

低 Re 数の二次元翼から発生する空力音について – 数値手法 –

○池田 友明, 高木 正平 (JAXA 研開本部)

On the aerodynamic-noise generation from 2-D airfoils at low Reynolds numbers – computational aspects –

Tomoaki IKEDA and Shohei TAKAGI

JAXA Aerospace Research and Development Directorate

ABSTRACT

Aerodynamic noise generated from 2-D airfoils is of interest in conjunction with the development of Karman-vortex shedding in the wake region. In this study, the computational aspects are discussed to reproduce the trailing-edge noise using acoustic analogies, based on the flow field obtained by a compressible flow solver with higher-order numerical schemes. The comparative study indicates that less-expensive acoustic analogies fail in representing the acoustically non-compact sound source with incompressible flow field. However, by using a compressible near-field solution, the FW-H equation successfully predicts the far-field sound pressure directivity, for an accurate pressure fluctuation is provided at the airfoil surface.

Key Words: trailing-edge noise, computational aeroacoustics, acoustic analogy

1. 研究目的

当研究グループでは、航空機から発生する空力騒音の低減を目的とした基盤技術の確立を目指し、研究を行っている。数値計算手法の面では、Computational Aero-acoustics (CAA) 技術を用いて、翼周り流れ等から発生する空力音を高精度で予測することを目的としている。

航空機翼周りから発生する顕著な狭帯域騒音として、trailing-edge (TE) ノイズがある。Crighton らによれば¹⁾、TE ノイズの発生は、後縁を特異点とする非圧縮ポテンシャル流れのアナロジーと捉えることができる。即ち、後縁近傍に存在する渦が音源となり、渦から直接的に放出されるよりもはるかに大きなオーダーを持つ音波が後縁から散乱される。音源として周期的なカルマン渦が存在する場合には、渦の振動周波数と同じ周波数を持ち、二重極的な振る舞いを示すトーン・ノイズが観測される²⁾。ここでは、比較的レイノルズ数の低い領域で二次元翼周り流れから発生する TE ノイズを取り上げ、音響アナロジーによる TE ノイズの再現性を検証する。

2. 音響アナロジーに関する考察

物体周り流れから発生する騒音予測に Lighthill の音響アナロジーを適用する場合、Curle や FW-H の式に代表される自由空間の Green 関数を用いる積分手法と、物体形状を考慮した Green 関数による手法とが挙げられる。解析的には前者のほうが扱いが容易であり、低マッハ数流れのように二重極成分が卓越する場合には面音源を扱うため、計算コストも低く抑えることができる。本研究では、高精度圧縮性解法により近傍場を決定するため、面音源として物体近傍の圧力分布を正確に与えることができる。これ故、音源のコンパクト性の仮定を導入する必要はなく、遠方場の音圧予測において精度面での有効性が期待できる。

しかしながら、前節で述べたように、TE ノイズなどの二重極音は、本質的には物体近傍の渦変動（＝四重極音源）に起因するものであり、二重極音をその発生機構と関連付けて定量的に評価する上では、後者の物体形状を考慮した Green 関数を用いることが望ましい。一般にはこの手法は、時間的・

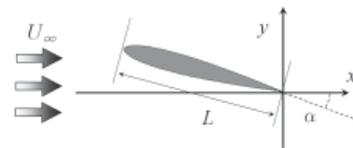


Fig. 1 Flow configuration

空間的に四重極音源をサンプリングし、その後 Green 関数を用いて積分をする必要があるため計算コストが非常に大きい。Howe は音源のコンパクト性の仮定を用いて、この Green 関数を近似する方法を提案しており³⁾、この場合比較的低コストで音響場の見積もりが可能である。以下では、上述の FW-H の式による面音源の積分手法と、Howe のコンパクト Green 関数を用いた方法との比較を行う。

3. 計算手法並びに概要

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。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⁴⁾。

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、コード長 L の NACA0012 型翼に対して、 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。音響計算例として用いられる典型的なケースでは、マッハ数 $M = 0.3$ 、コード長 L と U_∞ に基づいたレイノルズ数 $Re = 5000$ である。また、迎角 α として 5.0° を選ぶ。

4. 計算結果

Fig. 2 に、圧縮性解法から直接的に得られた圧力変動の瞬時値と、翼表面の圧力変動から FW-H 式の二重極成分を用いて予測された音圧分布の比較を行う。翼は一樣流中で静止

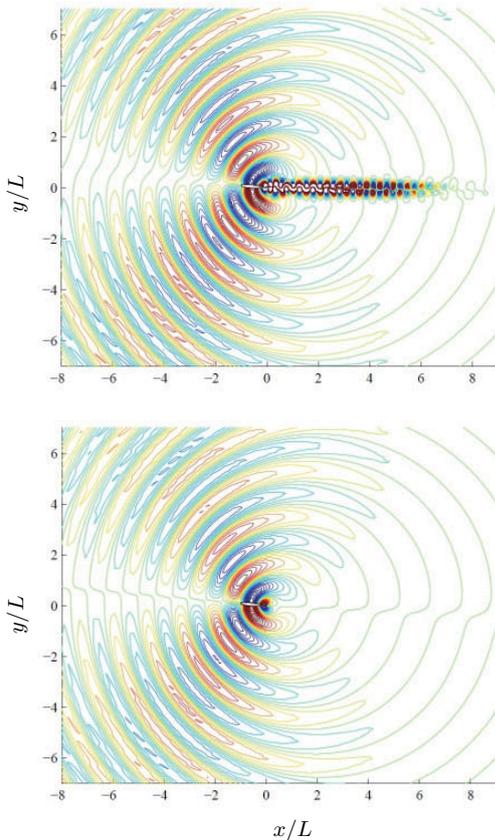


Fig. 2 Instantaneous sound pressure distributions generated from TE: (top) direct computation; (bottom) dipole term of the FW-H equation. One contour level denotes $6.3 \times 10^{-5} p_0$.

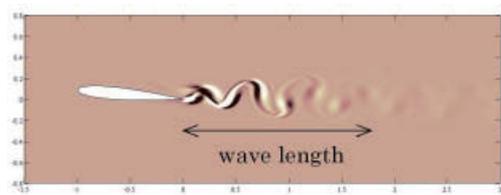


Fig. 3 Instantaneous sound-source distribution of the y -direction for the compact Green's function.

しているため、FW-H の式を適用する際には一様流に対してガリレイ変換を施す。これ故、得られた音圧分布ではドップラー効果が考慮されている。FW-H 式の結果では、翼近傍から遠方場に至るまで、圧力変動の音響成分を定量的に精度良く再現しているのがわかる。特に、斜め上流方向に対して強い音波が伝播している様子が伺える。これは、後述するように、単にドップラー効果により音圧が増幅されたのではなく、音源のコンパクト性が満たされない TE ノイズ特有の性質であることが示唆される。

次に、コンパクト Green 関数による積分手法の検討を行う。Fig. 3 に、Lamb ベクトルの時間微分 $\partial_t(\vec{\omega} \times \vec{u})$ に対して、コンパクト Green 関数による幾何学的重みを作用させた音源分布を示す。ここでは、主成分である y 方向成分のみを抽出している。音波の 1 波長は、図にある通りおよそ $1.8L$ であり、音源の分布範囲はそのスケールより十分小さいとは言えない。また、上述の幾何学的重みは、翼後縁のように曲率の大きい場所でも卓越し、後縁近傍の渦変動の寄与を増幅させる作用を

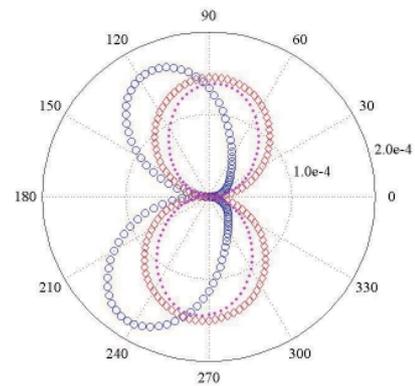


Fig. 4 Directivity of δp_{rms} at $r = 10L$: \circ , FW-H; \diamond , compact Green's function; \cdot , FW-H using the fl w fiel at $M = 0.05$.

持つ。しかしながら、特異点となる後縁を除き、その近傍の音源が特に大きいとは言えず、むしろ翼から離れた後流域の渦成分の寄与を抑える働きがあることがわかる。

ここで、上記の音響アナロジーを用いた音圧の定量的比較を行った。Fig. 4 に後縁から $10L$ の位置での音圧変動の実効値 δp_{rms} の指向性分布を示す。圧縮性解法で直接得られた圧力変動は FW-H の結果とほぼ一致する。上述の 2 つのアナロジー手法に加えて、 $M = 0.05$ で求めた翼表面の圧力変動に対して FW-H の式を適用した結果も同時に示す。これは、従来しばしば用いられる、非圧縮解法に Curle の式を適用する場合の妥当性を検証するためである。 $M = 0.05$ では音の波長が $11L$ 程度であるため、コンパクト性の仮定は適当である。しかし、Fig. 2 で観測された斜め前方に強い音波が生じる様子は、 $M = 0.3$ の流れ場から求めた FW-H 以外の 2 通りの手法では再現されておらず、且つ両者は同等な二重極分布を示す。これらの積分においては何れもドップラー効果を考慮しているため、 $M = 0.3$ での音源の非コンパクト性がこの差を生んでいると推測される。非圧縮解法と Curle の式の組み合わせが妥当であるためには、音源のコンパクト性が満たされる必要があることが示唆された。

5. まとめ

$Re = 5000$, $M = 0.3$ での NACA0012 翼周り二次元流れにおける空力音の数値再現性の検証を行った。この研究で用いた計算コードは、現在本研究グループにて空力音響解析ツールとして開発中のものである。高精度圧縮性解法と音源のコンパクト性を仮定しない FW-H の積分手法を組み合わせることで、精度良い空力音予測が可能であることを示した。

参考文献

- 1) D. G. Crighton and F. G. Leppington. On the scattering of aerodynamic noise. *J. Fluid Mech.*, Vol. 46, pp. 577–597, 1971.
- 2) 高木, 池田, 伊藤. 低レイノルズ数における対称翼の後流不安定性. 日本流体力学会年会, 神戸, 2008.
- 3) M. S. Howe. *Theory of vortex sound*. Cambridge university press, 2003.
- 4) 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.