

低Re数の二次元翼から発生する後縁ノイズの数値解析

○池田 友明, 高木 正平 (JAXA 研開本部)

Numerical simulations of trailing-edge noise generation from 2-D airfoils at low Reynolds numbers

Tomoaki IKEDA and Shohei TAKAGI

JAXA Aerospace Research and Development Directorate

ABSTRACT

The compressible flows around 2-D airfoils are simulated by using a high-order numerical scheme. In this study, the generation of trailing-edge noise is directly reproduced as the fluctuation in pressure field. Two types of airfoils are investigated: NACA0012 and NACA0006. The obtained results on the vortex-shedding frequencies and the growth rate of velocity fluctuation confirm that the tone noise frequency is determined by the wake instability in both cases. The dipole sound scattered by the acoustically non-compact airfoils shows multiple lobes in the far-field directivity. By imposing non-zero angle of attack, very weak instability waves develop in the suction-side boundary layer, which has an inflection-point instability. However, the observed instability waves have little effects on the development of Karman vortex shedding in the present calculation.

Key Words: trailing-edge noise, computational aeroacoustics, wake instability

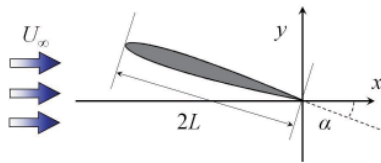


Fig. 1 Flow configuration for NACA0006 airfoil.

1. 研究目的

二次元翼周り流れにおいて後流域に非定常な渦変動を伴う時、幾何学的に尖った後縁の近傍では、非常に大きな渦変動が生じる。流れが低マッハ数の場合には、この後縁の渦変動は、後流域に存在する元々の渦変動と比較してはるかに大きなオーダーを持つ音波を放射する。これは後縁ノイズとして知られる狭帯域騒音である。乱流遷移を伴う高レイノルズ数流れにおいては、境界層内の不安定波の発達過程や遷移位置などが後縁ノイズの発生に大きく影響することが知られており、これに対する実験的研究が多く存在する。

一方、境界層遷移を伴わない低レイノルズ数流れにおいては、カルマン渦の発生は主に後流域の不安定に由来すると考えられる。翼周り流れの場合は、渦変動は後縁からある程度離れた後流域で急激に発達する。後流域の速度分布は、翼の存在による速度欠損に基づいた変曲点を持つため、これに起因する後流不安定がカルマン渦生成において支配的であると予想される。本研究では、比較的レイノルズ数の低い領域で、NACA0012と0006の二種類の二次元翼周り流れから発生する後縁ノイズを取り上げる。翼後縁を発生源とする音響的攪乱を含む圧縮性効果は、高精度スキームによる圧縮性数値解法を用いて直接的に解像し、これら音響的攪乱が境界層および後流内の変動に与える影響について考察する。

2. 計算手法並びに概要

流れモデルの概要を Fig. 1 に示す。ここでは、翼後縁を原点に取り、 x 軸からの傾き α を迎角とし、領域左側から速度

U_∞ の流入がある。NACA0012 型翼に対してはコード長 L 、0006 型翼に対しては $2L$ を選び、それぞれ等しい翼型厚みのもとで比較を行う。代表長さ L と U_∞ に基づいたレイノルズ数は 10,000 である。迎角 α として NACA0012 には 0.0° を、0006 には 3.5° を選ぶ。流入マッハ数 M には 0.1, 0.2 ないし 0.3 を与える。

基礎方程式には二次元の圧縮性 N-S 方程式を用いる。流れ場は C 型格子を用いて差分法により離散化し、時間方向の離散化には 4 次精度の Runge-Kutta スキームを、空間方向には 6 次精度コンパクトスキームを用い、境界及び数値格子接合部では特性条件を適用する。計算領域は翼前縁から上流では径方向に $50L$ 、翼後縁から下流方向に $70L$ 取る。ここで、境界・接合部近傍での空間方向の精度低下を抑えるために、風上陽差分による特性方程式を境界条件として組み込んだコンパクトスキームを採用する¹⁾。格子解像度は、NACA0012 に対しては翼周り方向に 1800、翼垂直方向に 600 に分割した計 108 万点の、NACA0006 に対しては翼周り方向の解像度を増やした 120 万点の二次元格子を用いる。

3. 計算結果

計算は一様流を初期条件とし、 U_∞ と L による無次元時間でおおよそ 80 から 100 程度で十分発達した周期的渦変動が得られる。同じく無次元化された周波数は、 $M = 0.2$ の場合、NACA0012 で 2.5、NACA0006 で 2.3 である。代表長さ L に換えて翼厚み $0.12L$ を用いると、ストローハル数はそれぞれ、0.30, 0.27 と見積もられる。これらは円柱後流のストローハル数 0.2 に近く、ここで得られている周波数は後流不安定に起因することが推察される。Fig. 2 及び Fig. 3 では、翼後縁から $10L$ 離れた位置での各マッハ数の音波指向性を比較している。二次元後縁ノイズの圧力変動 $\delta p/p_\infty$ は $M^{2.5}$ の依存性を持つため、 $M = 0.1$ を基準に、より高いマッハ数での結果に対しては依存性分を乗数としている。しかしながら、NACA0012 のケースでは、 $M^{2.5}$ より大きなマッハ数依存性を持つことがわかる。これは、マッハ数の増大に伴いカ

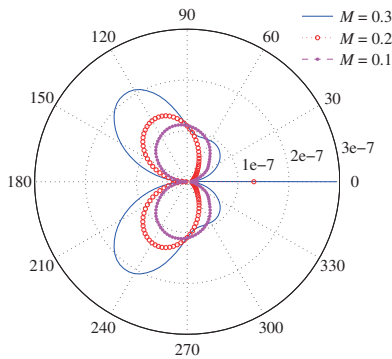


Fig. 2 Sound directivity sampled at $r = 10L$ for various Mach numbers of the fl w around NACA0012. The factor $M^{2.5}$ dependence is multiplied to compare with the case $M = 0.1$.

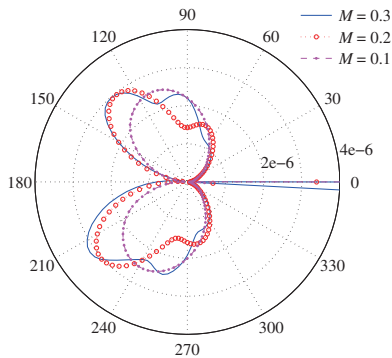


Fig. 3 Sound directivity for the fl w around NACA0006. See the caption of Fig. 2.

ルマン渦の空間的分布が変化し、より後縁に近い位置で成長を見せるためであり、結果的に後縁ノイズの増大につながっている。これに対して、NACA0006では放出される音圧レベルは概ね $M^{2.5}$ 依存性に従うと言える。迎角を持たせることで、より後縁に近い位置で十分にカルマン渦が発達しており、マッハ数の変化が後流渦生成に与える影響は観察されない。また、より高いマッハ数においては音波の波長が減少し、翼弦の音響的コンパクト性が満たされなくなる。これにより後縁ノイズの指向性がより複雑なパターンを示す。これは既報の研究にもある通り²⁾、音波の翼面、特に前縁での散乱の影響が顕著になるためである。特に、Fig. 3で見られるように、 $M = 0.2, 0.3$ の結果では指向性に複数のローブ (lobe) が出現し、音響理論では二重極音として記述される後縁ノイズが遠方場において多重極性を示すのは興味深い。

Fig. 4及びFig. 5に、翼上面側境界層及び後流中の速度変動の rms 値分布を示す。いずれのケースにおいても、境界層内の速度変動は主流速度に対して1%未満であり、マッハ数に関わらず後縁を挟んで急激に変動が増大する様子が捉えられている。これは前述の通り、カルマン渦の発生が後流不安定に由来することによる。しかしながら、境界層内の微小な速度変動にはマッハ数依存性が示される。NACA0012の場合、これは主に後縁から上流方向へ伝播する音響変動であり、前縁近傍を除いて後縁からの距離とともに減衰する。一方、NACA0006の場合、一定幅の隆起を持つ分布が認められる。これは、境界層内で流れ方向に増幅する不安定波の存在を示

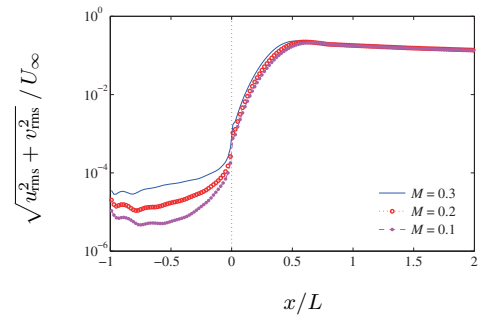


Fig. 4 Streamwise growth of the root-mean-square velocity magnitude for NACA0012. Maximum at each x location is presented.

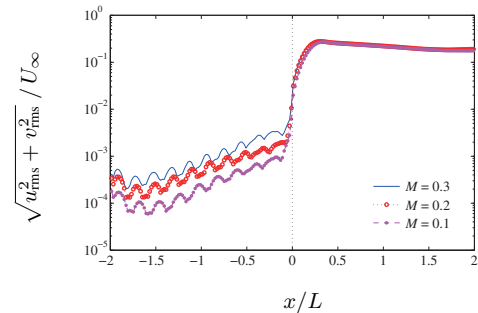


Fig. 5 Streamwise growth of the root-mean-square velocity magnitude for NACA0006.

しており、隆起幅は不安定波の一波長に対応する。時間平均に現れる隆起は、互いに位相速度の異なるそれら不安定波と後縁から上流に伝播する音波との干渉の結果である。即ち、低レイノルズ数の境界層においても、迎角を持たせた翼面境界層で逆圧力勾配により変曲点を持つ速度分布が現れる場合、非粘性型の不安定が生じていることを示唆している。Fig. 5では翼前縁からこの変動が見られることから、曲率の大きい前縁において音波が受容され、下流へと伝播する不安定波を形成することが確認された。

4. まとめ

低マッハ数・ $Re = 10,000$ でのNACA0012及び0006翼周りに二次元流れから発生する空力音の数値的再現を行った。一樣流マッハ数を $M = 0.1 \sim 0.3$ の範囲で変化させることで、音波のマッハ数依存性を考察した。音波が翼弦長に対してコンパクト性を満たさない場合、翼面での散乱の影響が無視できなくなり、複数のローブを持つより複雑な分布を示す様子が捉えられた。速度変動場の様子からは、カルマン渦生成は後流不安定に起因することが確認された。同時に、NACA0006翼上面での境界層内に不安定波の存在が認められた。この不安定波は後縁ノイズのフィードバックであるが、カルマン渦形成への影響については限定的であると推論される。

参考文献

- 1) T. Ikeda, T. Sumi, and T. Kurotaki. Interface conditions of finite-difference compact schemes for computational aeroacoustics. In *Proc. 26th Congress of Int. Council of Aeronautical Sciences, Session 2.3.1*, Anchorage, Alaska, 2008.
- 2) 池田, 高木. 低 Re 数の二次元翼から発生する空力音について. 第43回「境界層遷移の解明と制御」研究会, 2008.