

セレーション翼の3次元流れ解析

Three-dimensional flow analysis around a serrated blade

○黒河通広, 三洋電機株式会社, 大阪府枚方市走谷 1-18-13, E-mail: kurokawa@mech.rd.sanyo.co.jp
梶島岳夫, 大阪大学大学院, 大阪府吹田市山田丘 2-1, E-mail: kajisima@mech.eng.osaka-u.ac.jp
三宅 裕, 大阪大学大学院, 大阪府吹田市山田丘 2-1, E-mail: miyake@mech.eng.osaka-u.ac.jp
Michihiro KUROKAWA, SANYO Electric Co, Ltd., 1-18-13, Hashiridani, Hirakata, Osaka
Takeo KAJISIMA, Osaka University, 2-1, Yamadaoka, Suita, Osaka
Yutaka MIYAKE, Osaka University, 2-1, Yamadaoka, Suita, Osaka

This paper deals with a possibility for passive control of discrete frequency noise (DFN) by a serrated blade. Large Eddy Simulation using one equation model was applied to the three-dimensional analysis of the flow around the isolated plate blade without and with a serration in a uniform flow. Pressure fluctuations, which caused discrete frequency noise, on the normal plate blade surface around the trailing edge were observed in the simulation. These pressure fluctuations however decreased due to the serration. Mean streamwise vortices were generated due to the serration in the near-wake of the serrated blade, resulting in a significant decrease of pressure fluctuations.

1. 緒言

流体騒音では、特定の周波数を持つ離散周波数音は乱流騒音と比較して依然大きく、現在においても問題となっている。従来の研究では、深野ら⁽¹⁾は離散周波数騒音が後流の速度変動と密接な関係があり、その周波数は速度変動周波数に対応することを実験的に明らかにしている。また、秋下ら⁽²⁾は発生騒音レベルと物体表面圧力変動の関係について研究を行っている。田中ら⁽³⁾は位相平均法を用いて、2次元平板翼の離散周波数騒音と後流中の乱流構造の関係に関して研究を行っている。そこで、本研究では離散周波数騒音の原因となる圧力変動の低減の試みとして平板翼を対象に非定常3次元流れの数値シミュレーションを行い、翼後縁部のセレーションの効果に関する考察を行う。

2. 解析対象

解析対象は2次元平板翼（以下、ノーマル翼）と2次元翼の翼後縁部にセレーション加工を行ったもの（以下、セレーション翼）とする。

基本となる平板翼は、田中ら⁽³⁾の実験に準じて、翼弦長で無次元化した以下の翼とする。

- ・翼弦長さ $C=1$
- ・翼厚 $D=0.0188$
- ・流入速度 $U_{in}=1.595$
- ・レイノルズ数 Re_C (翼弦長基準) $= 1 \times 10^5$

3. 解析手法

乱流モデルについては、LESによりサブグリッドスケールの乱れのみを Shumann の体積フィルタ⁽⁶⁾によりモデル化し、SGS 乱流エネルギー k_{SGS} の輸送方程式を解く1方程式モデルにより解析を行った。

以下に用いた基礎式を示す。

基礎式

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial (\rho \bar{u}_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial (\rho \bar{u}_i)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho \bar{u}_i \bar{u}_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\mu \bar{S}_{ij}) \quad (2)$$

$$\mu = \mu_i + \mu_s$$

SGS 乱流モデル

$$\frac{\partial (\rho k_{SGS})}{\partial t} + \frac{\partial (\rho k_{SGS} \bar{u}_j)}{\partial x_j} = -\tau_{ij} \bar{S}_{ij} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_s}{\sigma_s} \right) \frac{\partial k_{SGS}}{\partial x_j} \right] - \rho C_\epsilon \frac{k_{SGS}^{3/2}}{\Delta} \quad (3)$$

$$\mu_s = C_\mu \rho \Delta \sqrt{k_{SGS}} \quad (4)$$

$$\Delta = (\Delta_1 \Delta_2 \Delta_3)^{1/3} \quad (5)$$

ここで、 $\bar{S}_{ij}$, Δ はそれぞれ速度歪みテンソルとフィルター幅である。また、式(3)、(4)の σ_s , C_ϵ , C_μ は乱流モデルのモデル定数であり、参考文献⁽⁷⁾⁽⁸⁾をもとに以下の値とした。

$$\sigma_s = \frac{1}{1 + (2l/\Delta)}$$

$$C_\mu = 0.0856, \quad C_\epsilon = 0.19 + 0.51(l/\Delta)$$

ここで、長さスケール l はフィルタスケールの Δ と境界層での壁からのスケールである κy (κ は Karman 定数、 y は壁からの距離) の最小値とする。

離散化方法には FVM を使い、SIMPLE スキームによる速度-圧力の同時緩和を行った。離散化の精度は空間、時間に対して2次精度である。

計算格子は、マルチブロックの構造格子を用い、翼近傍で格子解像度をあげるために、局所再分割を行う。

境界条件は図1に示す通りである。

- ・流入条件 一様流れに約1%の一様乱れを重畳させた速度を与えた。
- ・流出条件 対流流出条件
- ・翼壁面条件 ノースリップ条件
- ・その他の外部境界 スリップ条件

また、スパン方向の計算領域の幅は0.2とした。また、本論文では、主流方向を X 、垂直方向を Y 、スパン方向を Z として座標系を定義する。

本解析方法の翼周りの数値解析精度は既報⁽⁴⁾にて示しており、本論文では具体的な適用結果のみについて議論する。

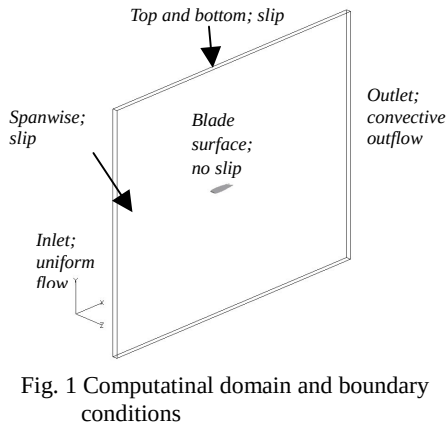


Fig. 1 Computational domain and boundary conditions

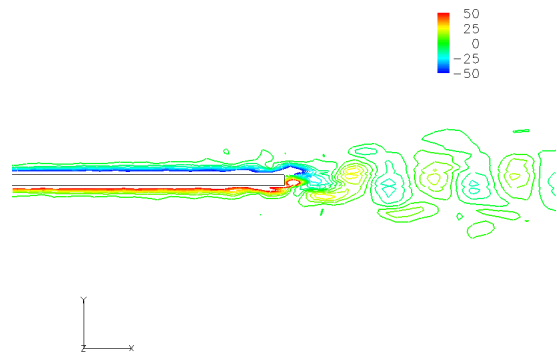


Fig. 3 Contours of instantaneous spanwise vortices

4. 計算結果

4. 1 ノーマル翼

一様流れ内に平板翼を設置すると、後流の不安化によって離散周波数音が発生することはよく知られている。図2には瞬時の速度ベクトルの数値シミュレーション結果を示す。平板翼では後縁部のエッジからはく離が発生しており、後縁部の直近の後流部には逆流が発生し、流れが不安定化していることが判る。図3には後流部の渦構造を調べるためにスパン方向に軸を持つ渦度 Ω_z の分布を示す。ここで、 Ω_z は翼弦長 C と流入速度 U_∞ で無次元化している。周期的な渦度の放出により大きな構造の変動流れとなっていることが確認できる。

つぎに、後流の不安定化によって誘起される翼面の圧力変動値を図4に示す。横軸は翼弦位置で縦軸は後縁部の値で正規化した翼面圧力変動量である。後縁部から前縁方向に圧力変動値は減衰し、 $X/C < 0.8$ の範囲ではほぼ0となっている。また、比較のために田中ら⁽³⁾の実測も合わせて図中に記述する。図5は翼後縁部付近の圧力の時間変動をFFT処理した結果であり、縦軸にパワースペクトル、横軸に無次元周波数を示したものである。変動のピークとなるストローハル数 St は約0.19となり、田中ら⁽³⁾の計測による離散周波数騒音の周波数ピーク0.181に近い値が得られており、翼面の圧力変動量と離散周波数騒音は強い相関を持つことが判る。

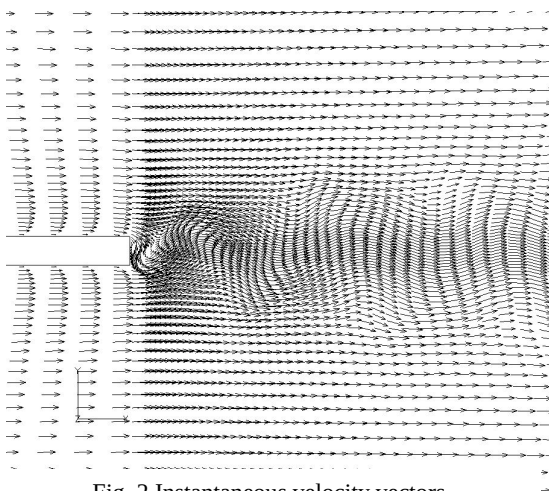


Fig. 2 Instantaneous velocity vectors around the trailing edge

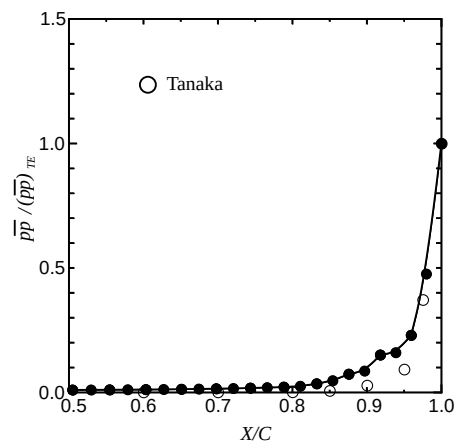


Fig. 4 Pressure fluctuations on the blade surface

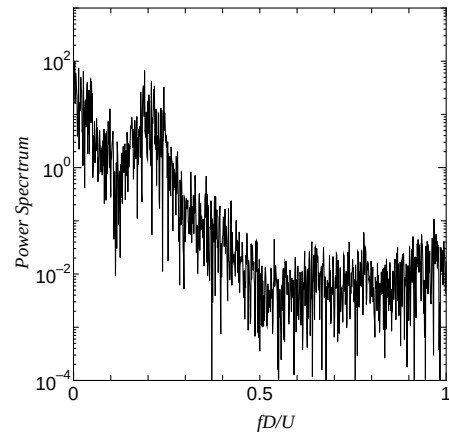


Fig. 5 FFT analysis of pressure fluctuations around the trailing edge

4. 2 セレーション翼

近藤ら⁽⁵⁾は翼後縁部のセレーション加工した軸流ファンへの静音性能についてその効果を示している。しかしながら、詳細な流れの検討については述べられていない。ここでは、前述した平板翼から発生する離散周波数騒音の低減のために、後流制御方法として後縁部のセレーション加工に注目し、LESを用いてその効果を検討する。図6に今回用いたセレーション翼の概略を示す。

ここで、ノーマル翼と同様にセレーション幅 H_s を 0.2 とし、切込み深さ H_c は 0.1 として計算を行った。また、セレーションの先端部を $Z=0$ および $Z=0.2$ とし、切込み部を $Z=0.1$ と定義する。

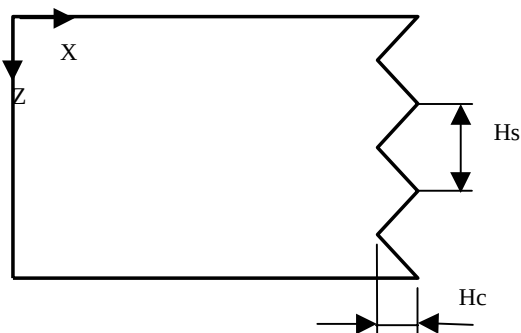


Fig. 6 Top view of the serrated blade on the blade surface

以下に計算結果を示す。

騒音源と考えられる後縁付近の圧力変動分布を調べるために、セレーション翼の翼面圧力分布を図7に示す。ここで、図に示すスパン方向位置は切込み部 ($Z=0.1$) および先端部 ($Z=0$) である。図7の縦軸の圧力変動値はノーマル翼の後縁部の値で正規化している。切込み部ではノーマル翼と比較して、後縁から前縁に向かって切込部の翼面圧力変動が急減していることが判る。また、セレーション先端部では圧力変動が数分の1程度と小さい。また、図8には後縁部の翼面圧力変動の表面分布を示す。後縁部の切込みにおいてもっとも変動が強く、セレーション先端に向って変動強度が低下していることが判る。

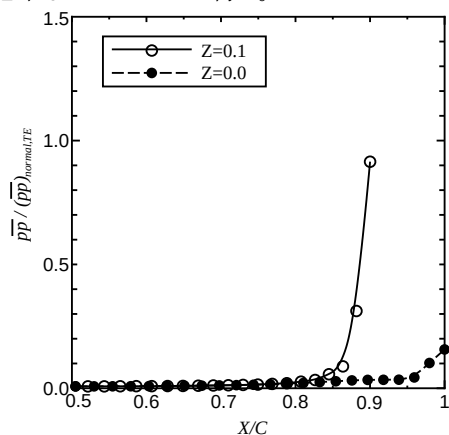


Fig. 7 Pressure fluctuations on the blade surface of the serrated blade

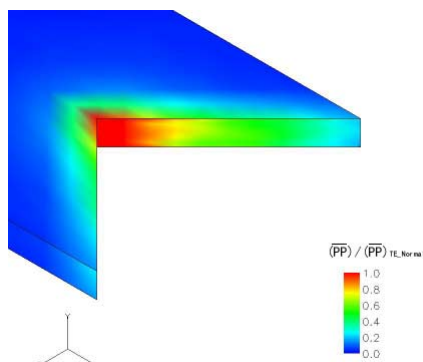


Fig. 8 Pressure fluctuations on the blade surface around the trailing edge

以上のことから、セレーション加工は翼後縁部の圧力変動を軽減させるため、ノーマル翼と比較して離散周波数騒音は低減可能と考えられる。

つぎに、後流部の流れを示し、翼近傍後流の流れの構造の変化とセレーションとの関連を示す。ノーマル翼では、後流には周期変動する大規模な渦構造が認められた。セレーション翼の場合には、図9に示すように、スパン方向渦度 Ω_z の分布はノーマル翼 (図3) と比較すると、切込み部 ($Z=0.1$) では垂直方向の変動が小さくなっている。また、先端部 ($Z=0$) では切込み部と比較すると垂直方向の変動は大きい、スパン方向の渦構造は小さくなっていることが判る。

このように、セレーションによって切込み部では速度変動の垂直変動は抑制されることが判る。

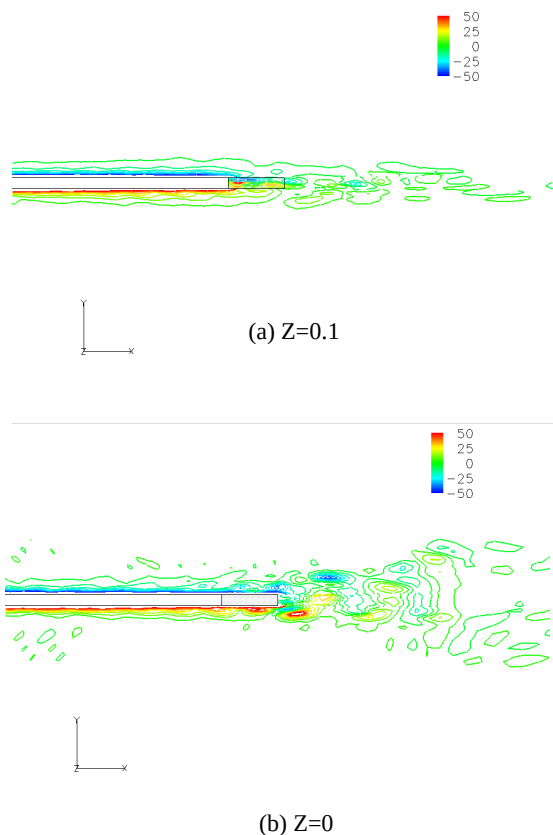


Fig. 9 Contours of instantaneous spanwise vortices of the serrated blade

つぎに、セレーションによって発生する縦渦の影響について検討する。時間平均した無次元主流方向渦度の等値面 ($\Omega_x = \pm 25$ 、黄緑が正、水色が負である) を図10に示す。

図10では後縁の端面直後に強い縦渦成分が認められる。これらの渦は後縁部の流れを切込み部に集める構造になっており、切込み部後流の安定化を図るように作用している。

以上に示したように平板翼後縁部にセレーション加工を施した場合、セレーションは後流に縦渦を発生させ、後流の渦構造を速度変動を抑制する構造に変化させる。その結果、離散周波数騒音源と考えられる後縁部の翼面圧力変動が低減される。

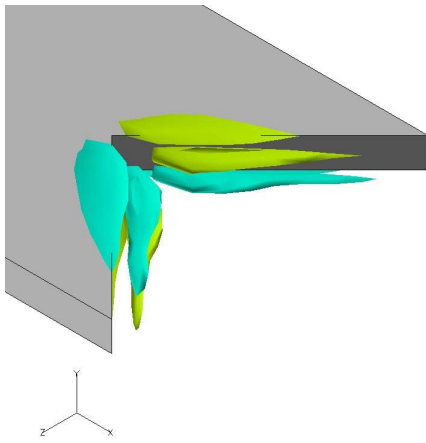


Fig. 10 Iso-surface of mean streamwise vortices
 $(\Omega_x = \pm 25)$

5. 結言

平板翼の離散周波数騒音に対する後縁部のセレーション加工の効果について検討を行った。セレーションは後流の制御に効果があり、翼後縁部の翼面圧力変動を軽減させることで離散周波数騒音を低減させる可能性があると考えられる。

参考文献

- (1) 深野ほか 3 名, 機論, 51-469, B(1985), P.2828.
- (2) 秋下ほか 2 名, 機論, 44-387, B(1978), P.3797.
- (3) 田中ほか 1 名, 機論, 65-633, B(1999), P.1671.
- (4) U. Buckle, M. Kurokawa ほか 2 名, 第 11 回計算力学講演論文集, (1998), P.249.
- (5) 近藤ほか 3 名, 三菱重工技報 Vol.33 No.2 (1996-3), P.98
- (6) Schumann, U., J. Comput. Phys. 18(1975), P.376.
- (7) Jones, W. P. et al., In 3rd Int. Symp. On Engineering Turbulence Modeling and Measurements(1996)
- (8) Deardorff, J. W., Boundary-Layer Meteorol. 18(1980) P.495.