

翼周り非定常流れの LES 解析と騒音予測

Large Eddy Simulation of Unsteady Flow around an Aerofoil and Numerical Prediction of Aerofoil Noise

宮 澤 真 史*・加 藤 千 幸*・吉 識 晴 夫*・鈴 木 康 方*

Masashi MIYAZAWA, Chisachi KATO, Haruo YOSHIKI and Yasumasa SUZUKI

1. は じ め に

流れから発生する騒音は、そのレベルが流速の 4 乗から 8 乗に比例するという性質から、航空機や高速鉄道車両、流体機械などの分野を中心に、低減のための研究が進められてきた。比較的身近な分野では、エアコンの室外機などに使われる冷却用ファンの空力騒音低減に関する研究が盛んに行われている。加えて近年、オフィス・家庭向けの情報機器に高性能マイクロプロセッサが搭載されるようになり、既に PC など一部の分野では、プロセッサや電源装置の冷却ファンから発生する騒音の低減が重要な問題と位置付けられている。近い将来、冷却ファン騒音の低減は、情報機器や家電などの分野においても重要な開発課題になると予測される。

比較的高速の翼周り流れから発生する騒音の予測は、航空機エンジンや高揚力装置 (High Lift Devices) の空力騒音を予測するための基礎として古くから重要視されており、理論的・解析的手法を中心として研究が行われてきた¹⁾。その一方で、翼弦長と主流速度を基準としたレイノルズ数が $10^4 \sim 10^5$ オーダーの比較的低速の翼周り流れから発生する騒音は、小型の冷却用ファンなどの基礎として重要である。しかし、レイノルズ数が $10^4 \sim 10^5$ オーダーの低速の流れは航空機や高速の流体機械ではほとんど問題とならないことや、翼周りの境界層の剥離や乱流遷移などを伴うために、解析的な取り扱いが難しいことから、近年になってその数値予測が試みられている^{2,3)} もの、有効な予測手法はまだ確立されていない。

本研究ではレイノルズ数が 10^5 オーダーの比較的低速の翼周り流れから発生する空力騒音の予測を目指しており、乱流現象を高精度に予測可能な Large Eddy Simulation (LES) と、音響学的類推 (Acoustic Analogy) に基づいて騒音を数値的に予測する手法の高度化を目的としている。

*東京大学生産技術研究所 人間・社会部門

本稿では、オーバーセット法を利用して翼面近傍を高解像度化した解析メッシュによる LES 解析の結果、および、騒音の予測結果について述べる。

2. 流れの解析方法

本研究では、形状適合性に優れた有限要素法を用いて LES 解析を行う。LES 解析の基礎式は、直交座標系で記述された、格子フィルタにより平均化された連続の式 (1) と Navier-Stokes 方程式 (2) である。すなわち、

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

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{u}_i \bar{u}_j + \tau_{ij}) = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \nu \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad \dots\dots\dots (2)$$

ここに、 \bar{u}_i ($i=1, 2, 3$) は格子フィルタにより平均化された x_i 方向の流速成分、 \bar{p} は同静圧であり、また、 ρ , ν はそれぞれ流体の密度および動粘性係数 (既知) を表す。

SGS モデルとしてはダイナミック・スマゴリンスキー・モデル (DSM) を用いている。すなわち、

$$\tau_{ij} \equiv \bar{u}_i \bar{u}_j - \bar{u}_i \bar{u}_j = -2(C_s \Delta)^2 |\bar{S}| \bar{S}_{ij} + \frac{1}{3} \delta_{ij} \tau_{kk} \quad \dots\dots\dots (3)$$

$$\bar{S}_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right), |\bar{S}| = \sqrt{2 \bar{S}_{ij} \bar{S}_{ij}} \quad \dots\dots\dots (4)$$

ここで、 C_s はスマゴリンスキー係数、また、 Δ は格子フィルタ幅であり、Germano⁴⁾ および Lilly⁵⁾ の提案に従って、式 (5) から (7) により C_s の値を計算する。すなわち、

$$C_s^2 = \frac{1}{2\Delta^2} \frac{\langle M_{ij} L_{ij} \rangle}{\langle M_{ij} M_{ij} \rangle} \quad \dots\dots\dots (5)$$

$$M_{ij} = |\tilde{S}| \tilde{S}_{ij} - \alpha^2 |\tilde{S}| \tilde{S}_{ij} \dots\dots\dots (6)$$

$$l_{ij} = (\tilde{u}_i \tilde{u}_j - \tilde{u}_i \tilde{u}_j) - \frac{1}{3} \delta_{ij} (\tilde{u}_k \tilde{u}_k - \tilde{u}_k \tilde{u}_k) \dots\dots\dots (7)$$

本研究で対象とする翼周りに流れるには、DSMを使用することにより翼周りの境界層の予測精度を高めることができることが分かっている。上記の有限要素法によるDSMの定式化の詳細は参考文献⁶⁾を参照されたい。

3. 流れ場の予測結果

翼弦長 C と主流速度 U_∞ とを基準としたレイノルズ数が 2×10^5 の NACA 0012 翼周りの流れを計算した結果を報告する。計算を行った翼の迎角は 9 度で、このレイノルズ数における最大揚力点 (約 10 度) に近い状態である。

解析領域は、翼弦長 C に対して、半円部分の半径が $3C$ 、後流部分が $2C$ 、スパン方向が $1C$ の C 型メッシュである。解析領域の概略図を Fig. 1 に示す。翼前縁を原点とし、翼弦方向を x 軸、翼弦と垂直な方向を y 軸、スパン方向を z 軸とする座標系において、解析領域外縁の半円弧の部分および、直線部 $y = \pm 3C$ の部分に乱れのない一様流の流入境界条件、翼面上に壁面 (No-Slip) 条件、 $x = 3C$ かつ $-3C < y < 3C$ の面に流出の境界条件を設定した。また、スパン方向には周期境界条件を用いた。

翼周りに流れる LES では、翼面近傍のメッシュ解像度が解析結果に大きく影響する⁷⁾。そこで本研究では、翼面近傍のメッシュ解像度を高めるため、Overset Mesh 法を用いた複合二領域メッシュを用いた。この複合二領域メッシュは、総格子点数が約 460 万点であり、翼面近傍の細密なメッシュ (約 330 万点) とそれ以外 (約 130 万点) の二つの領域からなる。また、比較のために、Overset を用いない、総格子点数約 180 万点の単一領域メッシュも使用した。複合二領域および単一領域メッシュの分割数と平均的な解像度 (壁座標) をそれぞれ、Table 1 および Table 2 に示す。

LES 解析の精度および後述する音の予測精度を検証するため、鈴木らによる風洞実験結果⁸⁾と同じ条件の下で解析を行い、解析結果と実験値を比較した。実験では、翼断面が NACA 0012、翼弦長 100 mm ($=C$)、スパン長 500 mm の二次元翼が回流式低騒音風洞のセミオープン型計測部に垂直に設置され、翼面静圧分布の計測、レーザー Doppler 流速計 (LDV) による翼面近傍および後流流速分布の計測、およびマイクロホンによる空力音の計測などが行われている。実験における計測部の概略図を、Fig. 2 に示した。主流の流速は 30 m/s で、翼弦長と主流流速を基準として算出したレイノルズ数は、約 2×10^5 である。ただ

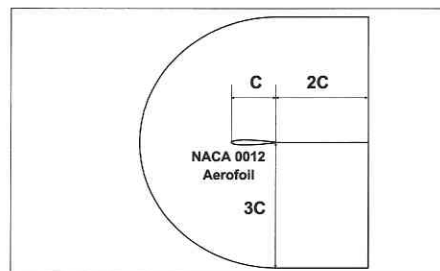


Fig. 1 解析領域概略図

Table 1 メッシュ分割数

	4.6M Overset		1.8M Single
	Inner	Outer	
翼周り	1079	719	719
後流	160	130	130
壁面垂直方向	42	24	60
スパン方向	100	50	50
領域内合計	3.3M	1.3M	
合計	4.6M		1.8M

Table 2 メッシュ解像度

	4.6M Overset	1.8M Single
Δx^+ (翼周方向)	15	50
Δy^+ (壁面垂直方向)	1	7
Δz^+ (スパン方向)	80	150

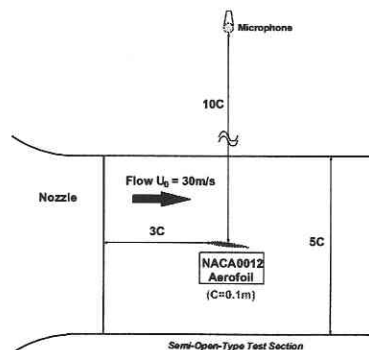


Fig. 2 風洞実験計測部の概略図

し、LES 解析における翼のスパン長は翼弦長に等しく ($=C$)、実験における条件 (スパン長 $5C$ 、翼両端は風洞の計測部の地面板および天板に固定されている) と異なっている。

まず、NACA 0012 翼の揚力・圧力抗力係数、および、迎角 9 度における翼面時間平均静圧分布を Fig. 3 および Fig. 4 に示す。揚力・圧力抗力係数、翼面時間平均静圧分布に関しては、解析結果は実験値とほぼ一致している。

次に変動値の解析精度について述べる。流速や圧力の変

研 究 速 報

動値の予測精度は、翼面に発達する境界層の解析精度によって決定されると考えられる。本研究で対象としているレイノルズ数が約 2×10^5 の流れでは、翼前縁付近で境界層が一旦剥離し、すぐに乱流遷移して再付着する。LES 解析では、この遷移過程が定性的には捉えられているものの、定量的な予測精度には問題が残っている。その一例として、Fig. 5 に負圧面側翼面静圧の変動値 (RMS 値) の分布を示す。LES の結果は、変動値を過大評価しており、特に前縁近傍の遷移領域では、実験値に対して 6 倍程度の極端な過大評価を示していることが分かる。しかし、後縁に近づくにつれて過大評価の度合いは小さくなり、実験値に近づいていく傾向にある。このことから、本研究の LES 解析は主に前縁近傍の遷移領域とその後の乱流境界層の発達過程

を十分に捉えることができていないと考えられる。

変動値の予測精度は、複合メッシュを用いて翼面近傍のメッシュ解像度を向上させることで改善される。しかし、特に剥離・遷移領域における変動値の予測精度に関しては、解像度の高いメッシュを用いたとしても、LES による解析結果と実験値との間には、Fig. 5 に見られるような大きな差が認められる。その原因は、現状の LES 解析手法と本研究で用いた二種類のメッシュ解像度の下では、境界層の乱流遷移の過程で起こるエネルギーカスケードを十分に解析できていないためと思われる。実際の遷移現象は、本研究の LES 解析と比べて、極めて短時間の間に狭い領域内で、平衡状態である乱流境界層への移行を完了している。現在の LES 解析ではメッシュ解像度をさらに上げたとしても、この遷移過程の解析は難しいと考えられる。今後、変動値の予測精度を向上させるためには、剥離・遷移領域に対するモデル化など、計算手法の改良が必要であると思われる。

4. 音の予測結果および音源の分布

LES 解析で得られた翼面静圧を音源とし、Curle の式⁹⁾により翼周り流れから発生する音を予測した。

$$P_a = \frac{1}{4\pi a r^2} \frac{\partial}{\partial t} \int_S n_i p(y, t - \frac{r}{a}) ds \quad \dots\dots\dots (8)$$

ここで、 P_a は音圧、 a は音速、 x_i および r はそれぞれ、観測点と音源の間のベクトルと距離、 n_i は音源 (翼面) の法線ベクトルを表し、式中に現れる $t - r/a$ により音源と観測点の間を音が伝播する際の遅延時間を表現している。式 (8) が導出される過程では、遠方場の仮定および音の波長が音源となる物体の寸法よりも十分長い、というコンパクト・ボディの仮定が用いられている。

Fig. 6 に LES 解析と式 (8) により予測された音のスペクトルと、前述の風洞実験で測定された実験値とを比較した結果を示した。音の計測位置は Fig. 2 に示したように、翼から主流と直角方向に 1 m (= 10C) 離れた点である。解析と実験では、翼のスパン長が異なる (解析では 1C、実験では 5C) ため、スパン方向の解析領域外の部分とは圧力変動の相関がないとして、解析の結果が実験のスパン長に対応するように補正を行った。

Fig. 6 から、式 (8) による予測結果は、約 2 kHz までの低周波数域では実験値と比較的良好に一致していることが分かる。しかし、2 kHz を越える高周波数域では、10 dB 程度の過大評価となっている。

この過大評価の原因として、以下の二種類が考えられる。一つは式 (8) でコンパクト・ボディを仮定しているため

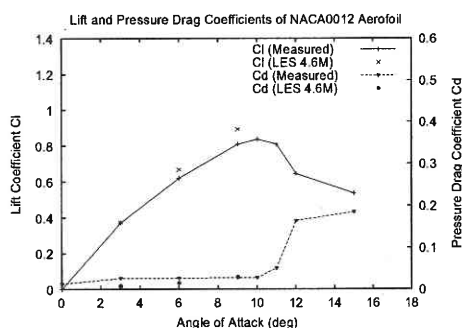


Fig. 3 揚力・圧力抗力係数

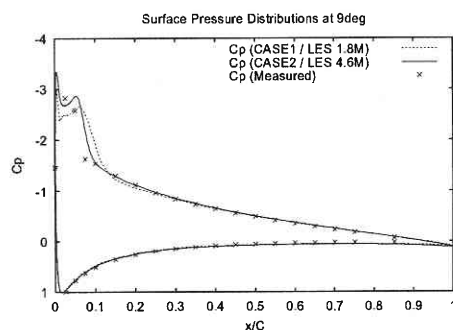


Fig. 4 時間平均翼面静圧分布 (迎角 9 度)

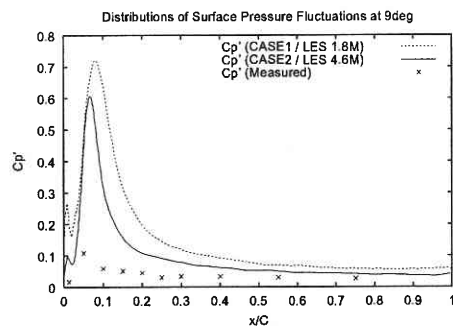


Fig. 5 翼面変動静圧分布 (迎角 9 度)

に、高周波の音の伝播を正確に解析できていない可能性、もう一つは、音源となる翼面の圧力変動に、LES 解析で用いている数値スキームの不安定性などによる数値的な振動が含まれている可能性である。しかし、どちらの原因が支配的であるか、現時点では特定できていない。

最後に、LES 解析で得られた翼後縁付近のレイノルズ応力 $-\overline{u'v'}$ の分布と前述の風洞実験で LDV により計測された結果を Fig. 7 および Fig. 8 に示す。レイノルズ数 2×10^5 ,

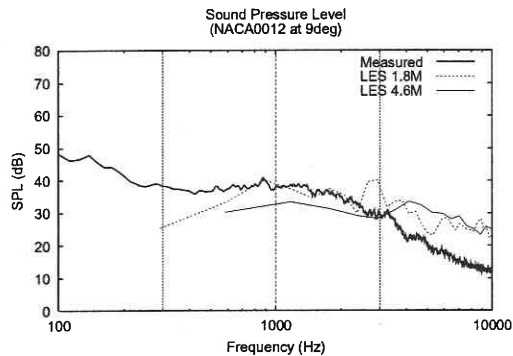


Fig. 6 翼周り流れから発生する空力音のスペクトル (予測結果と実験値の比較)

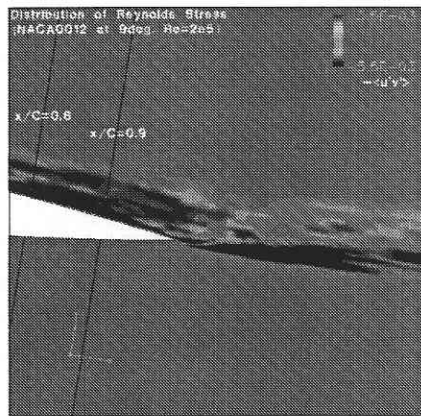


Fig. 7 レイノルズ応力 $-\overline{u'v'}$ の分布 (LES 解析結果)

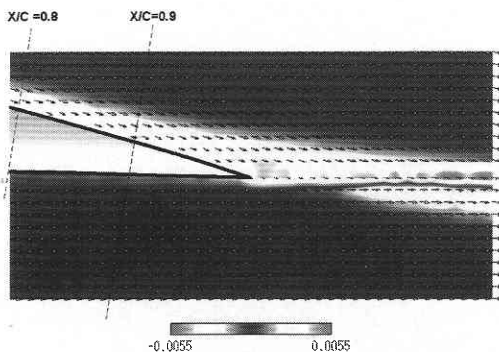


Fig. 8 レイノルズ応力 $-\overline{u'v'}$ の分布 (実験結果⁸⁾)

迎角 9 度における NACA 0012 翼周りの流れでは、乱流境界層が後縁まで付着しているため、主な空力騒音源は後縁付近にあると推定される。解析結果と実験結果は、定性的には一致した分布を示しており、LES 解析による空力騒音源の定性的な予測は現時点でも可能であると考えられる。

5. お わ り に

高精度な乱流解析手法である LES と音響学的類推に基づいて、レイノルズ数 2×10^5 の NACA 0012 翼周りの流れ場と流れから発生する空力音を数値的に予測した。予測された流れ場は、翼の特性および時間平均値に関しては、実験値とほぼ一致した。しかし、変動値に関しては、特に翼前縁付近において過大評価が見られた。これは、主に負圧面側境界層の遷移過程を、現状の解析では十分な精度で捉えられないことが原因であると思われる。音の予測に関しては、2 kHz 付近までの低周波数域においては実験値に近い良好な予測結果を得たものの、高周波数域では実験値に対して 10 dB 程度の過大評価となった。現状の LES 解析でも、現実的な計算負荷で、翼周り流れの空力騒音源を定性的に予測することは可能であるが、定量的な予測精度の点では問題が残っている。

今後、境界層の遷移および乱流境界層の発達過程をより詳細に捉えるため、計算手法の改良に加えて、遷移領域に対する何らかのモデル化が必要であると筆者らは考えている。また、高周波の音の予測を行うため、コンパクト・ボディの仮定を用いない非コンパクト・ボディに対する予測手法の開発が必要である。

(2002 年 12 月 4 日受理)

参 考 文 献

- 1) Howe, M. S., *Journal of Sound and Vibration*, **61** (3), pp. 437-465 (1978).
- 2) Manoha, E., *et al.*, AIAA Paper 2002-2573 (2002).
- 3) Miyazawa, M., *et al.*, Proceedings of the Fifth JSME-KSME Fluids Engineering Conference, pp. 546-551 in CD-ROM (2002).
- 4) Germano, U., *et al.*, *Physics of Fluids*, **Vol. 3**, No. 7, pp. 1760-1765 (1991).
- 5) Lilly, D. K., *Physics of Fluids*, **Vol. 4**, No. 3, pp. 633-635 (1992).
- 6) 加藤千幸・他 3 名, 第 16 回生研 NST シンポジウム講演論文集, pp. 48-59 (2001).
- 7) 加藤千幸・他 4 名, 生産研究, **Vol. 54**, No. 1・2, pp. 55-58 (2002).
- 8) Suzuki, Y., *et al.*, Proceedings of the Fifth JSME-KSME Fluids Engineering Conference, pp. 541-545 in CD-ROM (2002).
- 9) Curle, N., *Proceedings of the Royal Society, Series A*, **Vol. 231**, No. 1187, pp. 505-514 (1955).