

# NACA0015 周りの trailing edge noise の数値シミュレーション

○黒滝卓司, 住隆博, 跡部隆(宇宙航空研究開発機構 研究開発本部), 桧山淳(三向ソフトウェア開発)

## Numerical Simulation around NACA0015 with Tonal Noise Generation

by

Takuji Kurotaki, Takahiro Sumi, Takashi Atobe (Aerospace Research and Development Directorate, JAXA) and Jun Hiyama (Sanko Software Dept.Co.,Ltd.)

### ABSTRACT

A new numerical simulation approach is applied to the flow around an NACA0015 aerofoil with tonal noise generation including the natural transition on the suction side. The acoustic fields clearly show the radiation of sound waves from just after the trailing edge region. Numerical simulations also capture a separated region at the trailing edge on the pressure side. The linear stability analysis on the pressure side shows the possibility of the existence of T-S waves and the most unstable frequency up to the separation almost coincides with the peak frequency. The power spectrum distribution of stream wise velocity fluctuation clearly indicates that the generation of T-S waves on the pressure side is strongly relevant to the determination mechanism of the selection of peak frequency of the tonal edge noise and that the self-excited feedback mechanism exists between just after the stagnation point at the leading edge and the trailing edge region.

### 1. はじめに

近年の計算機能力の発達に伴い、数値流体力学の分野では様々な計算手法が提案され、現象の解明や予測、航空機をはじめとする設計に活用されている。しかし、その成果に比例して、数値解析技術へ要求される能力も高くなり、従来では、風洞試験や理論解析でしか定量的に扱うことのできなかつた課題へ用いることが期待されている。空力騒音の予測も重要な課題の一つである。

ここでは、NACA0015 翼の後縁から発生する trailing edge noise の CFD 解析結果について扱う。Trailing edge noise は翼後縁から発生する音波と前縁部の流れ場が相互に関連する、いわゆるフィードバック音として知られているが<sup>1)3)</sup>、その詳細な機構は明らかにされていない。また、この現象を CFD で解析した例は最近いくつか存在するが、通常は二次元翼前半部を RANS で解き、後半部を LES または DNS で扱うため、後半部の流入条件を与える必要があり<sup>4)5)</sup>、フィードバック機構そのものを扱うには限界がある。

本研究では、suction side における自然遷移も含めて二次元翼全体周りを解析することにより、より本質的な現象を捕えることを目的とする。

### 2. 解析手法及び実験の概要

本研究で用いた解析コードは、3次元圧縮性ナビエ-ストークス方程式を基礎方程式とした高精度手法で、航空機の開発に必要な実用レベルでの比較的高いレイノルズ数領域における流体现象を、できるだけ少ない格子点数で、定量的に把握できる技術を目指して開発したものである。既に、本手法を用いて、二次元翼上の自然遷移現象や、フラップ付高揚力装置の解析の実績を有する<sup>6)7)</sup>。

具体的には、対流項と粘性項の差分には5重対角型の4次精度最適化コンパクトスキーム<sup>8)</sup>、時間積分には、低容量型の2-step最適化4次精度 Runge-Kutta スキーム (LDDRK)<sup>9)</sup>を用いている。また、LES のモデリングとしては、ADM (Approximate Deconvolution Model)<sup>10)</sup>によるアプローチを採り、一般座標系に拡張された高精度境界条件である Navier - Stokes characteristic boundary conditions (NSCBC)<sup>11)</sup>を組み合わせている。また、C型単一格子を用いるが、一般に翼後縁部から生じる特異線周辺の取り扱いに注意を要する。本解析では、上下面の単純平均を取る代わりに、計算領域同士の境界面を通過する物理量を特性波理論的に決定する方法を構築することによって

(Generalized Characteristics Interface Conditions)、解の低

精度化を避けている。この結合法は、一般に異なる計算領域を単点で結合し、かつ急峻なキックを許容するという優れた特徴を有している<sup>7)</sup>。

比較のために行われた実験は、コード長 0.4m の NACA 0015 二次元翼型を用いて、JAXA 研究開発本部流体グループの低乱風洞で行われた。実験のセットアップ図を図1に示す。迎角は-5度で、後縁部から約半コード長においてマイクによる騒音測定を行った。また、ホットワイヤーによる境界層の速度計測、スモークワイヤーによる流れの可視化等も行い、suction side では自然遷移が起こっていること、pressure side の後縁付近に剥離領域が存在していることを確認した。

### 3. 解析結果及び考察

解析は、表1に示すように一様流速度 14.5, 20, 30 m/s の3ケースについて行った。

実験では、マイク位置におけるピーク周波数と一様流速度の関係は、図2のように、 $U_{\infty}^{1.5}$  に沿うラダー構造を示し

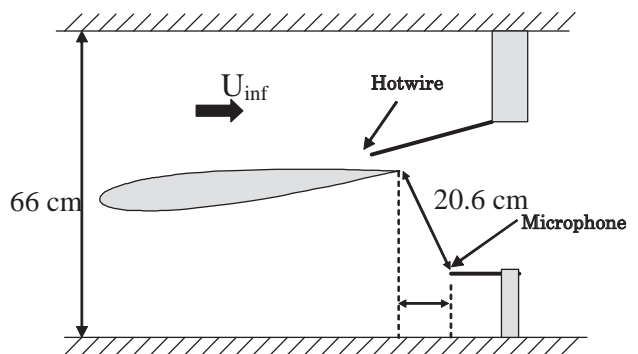


図1. Schematic diagram of experimental setup.

ている。対応する解析結果も定量的に良い一致を示す。わずかに見られる誤差は、実験で用いた風洞が閉塞型であり、かつライナー等の音響対策が十分でない等の理由であると考えられる。

それぞれの一樣流速度に対応する、解析から直接得られた圧力変動  $p - \bar{p}$  ( $\bar{p}$  は圧力平均値) 及びマイク位置での音圧分布をそれぞれ図3及び4に示す。図3からわかるように、数値解析により後縁直後からの音波の放出が捕えられている。図より読み取れる波形は、それぞれのケースにおけるピーク周波数に対応しており、その波長は一樣流速

度が 14.5 m/s から 30 m/s に増加するにつれ、およそ 3 コード長から 1 コード長に大きく変化する。

後縁近傍での流れ場を詳細に観察するために、一樣流速 14.5 m/s に対応する、pressure side のスパン方向の渦度瞬時値の等値面を図5に示す。対応する時刻のマイク位置における圧力波形も同時に付した。剥離領域が約 80% コード長以降に形成され、90% コード長付近から小さい渦が発生し、次第に成長しながら suction side で形成された乱流境界層と衝突している。その間に新たに小さい渦が発生し、1 周期後にほぼ初期の状態に戻ることがわかる。

表 1. Summary of numerical conditions.

	Case 1	Case 2	Case 3
Aerofoil	NACA0015		
Chord length: $c$	0.4m		
Angle of attack: $\alpha$	-5 degrees		
Uniform flow velocity: $U_\infty$	14.5 m/s	20 m/s	30 m/s
Reynolds number: $Re_c$	$\square 4 \times 10^5$	$\square 6 \times 10^5$	$\square 8 \times 10^5$
Total grid points (circumferential $\times$ radial $\times$ span wise)	3.6 million (1001 $\times$ 71 $\times$ 51)		
Spanwise length	0.125 $c$		
Radial grid spacing on the wall surface	$2 \times 10^{-4} c$		

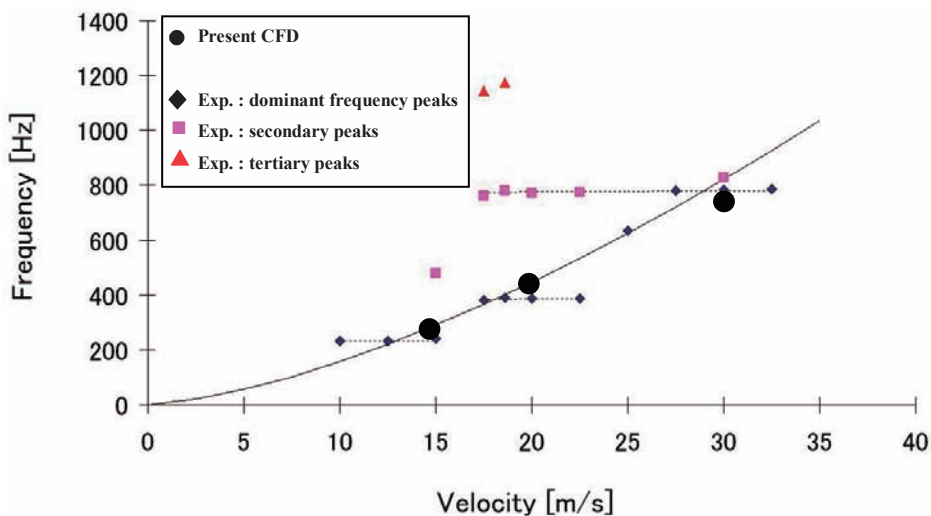
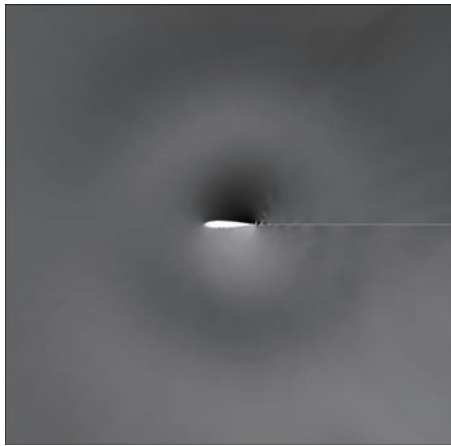
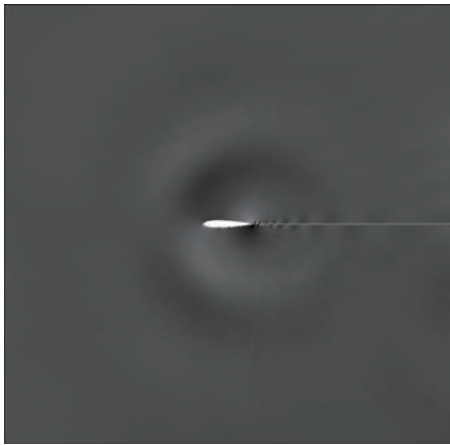


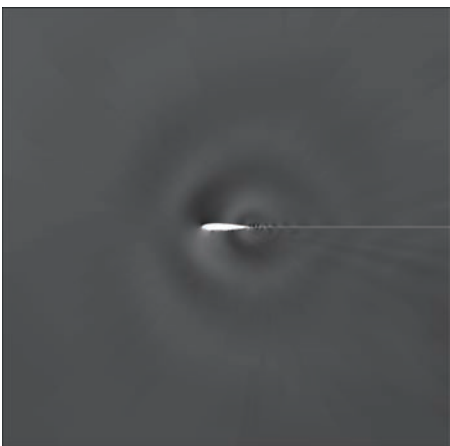
図 2. Velocity/frequency dependency, dotted lines:  $U^{0.8}$  dependency, solid line:  $U^{1.5}$  dependency.



(a) Case 1 ( $U_\infty=14.5$  m/s)

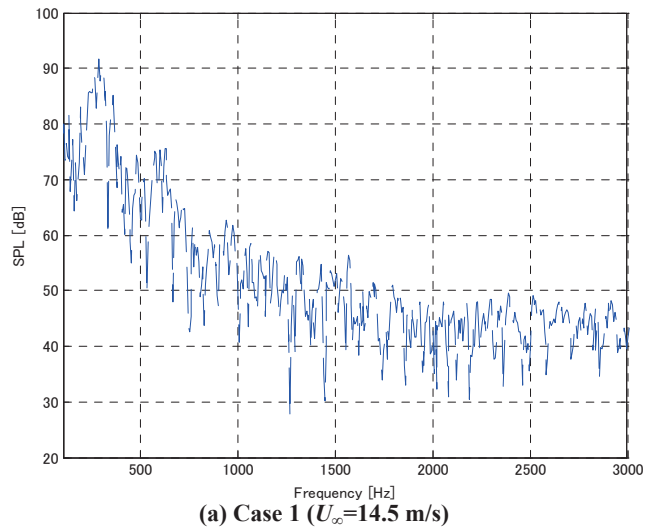


(b) Case 2 ( $U_\infty=20$  m/s)

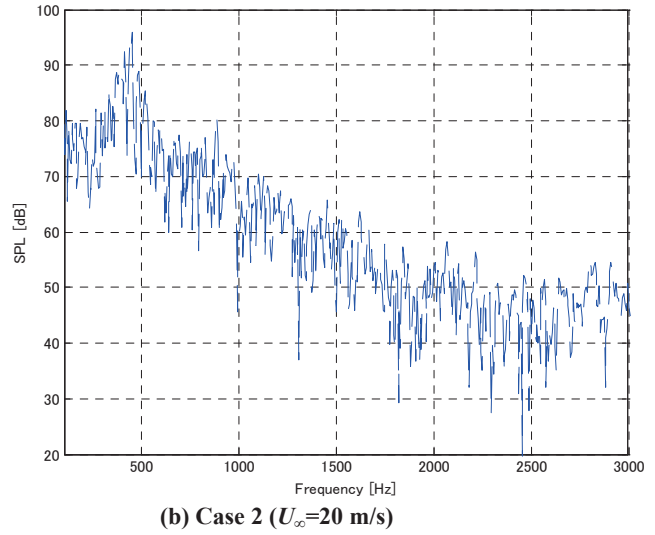


(c) Case 3 ( $U_\infty=30$  m/s)

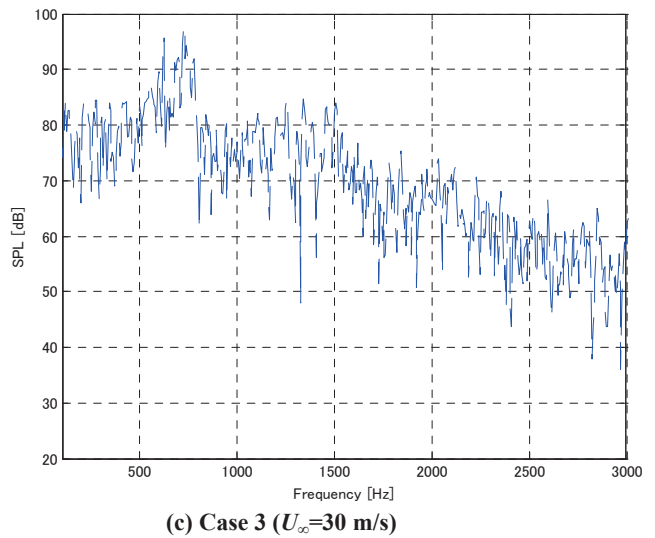
図3. Instantaneous pressure fluctuation  $p - \bar{p}$  around the airfoil at mid-span.



(a) Case 1 ( $U_\infty=14.5$  m/s)



(b) Case 2 ( $U_\infty=20$  m/s)



(c) Case 3 ( $U_\infty=30$  m/s)

図4. Frequency spectrum at the location of microphone.

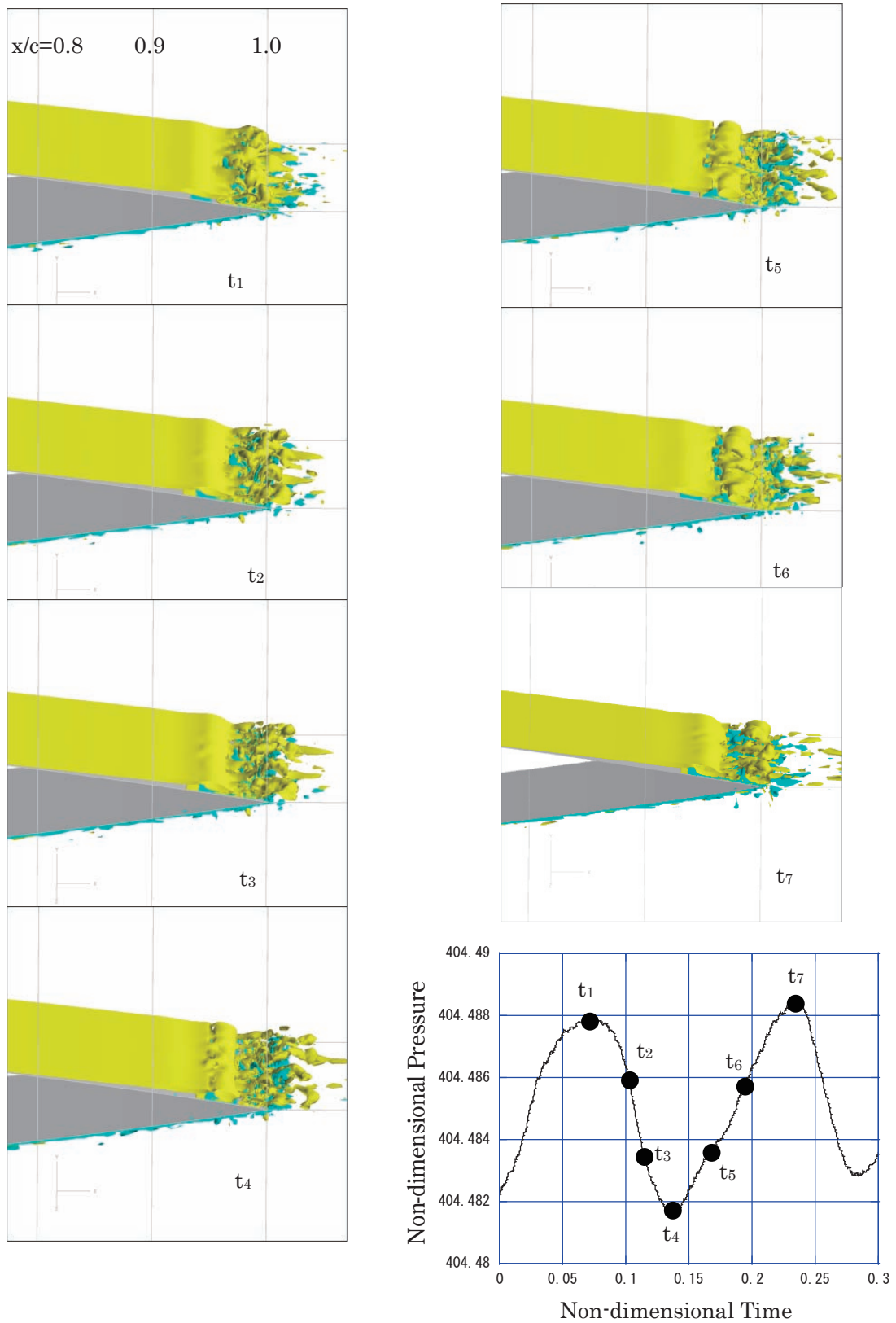


図 5. Change of instantaneous span wise vortex distribution at the trailing edge on the pressure side and corresponding time history of acoustic wave at the microphone ( $U_\infty=14.5$  m/s).

次に、trailing edge noise のフィードバックのメカニズムを調べるために、pressure side において前縁付近から剥離直前まで発生すると予想される攪乱波の不安定性を線形安定性解析を用いて定量的に調べた。攪乱の不安定性に関しては2次元境界層方程式に平行流近似と線形性を仮定して得られる Orr-Sommerfeld 方程式を用いて行ない、数値計算から得られる平均速度場のデータを用いて、遷移位置予測等で一般的に用いられる  $e^N$  法によって不安定波の特性を評価した<sup>9)</sup>。

一様流速度 14.5 m/s に対応するケースについて、 $e^N$  法によって求めた  $N$  値を、各々の振動数をもつ攪乱波別にプロットしたのが図6である。横軸にコード位置、縦軸に  $N$  値をとり、剥離領域直前の70%コード長までの結果を示す。この結果によると、20%コード長までの境界層内の流れは安定で、それ以降不安定に転じる。これは、pressure side における T-S 波の存在を示唆しており、さらに興味深いこととして、剥離直前の70%コード長における最も不安定な周波数は約 250Hz となっており、これは実験及び CFD から得られた trailing edge noise のピーク周波数 (約 270 Hz) にほぼ一致する。この事実は既にいくつかの文献で指摘されており<sup>2)</sup>、ピーク音周波数と剥離領域より上流の流れとの相関を示唆していると考えられる。

さらに、CFD 結果から直接得られた境界層内速度変動の周波数分布を、各コード長位置でプロットしたものが図7である。淀み点直後の5%からほぼ剥離ラインの80%コード長位置まで、ピーク音の周波数である約 270 Hz に最大値を持つほぼ相似の分布が得られた。また、20%コード長を境にピーク周波数付近で安定から不安定に変化する傾向を示している。これらの結果から、後縁部で放射される音波の影響は淀み点直後から存在し、いわゆるフィードバック機構が淀み点直後と後縁部間で存在していることがわかった。

#### 4. 結論

NACA0015 から発生する trailing edge noise を CFD 解析によりシミュレートし、ピーク周波数に関して実験と良い一致が得られた。後縁直後から音波が放射しているのが直接捕えられ、これが pressure side の後縁部に形成される剥離領域内の渦の発生と関連していることが確認された。

安定性解析との比較により、pressure side の境界層内の T-S 波の存在が示唆され、さらに最も不安定な周波数領域とピーク音の周波数がほぼ一致した。また、CFD から直接得られた境界層内速度変動との比較から、後縁部で放射される音波の影響は淀み点直後から存在し、いわゆるフィードバック機構が淀み点直後と後縁部間で存在しているなどの知見が得られた。

#### 参考文献

- 1) Paterson, R.W., Vogt, P., Fink, M.R. and Munch, C.L., "Vortex noise of Isolated airfoils", J. of Aircraft 10, 1973, pp. 296-302.
- 2) Nash, E.C., Lowson, M.V. and McAlpine, A., "Boundary layer instability noise on airfoils", J. Fluid Mech., vol. 382, 1999, pp 27-61.
- 3) Tam, C.K.W., "Discrete tones of isolated airfoils", J. Acoust. Soc. Am. 55, 1974, 6.
- 4) Wang, M., "Computation of Trailing-edge noise at Low Mach number using LES and acoustic analogy", Annual Research Briefs-1998, Center for Turbulence Research, Stanford University/NASA Ames, 1998, pp. 91-106.
- 5) Mathey, F., "Computation of Trailing-Edge Noise Using a Zonal RANS-LES Approach and Acoustic Analogy", Conference on Turbulence and Interactions TI2006, 2006.
- 6) Kurotaki, T., Sumi, T., Atobe, T. and Hiyama, J., "Numerical Simulation around Airfoil with Natural Transition in High Reynolds Numbers", AIAA paper 2007-3841, 2007.
- 7) Sumi, T., Kurotaki, T. and Hiyama, J., "Generalized characteristic interface conditions for high-order multi-block computation", International Journal of Computational Fluid Dynamics, Vol. 21, 2007, pp. 335-350.
- 8) J. Kim and D. Lee, "Optimized Boundary Compact Finite Difference Schemes for Computational Aeroacoustics", Journal of Computational Physics, Vol. 225, 2007, pp. 995-1019.
- 9) D. Stanescu and W. Habashi, "2N-Storage Low Dissipation and Dispersion Runge-Kutta Schemes for Computational Aeroacoustics", Journal of Computational Physics, Vol. 143, 1998, pp. 674-681.
- 10) Stolz, S., Adams, N. A. and Kleiser, L., "The Approximate Deconvolution Model for LES of Compressible Flows and its Application to Shock-turbulent-boundary-layer Interaction", Phys. Fluids, Vol. 13, 2001, pp.2985-3001.
- 11) J. Kim and D. Lee, "Generalized Characteristic Boundary Conditions for Computational Aeroacoustics, Part 2", AIAA Journal, Vol. 42, 2000, pp. 47-55.

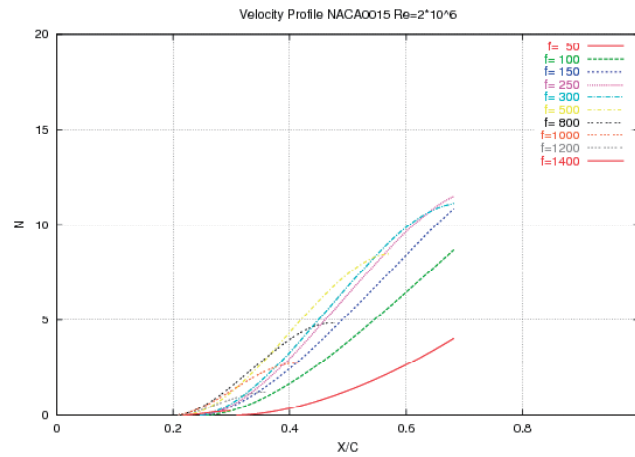


図 6. Variation of N factor with chord wise location  $x/c$   
( $U=14.5$  m/s).

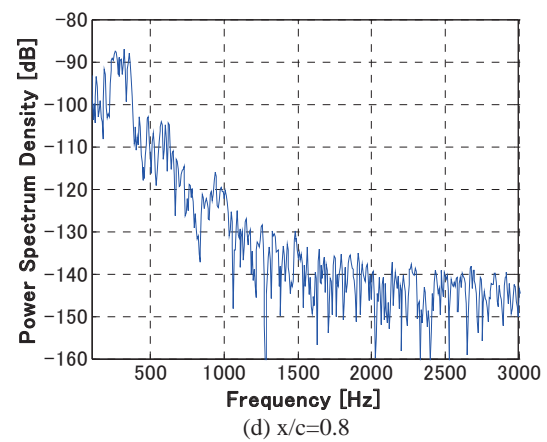
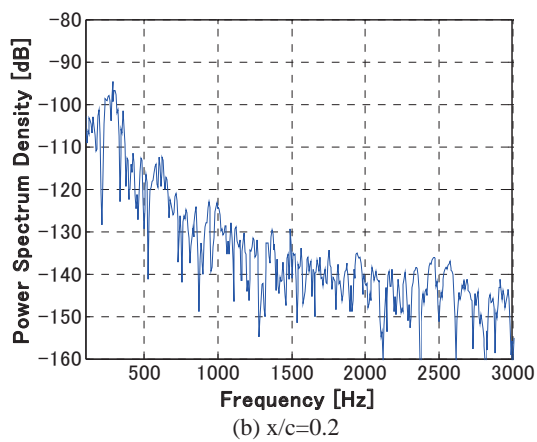
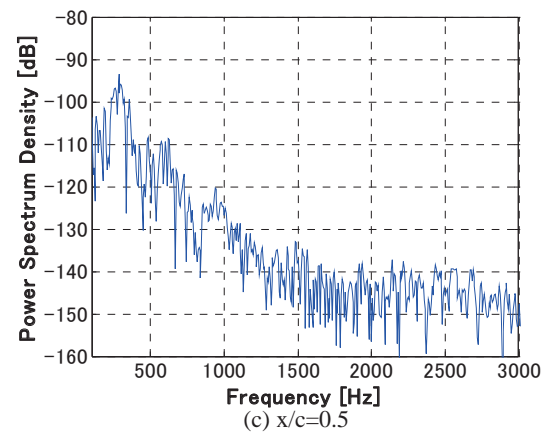
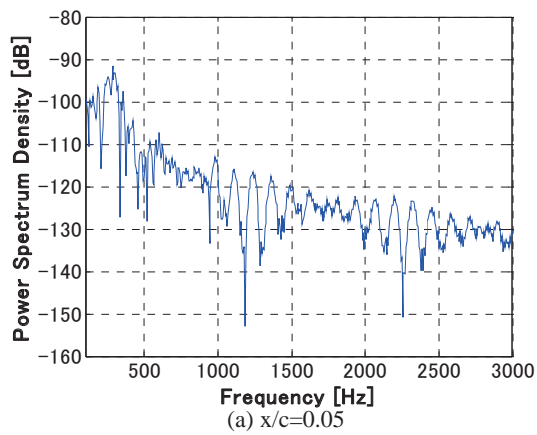


図 7. Power spectrum distribution of stream wise velocity fluctuation inside boundary layer at 0.64mm distant from wall surface ( $U=14.5$  m/s).