in Transonic FlowMasahiro MATSUSHITA, Toshimasa SHIRATORI^{*4} and Koji FUKUTOMI^{*4} Tokyo Metropolitan Institute of Technology, Department of Aerospace Engineering,
6-6 Asahigaoka, Hino-shi, Tokyo, 191-0065 Japan

The experimental study has been carried out to investigate the self-excited shock wave oscillation in a transonic wind tunnel using a circular arc airfoil (chord length of 120 mm, thickness of 15%). Shock wave position of each side and wake position were simultaneously measured by using two line scan cameras (line scan frequency of 32 kHz). Shock wave and wake fluctuations are analyzed by the wavelet transform with Gabor wavelet. The results show that the phase difference between shock wave fluctuations of each side are almost 180 degrees, and the phase difference between shock wave and wake fluctuations was fixed in spite of the change of the frequency.

Key Words: Wake, Transonic Flow, Shock Wave, Flow Visualization, Separation

1. はじめに

遷音速流中における翼面衝撃波と境界層との間の強い干渉は衝撃波変動を引き起こす。この衝撃波自励振動は内部流、外部流どちらでも起こり、その研究はいくつか行われている。例えば、外部流では McDevitt ら⁽¹⁾ が単独翼における衝撃波自励振動について研究し、Lee⁽²⁾ が臨界翼の上面の衝撃波自励振動についてメカニズムの提案を行っている。また、内部流では Bogar⁽³⁾ による遷音速ディフューザ内の垂直衝撃波自励振動の実験的研究、Yamamoto ら⁽⁴⁾ による矩形流路内遷音速流中の単独翼における衝撃波自励振動の研究、Araki ら⁽⁵⁾ によるタービン翼列における衝撃波自励振動の研究などが行われている。しかし、衝撃波自励振動のメカニズム解明に結びつく、圧力擾乱の伝播時間、衝撃波変動と後流変動の位相差などについて定量的な結果を示した例は少ない。また、実際のファン、圧縮機翼列などに発生する衝撃波自励振動では、隣あう翼間流路での衝撃波変動が干渉しあい、複雑な挙動になると考えられるが、このような衝撃波変動の関連についての研究も十分には行われていない。

著者らはこれらの点に注目し、内部流として単独翼、翼列などに発生する衝撃波自励振動について、衝撃波変動、後流変動、圧力変動の関連性に着目した実験的研究^{(6)・(7)}を行っている。これまで、フーリエ解析などによる時間平均的な結果を示してきたが、変動が

複雑に影響しあっている場合、周期的な変動にはならず、周波数さえ変化する変動が生じる結果が得られている。また、食い違い角のない翼列の一部として考えられる、単純な幾何学的構造をもつ矩形流路内の対称円弧翼に発生する衝撃波自励振動について調べることは、翼列に比べ現象を扱いやすいと考えられる。このような流れに対し Yamamoto らは流れをモデル化し、周波数の予測等を行っているが、さらに、衝撃波自励振動の定量的な結果が必要であると考えられる。

そこで、本研究では、単純な幾何学的構造をもつ矩形流路内の対称円弧翼に発生する衝撃波自励振動についてとりあげ、衝撃波変動、後流変動をラインスキャンカメラによって同時計測を行い、近年、時間周波数解析として注目されているウェーブレット解析^{(8)・(9)}を活用し、上下流路での衝撃波変動の関係、衝撃波変動と後流変動との関係について調べることを目的とした。

2. 実験方法及び装置

2・1 実験装置および実験条件 実験に使用した風洞は、測定部寸法、断面高さ 150 mm、幅 100 mm、測定部長 400 mm を有するブローダウン式遷音速風洞である。図 1 に測定部概略図を示す。測定部の流れ状態の設定は流入側全圧（集合胴全圧）と測定部後方チョークノズルスロット面積の調整によって行われた。また、この後方チョークノズルスロットは風洞後方の拡散筒から測定部への圧力擾乱の伝播を抑止している。試験翼は、翼弦長 120 mm、翼幅 100 mm、翼厚 15% の二次元対称円弧翼であり、風洞測定部の中央に配置

* 原稿受付 2001 年 6 月 18 日。

^{*1} 正員, 航空宇宙技術研究所特別研究員(☎ 182-8522 調布市深大寺東町 7-44-1)。^{*2} 正員, 東京都立科学技術大学航空宇宙システム工学科(☎ 191-0065 日野市旭が丘六丁目 6 番地)。^{*3} 東京都立科学技術大学大学院。

E-mail: tshirat@cc.tmit.ac.jp

した。

実験条件は流入マッハ数 $M = 0.55 \sim 0.65$ 、背圧比 $P_b = 0.66 \sim 0.79$ で行われた。ここで、背圧比 P_b とは翼後方静圧を主流前方全圧で無次元化したものである。なお、翼弦長を代表長さとしたレイノルズ数は $Re \approx 1.0 \sim 1.5 \times 10^6$ であり、衝撃波上流の境界層は層流であるとみられる。

実験は、シュリーレン法による可視化計測が中心であり、まず、流れ場全体の様子を明確にしておくため、ビデオおよびスチールカメラによる記録、観察を行い、次に、衝撃波変動および後流変動を調べるために、ラ

Fig. 1 Schematic of test section.

Fig. 2 Measuring system of shock wave position.

インスキャンカメラによる計測を行った。

2・2 衝撃波および後流計測 衝撃波変動および後流変動の計測を行った装置は、シュリーレン光学系、二台の高速ラインスキャンカメラ (DALSA 製 CL-C9-512M : 512 素子)、ラインビデオ信号収集・処理コンピュータで構成されている。図 2 に計測システムの概略を示す。このシステムの光学的空間分解能は約 0.094 mm/pixel であり、ラインスキャン周波数 32 kHz で 0.25 秒間 (8190 点) の計測を行うことができる。また、二台のラインスキャンカメラによる同時計測が可能である。

今回、上下流路の衝撃波変動 ($y/h = 0.25, -0.25$)、上側流路衝撃波変動 ($y/h = 0.25$) と後流変動 ($x/c = 1.05$) の二種類の同時計測を行った。計測は風洞状態 (流入全圧、流入マッハ数、背圧比) が安定している約 25 秒間に 10 回行っている。図 3 にラインスキャン計測位置と座標定義を示す。図 3 に示したように今回、衝撃波変動は流れ方向に対し前後の変動とし、後流変動は上下の変動として取り扱っている。

2・3 ウェーブレット解析 ラインスキャンカメラによる計測によって得られた衝撃波変動、後流変動は周波数さえ変化する変動であるので、その時間変

Fig. 3 Location of measurements.

Fig. 4 Gabor wavelet.

化について調べるため、ウェーブレット解析を行った。マザーウェーブレットとして周波数の特定が容易であることから、ガボールウェーブレットを使用した。以下に式を示す。(8)・(9)

$$\psi_{\sigma\omega_0}^{(a,b)}(t) = \frac{1}{\sqrt{|a|}} \text{Exp}\left(-\frac{(t-b)^2}{4\sigma^2 a^2}\right) \times \text{Exp}\left(i\omega_0 \frac{t-b}{a}\right) \quad (1)$$

上式で a は様々なスケールの変動成分を抽出するためのスケールパラメータであり、 b は時間軸に沿って移動させるためのシフトパラメータである。また、アドミッシブル条件のための修正項は微小とし省略し、 $\sigma=0.5$ 、 $\omega_0=10$ として解析を行った。図4にガボールウェーブレットの波形と、フーリエ変換を示す。

3. 結果及び考察

3・1 流れ場全体 まず、流れ場全体の様子について示す。図5は瞬間シュリーレン写真の代表的な例であり、スチル、ビデオカメラでの観察により流れ場の様子は大きく以下の4つに分けられた。

(1) $P_b > 0.75$ [図5(a)]

翼周りのどの領域においても流れは亜音速で、衝撃波の発生は見られない。翼の後縁付近 ($x/c = 0.95$) で剥離し、後流が変動している。

(2) $0.75 > P_b > 0.71$ [図5(b)]

流れはチョークしていないが翼面付近に部分的に超音速域が現れ、翼面には圧力波(弱い衝撃波)がみられる。圧力波による剥離は起きておらず、 $x/c = 0.95$ で剥離し、後流は変動している。

(3) $0.71 > P_b > 0.66$ [図5(c)]

垂直衝撃波の変動がみられ、衝撃波の根元において

Fig. 5 Instantaneous Schlieren photographs.

境界層の剥離が起きている。後流の変動は非常に大きくなっている。

(4) $0.66 > P_b$ [図5(c)]

衝撃波は翼後縁付近に位置し、入型衝撃波となっている。衝撃波の大きな変動はあまり見られず、境界層の剥離は大規模ではあるが後流の変動量は小さい。

3・2 背圧比に対する衝撃波位置、変動振幅 実験条件における衝撃波の位置の変化について示す。図6は、背圧比に対するそれぞれの流路の衝撃波位置の平均、最大、最小を表している。また、破線で反対側の流路の平均も示している。背圧比が小さくなるほど衝撃波が下流に位置し(3) $0.71 > P_b > 0.66$ の区間で特に大きな振幅になることを示している。この大きな振幅となる背圧比条件において、衝撃波は前方からの直接的な流れの変動に無関係に時間的に持続した自励振動をしている。そこで、これ以降、この自励振動のラインスキャン計測の結果について述べていく。

3・3 衝撃波変動の上下流路での比較 まず、翼の上下流路で発生している衝撃波変動の関係について示す。図7は上下流路での衝撃波変動の同時計測結果の代表例である。図の一番上はラインスキャンカメラによる衝撃波画像であり、このような画像の最暗部を衝撃波位置と定義した。その下は衝撃波画像から抽出した衝撃波位置の変動を示したもので、このような波形に対しウェーブレット解析を行った。ウェーブレット解析の結果、絶対値がピークとなる周波数を、その瞬間の卓越周波数とし、それぞれ反対側の流路における衝撃波変動の同一周波数成分との位相差も計算し、時間変化としてグラフに示した。

(A) $P_b = 0.69$

上下流路ともに周波数に若干の変化は見られるが、ほぼ同一の卓越周波数での持続的な変動が起きている。平均位置、振幅、周波数について上下流路で対称性が保たれている。衝撃波は翼の上下で逆位相(180度位相差)で変動している。

Fig. 6 Variation of the shock wave position against the back pressure.

Fig. 7 Time variations of upper and lower shock waves.

Fig. 8 Time-averaged predominate frequency of shock wave fluctuations.

Fig. 9 Phase difference between shock wave fluctuations.

Fig. 10 Time variations of shock wave and wake.

Fig. 11 Time-averaged predominate frequency of shock wave and wake fluctuations.

Fig. 12 Phase difference between shock wave and wake fluctuations.

(B) $P_b=0.68$ 時間平均的な卓越周波数の傾向は現れるが、持続的な変動とはならない。卓越周波数の変動が起きるときは上下流路の対称性がみられ、逆位相（位相差 180 度）での変動となっている。

(C) $P_b=0.66$ 卓越周波数の確定が困難である。振幅も小さく、持続的な変動は起きていない。上下流路の対称性、位相差についての関連性についての傾向はみられない。

卓越周波数、位相差

図 8 は、背圧比に対する衝撃波変動の時間平均的な卓越周波数の変化を示したものである。 $P_b>0.68$ では、上下流路の衝撃波変動は同じ卓越周波数で起きており、ともに、背圧比が低くなり衝撃波の平均位置が後方になるに従い、衝撃波変動の卓越周波数は高くなっていくことがわかる。一方、 $P_b<0.68$ では、図 7 で示したように、持続的な変動ではないので、背圧比に対する傾向は現れていない。

また、図 9 は卓越周波数成分における上下流路の衝撃波変動の位相差を背圧比に対して示したものである。この結果は、衝撃波変動が翼の上下で逆位相になっていることを明確に示している。

3・4 衝撃波変動と後流変動の比較 次に、衝撃波自励振動のメカニズム解明に結びつく、衝撃波変動と後流変動の関係について示す。図 10 は、上側流路衝撃波変動と後流変動の同時計測結果の代表例である。先ほど同様、上から順に、衝撃波画像、後流画像、抽出した衝撃波位置、上流路側の後流外縁位置、ウェーブレット解析による周波数分布、抽出した卓越周波数、卓越周波数成分の位相差の時間変化を表している。

(A) $P_b=0.69$ 周波数に若干の変化は見られるが、衝撃波変動、後流はともに同一の卓越周波数の持続的な変動が起きている。衝撃波変動と後流変動との位相差は衝撃波変動からみて $1/4$ 周期（後流変動からみると $3/4$ 周期）で、相互に影響を及ぼしている。

(B) $P_b=0.68$ 時間平均的な卓越周波数の傾向は現れるが、持続的な変動とはならない。後流変動に高周波成分が現れているように思われるが、周波数の特定はできなかった。位相差は $1/4$ 周期付近。

(C) $P_b=0.66$ 卓越周波数の確定が困難である。振幅も小さく、持続的な変動は起きていない。衝撃波変動と後流変動との関連性もみられない。

卓越周波数、位相差

図 11 は、背圧比に対する衝撃波変動と後流変動の時間平均的な卓越周波数の変化を示したものであり、自励振動が起きている場合、後流の変動も衝撃波変動

と同じ卓越周波数で起きており、ともに、背圧比が低くなり衝撃波の平均位置が後方になるに従い、高周波数の変動になることがわかる。

また、図 12 は卓越周波数成分における衝撃波変動と後流変動の位相差を背圧比に対して示したものである。この結果は、卓越周波数が背圧比に対し変化するにもかかわらず、その位相差は約 $1/4$ 周期で一定であることを示している。

4. 結論

本研究では、対称円弧翼に発生する衝撃波変動、後流変動をラインスキャンカメラによって同時計測を行い、ウェーブレット解析により、衝撃波変動の時間変化、上下流路での衝撃波変動の関係、衝撃波変動と後流変動との関係について調べた。以下、自励振動が起きているときの結果をまとめると、

- (1) 衝撃波変動は翼の上下で逆位相になっていることを明確にした。
- (2) 衝撃波変動と後流変動は、相互に影響し、ともに同一の卓越周波数の変動となる。
- (3) 後縁における後流変動と衝撃波変動の位相差は周波数の変化にかかわらず一定である。

参考文献

- (1) McDevitt, J.B., Levy Jr, L.L. and Deiwerl, G.S., Transonic Flow about a Thick Circular-Arc Airfoil, *AIAA J.*, **14**-5(1976), 606-613.
- (2) Lee, B.H.K., Oscillating Shock Motion Caused by Transonic Shock Boundary Layer Interaction, *AIAA J.*, **17**-10(1990), 1076-1083.
- (3) Bogar, T.J., Structure of Self-Excited Oscillation in Transonic Diffuser Flows, *AIAA J.*, **24**-1(1986), 54-61.
- (4) Yamamoto, K. and Tanida, Y., Self-Excited Oscillation of Shock Waves on an Airfoil in Two-dimensional Transonic Channel Flows, *Proceedings of 4th Symposium on Unsteady Aerodynamics and Aeroelasticity of Turbomachines and Propellers*, (1987), 763-783.
- (5) Araki, T., Okamoto, Y. and Ohtomo, F., Self-Excited Flow Oscillation in the Low Pressure Steam Turbine Cascade, *Proceedings of the IUTAM Symposium, 'Aeroelasticity in Turbomachines'*, (1980).
- (6) Shiratori, T., Fukutomi, K. and Matsushita, M., Unsteady Visualization Measurement of Fluctuating Shock Waves and Wakes on an Airfoil in Transonic Flow, *Proceedings of the 2nd Pacific Symposium on Flow Visualization and Image Processing*, (1999).
- (7) Matsushita, M. and Shiratori, T., Experimental Study of Shock Wave Fluctuations on Unstaggered and Staggered Cascade in Transonic Flows, *Proceedings of 9th International Symposium on Unsteady Aerodynamics, Aeroacoustics and Aeroelasticity of Turbomachines*, Kluwer Academic Publishers, (2000).
- (8) Farge, M., Wavelet Transforms and Their Applications to Turbulence, *Annu. Rev. Fluid Mech.*, **24**(1992), 395-457.
- (9) Benaissa, A., Anselmet, F., Moret-Bailly, F. and Liandrat, J., Experimental Analysis of Coherent Motions in a Turbulent Boundary Layer, Eddy structure Identification in Free Turbulent Shear Flows, Kluwer Academic Publishers, (1993), 159-168.