二次元翼周り非定常流の空力音響解析*

(第1報, 翼周りにはく離遷移流れのLES解析と精度検証)

宮澤 真史^{*1}, 加藤 千幸^{*2}
鈴木 康方^{*3}, 高石 武久^{*4}

Aeroacoustic Simulation of a Flow around a 2-D Aerofoil

(1st Report, Validation of a Large Eddy Simulation of Separated and Transitional Flow around an Aerofoil)

Masashi MIYAZAWA^{*5}, Chisachi KATO,
Yasumasa SUZUKI and Takehisa TAKAISHI

^{*5} Department of Mechanical Engineering Graduate School of Engineering, The University of Tokyo,
7-3-1 Hongo, Bunkyo-ku, Tokyo, 113-8656 Japan

A flow around a 2-D aerofoil that has a NACA 0012 cross-section is simulated by large eddy simulation with the dynamic Smagorinsky model on a high-resolution C-type mesh that consists of approximately 8 million hexahedral elements. The Reynolds number based on the chord length of the aerofoil and the uniform-flow velocity is 2.0×10^5 and the angle of attack is set to 9 degrees that nearly corresponds to the maximum lift condition at this Reynolds number. The results show that the boundary layer on the suction-side surface separates just downstream of the leading edge and reattaches on the surface approximately at 8% chord length downstream of the leading edge with transition to turbulence being initiated around the reattachment point. In order to investigate the accuracy of the fluctuating quantities predicted by the LES, distributions of surface pressure and wake velocity are compared with measured equivalents in terms of time-average, intensity of the fluctuations and their power spectra. The results show that the present LES is capable of predicting the separation-transition process of the boundary layer and providing accurate sound sources for the numerical prediction of aerodynamic sound.

Key Words: Large Eddy Simulation, Aerofoil, Boundary Layer, Transition, Pressure Fluctuation, Validation

1. 緒 論

近年, 流体機械や高速車両の分野では, 流れから発生する空力騒音の低減が重要な開発課題の一つとなっている。空力音の数値解析は, 騒音の予測とともに流れ中の空力音源に関する詳細な情報を取得できることから, 空力騒音の低減のための重要なツールとしてその実用化が期待されている。

Large Eddy Simulation (LES)は, 乱流を含む非定常流を高精度に予測可能であることから, 空力音源の予測に適した解析手法であるといえる。すでに, 円柱等のブラブボデー周りの流れに代表される, 大規模なはく離や周期的な渦放出に伴って発生する比較的低的

周波数の音に関しては, LES解析とCurleの式⁽¹⁾などを組合せた分離解法を用いることによって, 音の定量的な予測が可能であることが示されており⁽²⁾, 実用問題への適用が可能な段階にある⁽³⁾。

一方, 流体機械などの流れの基礎となる流線形物体周りに付着した流れから発生する広帯域の空力音に関しては, 基礎的な流れである平板や二次元翼を対象として, LESによる空力音源の予測と広帯域音の予測が行われている。Oberaiら⁽⁴⁾は, 断面形状がEpppler 387翼形の二次元翼を対象として, 非圧縮LES解析と有限要素法による音響解析を組合せた分離解法により解析を行い, 主要な音源が翼の後縁にあること, 高周波数の散乱成分の指向性が, 二重極とは異なることなどを明らかにした。Wangら⁽⁵⁾は, 非圧縮LES解析とFfowcs Williams-Hallの式⁽⁶⁾を組合せた分離解法により後縁をエッジ状にした平板から発生する音の予測を行い, 流れ解析については, 境界層の速度プロファイルなどの定量的な予測が可能であることなどを示した。しかし, 従来の研究においては, 音の定量的な予測精度, および, 空力音源の解析で重要な

* 原稿受付 2005年10月31日。

^{*1} 正員, 東京大学大学院工学系研究科(☎113-8656 東京都文京区本郷7-3-1)。

^{*2} 正員, 東京大学生産技術研究所(☎153-8505 東京都目黒区駒場4-6-1)。

^{*3} 正員, 日本大学理工学部(☎101-8308 東京都千代田区神田駿河台1-8-14)。

^{*4} 正員, (財)鉄道総合技術研究所(☎185-8540 国分寺市光町2-8-38)。

E-mail: miyazawa@iis.u-tokyo.ac.jp

る流速や圧力の非定常データに関して、実験データを用いた精度検証は十分に行われておらず、流線形物体周りに付着した流れから発生する広帯域空力音の定量的な予測を実現するためには、音源および音の解析精度を実験結果に基づいてさらに詳細に検証する必要があると考えられる。

本研究では、流線形物体周りの基礎的な流れである二次元翼周りの流れを対象として、高解像度の解析メッシュを用いた LES 解析を実施して空力音源を求め、音響解析を実施して空力音の数値解析を行う。また、低騒音風洞で計測された実験データと比較することにより、空力音響解析の精度を検証する。本報では、二次元翼周り流れの LES 解析、および、その精度検証結果について述べる。

2. おもな記号

C : 翼弦長

U_0 : 一様流の流速

$X, Y/x, y$: 後縁基準/前縁基準の座標

$U, V/u, v$: 後流/翼周りの流速

C_p : 静圧係数 $\equiv p/0.5\rho U_0^2$

f : 周波数

St : ストロウハル数 $\equiv fC/U_0$

x_i : i 方向の座標値 ($i=1, 2, 3$)

$\bar{u}_i$: 格子フィルタで平均化された i 方向の流速成分

$\bar{p}$: 格子フィルタで平均化された静圧

ν : 動粘性係数

ρ : 空気密度

C_s : Smagorinsky 係数

Δ : 格子フィルタ幅

$\tilde{\Delta}$: テストフィルタ幅

τ_{ij} : SGS 応力

α : テストフィルタと格子フィルタ幅の比

c_f : 壁面局所摩擦抵抗係数 $\equiv \tau_w/0.5\rho U^2$

3. 解 析 対 象

本研究では、プロペラファンなど小形の流体機械の流れの基礎となる、翼弦長と一様流流速をもとに算出したレイノルズ数が 10^5 オーダの二次元翼周りの流れを対象として解析を行う。解析対象の二次元翼は、断面形状が NACA 0012 翼形であり、レイノルズ数は 2×10^5 、迎え角はこのレイノルズ数における最大揚力点(約 10°)近傍の 9° である。

NACA 0012 翼の空力性能に関しては、従来から多くの計測結果が報告されており、揚力・抗力特性や時

Fig. 1 Overview of aeroacoustic measurement

間平均静圧分布の計測データ⁽⁷⁾⁽⁸⁾に加えて、後流の流速分布、乱れ分布など非定常データ⁽⁹⁾や音響計測結果⁽¹⁰⁾などが報告されている。しかし、本研究で対象とするレイノルズ数が 10^5 オーダの流れに関しては、LES 解析の精度検証に必要な、翼面静圧や流速の変動値・スペクトル等の非定常データおよび騒音を一貫して計測した例は見られない。本研究では、東京大学生産技術研究所の低騒音風洞(セミオープンタイプ・回流式)において鈴木らにより実施された空力音響計測の結果のうち、 $Re=2 \times 10^5$ に対応する一様流流速 $U_0=20$ m/s、翼弦長 $C=0.15$ m の計測データ⁽¹¹⁾を精度検証に用いた。実験装置の概観を図1に示す。実験計測の詳細については文献(11)を参照されたい。

4. LES 解析の概要

4・1 LES 解析手法 本研究の解析では、時間・空間二次精度を有する有限要素法 LES コード⁽¹²⁾を用いる。基礎方程式は格子フィルタにより平均化(上付きの $\bar{\cdot}$ で表す)された非圧縮 Navier-Stokes 方程式および連続の式である。

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

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

ここで、 τ_{ij} は SGS (Subgrid Scale) 応力を表し、そのうち、クロス項とレオナルド項の和は無視できると仮定して、レイノルズ項(レイノルズ応力)のみを Smagorinsky モデル⁽¹³⁾によりモデル化する。すなわち、

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

$$\overline{S_{ij}} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \overline{u_i}}{\partial x_j} + \frac{\partial \overline{u_j}}{\partial x_i} \right), \quad |\overline{S}| = \sqrt{2 \overline{S_{ij}} \overline{S_{ij}}} \cdots (4)$$

式(3)のSmagorinsky係数 C_s の値は, Germanoらにより提案されたDynamic Smagorinskyモデル⁽¹⁴⁾(DSM)およびLillyにより提案された最小二乗法⁽¹⁵⁾により決定される. DSMを用いることによって, 減衰関数等を用いることなく壁面近傍でのSGS粘性を自動的に減衰させることができる⁽¹⁶⁾⁽¹⁷⁾.

$$C_s^2 = \frac{1}{2\Delta^2} \frac{\langle M_{ij} l_{ij} \rangle}{\langle M_{ij} M_{ij} \rangle} \cdots \cdots \cdots (5)$$

$$M_{ij} = |\overline{S}| \overline{S_{ij}} - \alpha^2 |\overline{S}| \widetilde{\overline{S_{ij}}} \cdots \cdots \cdots (6)$$

$$l_{ij} = (\widetilde{\overline{u_i \overline{u_j}}} - \widetilde{\overline{u_i}} \widetilde{\overline{u_j}}) - \frac{1}{3} \delta_{ij} (\widetilde{\overline{u_k \overline{u_k}}} - \widetilde{\overline{u_k}} \widetilde{\overline{u_k}}) \cdots \cdots \cdots (7)$$

ここで, 式(6)の α はテストフィルタ幅と格子フィルタ幅の比であり, 本研究では $\alpha=2$ を用いる⁽¹⁶⁾. また, 式中の $\widetilde{}$ はテストフィルタ操作を, $\langle \rangle$ は平均化操作を表す.

テストフィルタおよび平均化の操作は, 複雑形状に対応させるために, 非構造格子および有限要素法に適合する形で次のように実装される. フィルタ関数として, ガウシアンフィルタを仮定すると, 任意の関数 ϕ に対するフィルタ操作は, 近似的に

$$\tilde{\phi} = \phi + \frac{\Delta^2}{24} \frac{\partial^2 \phi}{\partial x_j \partial x_j} + O(\Delta^4) \cdots \cdots \cdots (8)$$

と表すことができる. ここで, テストフィルタ幅 $\tilde{\Delta}$ と格子フィルタ幅 Δ の間には,

$$\tilde{\Delta} = \gamma \Delta; 1 + \gamma^2 = \alpha^2 \cdots \cdots \cdots (9)$$

という関係がある. 式(8)はラプラシアン操作であり, 本研究で用いたLES解析コード内では, DSMの計算のはん用性を確保するため, 有限要素法の内挿関数(要素内双一次関数)を用いて, テストフィルタを施している. また, 式(5)の空間平均操作についても, テストフィルタ操作と同様に, 有限要素法の内挿関数を用いている. また, DSMにより計算された C_s が負値の場合には, 計算が破たんするのを防ぐため, $C_s=0$ とする. 上記DSMの実装に関する議論の詳細については文献⁽¹⁶⁾, ⁽¹⁷⁾を参照されたい.

LES解析コードの時間進行には, Crank-Nicolson法およびNewton-Raphson法を組合せた陰解法(二次精度)を用い, 圧力解法はFractional Step法とした.

4.2 解析メッシュと解析条件 本研究で使用する解析メッシュはすべて8節点6面体要素からなり, 図2に概観を示すように, 二次元断面内は差分法で用いられる構造格子と同じ手法で生成したC形メッシュとなっている. 翼前縁を原点として, 翼弦方向を x ,

Table 1 Minimum grid spacings and typical mesh resolutions in wall unit

	DSM8M
$\Delta x_{\text{min}}/C$	3×10^{-4}
$\Delta y_{\text{min}}/C$	2×10^{-4}
Δx^+	50
Δy^+	2
Δz^+	50

Fig. 2 Overview of computational mesh (DSM 8 M)

翼弦と垂直な方向を y , スパン方向を z とする座標系をとり, C形メッシュの円弧部の半径を翼弦長の3倍(3C), 後流領域(直線部)の長さを2倍(2C)とした. 二次元断面内は, おもに翼前縁近傍の領域を高解像度化し, 翼周方向に1000(翼面上800・後流域100), 翼面垂直方向に80の分割を行った. スパン方向には, 後述するはく離遷移領域および後流に現れる比較的スケールの大きい渦構造をとらえるなどを考慮して, スパン方向の解析領域長さを翼弦長の50%(0.5C)とし, 等間隔に100の要素分割を行った. 解析領域全体の要素分割数は約800万であり, 以下では, 本解析メッシュ, および, その解析結果をDSM8Mと表記する. 解析メッシュDSM8Mの翼周方向, 翼面垂直方向の最小格子幅および後述する乱流境界層部分の平均的な格子幅(壁座標値)を表1に示す. なお, 表1では, 前述の座標系の定義と異なり翼周方向および翼面垂直方向をそれぞれ便宜的に x 方向, y 方向と表示している.

境界条件は, 外部境界のうち, C形格子の外縁部 $x/C < 3$ の境界に, 迎え角相当に 9° 傾けた乱れなしの一樣流の流入条件, 残りの部分に流出条件(Traction Free条件)を与えた. また, 翼面上はNo-slip条件とし, スパン方向には周期境界条件を用いた.

Fig. 3 Time-averaged surface pressure distributions

Fig. 4 Distributions of surface pressure fluctuations

5. LES 解析結果と精度検証

5.1 翼面静圧の予測精度

図3および図4に、翼面時間平均静圧分布および負圧面側の翼面静圧変動分布を実験値と比較した結果を示す。時間平均および変動値の計算には、翼弦長 C と一様流流速 U_0 を基準とした無次元時間で21までの解析を行ったうえで、21から26までのデータを用いた。図3の翼面時間平均静圧分布に関しては、LES 解析結果は実験値とほぼ一致している。また、図4の翼面静圧変動分布においても、 $x/C=0.1$ 付近で若干過大評価の傾向が見られるものの、LES 解析結果と実験値はほぼ一致している。

図5は、 $x/C=0.075, 0.25, 0.9$ の各位置において、LES 解析で得られた負圧面側の翼面静圧変動のパワースペクトル密度を実験値と比較した結果である。翼負圧面側の境界層は前縁のごく近傍ではなく離し、 $x/C=0.08$ 付近で再付着する。 $x/C=0.075$ の位置におけるLES 解析により得られた翼面静圧のパワースペクトル密度は、実験値に対して過大な値となっているものの、スペクトル分布や $St=14$ 付近に見られるピー

Fig. 5 Power spectral densities of surface pressure coefficient C_p

クなどのスペクトルの定性的な特性は再現されている。なお、図5の実験値において $St > 60$ の高周波数領域に見られるピークは、半導体圧力センサを模型内部に内蔵するために設けられた静圧孔のヘルムホルツ共鳴によるものであり、流れの変動に起因するピークではない。図5(c)では高周波数領域のパワーが小さいため、ピークが現れていない。 $x/C=0.25$ における翼面静圧のスペクトルは、格子フィルタによるカットオフ周波数より低周波の $St < 30$ の周波数帯ではスペクトルのレベルも含めて実験値とほぼ一致している。後縁近くの $x/C=0.9$ では、 $St \leq 3$ (実周波数で約400 Hz 以下) の低周波域において実験値とほぼ一致しているものの、 $St > 3$ の高周波域ではレベルを過大評価している。翼の後縁付近の領域では、メッシュ解像度が不十分であるために、 $St \leq 3$ の低周波の変動はとら

Fig. 6 Coordinate system for wake measurement

えられているものの、乱流境界層中での大スケールの渦から小スケールの渦へのエネルギー伝達を適切に見積もることができていないと考えられる。

5.2 後流流速の予測精度 後出の図7および図8は、翼後縁から翼弦長の10%下流の計測ラインにおける一様流方向および一様流と垂直方向の時間平均流速および流速変動の分布を、LES解析結果と実験値との間で比較した結果である。実験値は、翼の後縁から翼弦方向に翼弦長の10%下流の点を基準 ($Y/C=0$) とする一様流と垂直方向の計測ライン上でLDVにより計測された。計測を実施した低騒音風洞は図1に示したような二面閉そくのセミオープン形であるため、翼の幾何学的な迎え角と空力的な迎え角が異なっており、翼モデルのブロックageおよび翼による流れの偏向効果による影響を考慮した補正を施した角度を空力的な迎え角として定義している⁽¹¹⁾。実験において、本研究の解析条件に最も近い空力的な迎え角9.5°に相当する幾何学的な迎え角(一様流に対する翼の幾何学的角度)は14°である。実験における後流流速の計測ラインは、幾何学的な角度14°を基準として設定されているため、後流流速の計測ラインは翼弦と垂直な方向に対して14°傾斜している。図6に後流流速の計測およびLES解析結果からのサンプリング時に用いた座標系を示す。LES解析結果については、迎え角9°の解析結果において、実験と同様に図6に示した計測ライン上で流速をサンプリングし、計測ラインに垂直な方向(図6, 7, 8の中では便宜的に u と表示している)および平行な方向(同じく v と表示している)の速度成分を算出したうえで実験値との比較を行った。

図7および図8において、時間平均流速分布は、 $Y/C=0\sim0.1$ の速度欠損のある領域を除いて、LES解析結果と実験結果はほぼ一致している。また、流速変動の分布に関しても、LES解析結果と実験値はほぼ

Fig. 7 Distributions of streamwise velocity u (10% C downstream line from T. E.) Fig. 8 Distributions of normal velocity v (10% C downstream line from T. E.)

一致しており、翼の正圧面と負圧面に対応する、流速変動値の二つのピーク位置もLES解析によりとらえることができている。 $Y/C=0\sim0.1$ の領域で解析結果と実験結果の流速分布が異なっている原因は、本LES解析では後縁部および後流部のメッシュ解像度が不十分であるためであると考えられる。

5.3 翼負圧面側境界層のはく離と乱流遷移 本研究で対象とした $Re=2\times10^5$ 、迎え角9°のNACA 0012翼周りの流れでは、後述するLES解析により得た流れ場の可視化結果、および、図4および図5に示した翼面静圧変動および静圧変動の周波数スペクトルの計測結果から、翼負圧面側の境界層は、翼前縁のごく近傍($x/C=0.01$ 付近と思われる)でいったん層流はく離した後、 $x/C=0.075\sim0.1$ の領域で再付着して乱流境界層に遷移するはく離・遷移流れとなっていると考えられる。図9はLES解析結果から算出

Fig. 9 Distribution of local skin-friction coefficient c_f

した壁面局所摩擦抵抗係数 c_f の分布である。図9の結果から推定した再付着点の位置は $x/C=0.08$ である。図3に示した検証実験のデータにおいて、負圧面側前縁部 $x/C=0.075$ と $x/C=0.1$ の間に静圧分布の不連続が見られる。また、図4の翼面静圧変動分布において、 $x/C=0.075\sim 0.1$ の領域に静圧変動のピークがある。Gault⁽¹⁸⁾は実験結果から、翼面静圧分布において、静圧分布が不連続となる点は、境界層の乱流遷移が完了する点であると述べており、このことと本研究のLES解析結果および検証実験の結果から、翼負圧面側境界層の乱流遷移が完了する点は $x/C=0.075\sim 0.1$ にあると考えられる。

以上の考察、および、図3および図4において、LES解析と実験値がほぼ一致していることから、本研究のLES解析によって、境界層のはく離と乱流境界層への遷移、それらの時間平均的な構造であるはく離泡の大きさを正しくとらえることができていると考えられる。

境界層のはく離・遷移の過程をさらに詳細に調べるため、LES解析結果を用いて、翼負圧面側、前縁近傍の境界層のはく離・遷移領域における渦構造の可視化を行った。図10は、 $\nabla^2 p=6400$ の等値面により、また、図11は瞬時のスパン方向の渦度 ω_z のコンタにより、DSM8Mによる解析で得られた境界層の渦構造およびはく離せん断層を可視化した図である。これらの可視化結果から、負圧面側の境界層は翼前縁のごく近傍で逆圧力こう配のために層流はく離してはく離せん断層を形成し、はく離せん断層にKelvin-Helmholtzの不安定性がスパン方向に非一様に発生することによって、はく離せん断層が三次元的に崩壊しながら翼面に再付着し、境界層のはく離・遷移が完了すると思われる。こうしたはく離および遷移の過程は、Yangら⁽¹⁹⁾が先頭に曲率をもつ平板に対して実施したLES解析結果から得た知見とほぼ一致したもので

Fig.10 Visualized vortical structures near leading edge (Iso-surface of $\nabla^2 p=6400$; Color represents $|\omega|$) Fig.11 Visualized separation and transition region (Spanwise vorticity ω_z) Fig.12 Power spectral densities of streamwise velocity u

ある。本研究のLES解析結果においては、再付着点 ($x/C=0.08$) と図4の翼面静圧変動のピーク位置 ($x/C=0.085$) はほぼ一致しており、はく離せん断層の崩壊によって生成された渦が、再付着の際に翼面と衝突することによって、強い静圧変動が生じていると考えられる。

図12に、翼負圧面側の $x/C=0.05$ から 0.8 におい

Fig.13 Streak structures in suction-side boundary layer
(Distribution of streamwise vorticity ω_x)

Fig.14 Velocity profile of turbulent boundary layer
($x/C=0.85$, Suction side, Compared with the wall law)

て流速変動値が最大となる点の流れ方向流速 u のパワースペクトル密度を示す。図12から、流速変動のスペクトルに慣性小領域が明確に現れるのは再付着後の $x/C=0.2$ である。この流速変動のスペクトルおよび図10, 11に示した渦構造の可視化結果から、再付着前の流れは発達した乱流状態ではなく、乱流遷移を完了するのは再付着後であると推定される。

図13は翼の負圧面側の流れ方向渦度 ω_x の分布である。前述の $x/C=0.2$ 付近より下流において、負圧面側の境界層は乱流境界層となっており、縦渦構造が現れている。本解析結果における、格子スケールで解像された縦渦の間隔は、壁座標値で約125であった。

図14は、LES解析結果から算出した壁面摩擦速度を用いて規格化した、 $x/C=0.85$ における境界層の平均速度プロファイルと壁法則と比較した結果である。LES解析結果は、壁法則にほぼ沿った分布となっている。境界層の流速分布に関しては実験値との比較を行うことができなかったため、定量的な精度検証はできないが、本LES解析により予測された、乱流境界層の

速度プロファイルは定量的に妥当なものであると考えられる。

6. 結 言

翼弦長と一様流速を基準としたレイノルズ数が 2×10^5 の NACA 0012 翼周り流れの LES 解析を行い、小形低騒音風洞において計測された実験値と比較することによって、LES解析による翼面静圧と後流流速の時間平均値と変動値、および、翼面静圧変動のスペクトルの予測精度を検証した。時間・空間二次精度の有限要素法と Dynamic Smagorinsky モデルを用いた LES 解析、および、壁座標で表した翼周りにおける平均的な解像度が $(\Delta x^+, \Delta y^+, \Delta z^+) = (50, 2, 50)$ 程度の約800万要素のメッシュを用いた解析により、翼面静圧の時間平均値および変動値、低周波のスペクトル、後流流速の時間平均値および変動値に関して、実験値と定量的にはほぼ一致する結果を得た。本LES解析の結果得られた静圧や流速の非定常データは、空力音の解析を行うための音源として用いることができる精度を有していると考えられる。

翼面静圧変動に関する精度検証の結果とLES解析結果の非定常流れ場の可視化結果から、翼負圧面の境界層に関して、層流はく離から再付着、および、乱流境界層への遷移に至る過程がLES解析により定性的にはとらえられていると考えられる。翼負圧面側の境界層は、翼前縁近傍でいったん層流はく離した後、翼のスパン方向に非一様に発生する Kelvin-Helmholtz の不安定によってはく離せん断層が三次元的に崩壊し、翼面に再付着して乱流境界層に遷移する。再付着の際、渦が翼面に衝突することにより、再付着点付近において静圧変動値が最大となると考えられる。

二次元翼周り流れから発生する音の予測結果と精度検証結果については、第2報で述べる。

本研究を実施するに当たり、吉識晴夫東京大学名誉教授、工学院大学 飯田明由助教授からご協力、ご助言をいただいたことに感謝する。本研究の一部は、文部科学省 IT 基盤構築のための研究開発プログラム「革新的シミュレーションソフトウェアの研究開発」の一環として行われた。また、本研究の一部は、文部科学省21世紀COEプログラム「機械システム・イノベーション」による補助を受けて行われた。関係各位に謝意を表する。

文 献

- (1) Curle, N., *Proceedings of the Royal Society, Series A*, Vol. 231 (1955), pp. 504-514.

- (2) Kato, C. et al., *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series B*, Vol. 60, No. 569 (1994), pp. 126-132.
- (3) Wang, H. et al., *Proceedings of the 18th Computational Fluid Dynamics Symposium*, B 3-2 (2004).
- (4) Oberai, A. A. et al., *AIAA Journal*, Vol. 40, No. 11 (2002), pp. 2206-2216.
- (5) Wang, M. et al., *AIAA Journal*, Vol. 38, No. 12 (2000), pp. 2201-2209.
- (6) Ffowcs Williams, J. E. et al., *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 40 (1970), pp. 657-670.
- (7) Jacobs, E. N. et al., *NACA-TR*, 586 (1937).
- (8) Nakamura, T. et al., *Technical Report of National Aerospace Laboratory*, 175 (1969).
- (9) Hah, C. et al., *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 115 (1982), pp. 251-282.
- (10) Brooks, T. F. et al., *NASA RP*, 1218 (1989).
- (11) Suzuki, Y. et al., *Proceedings of the Annual Meeting of Japan Society of Fluid Mechanics*, AM 05-23-007 (2005).
- (12) Kato, C. et al., *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers, Series B*, Vol. 58, No. 552 (1992), pp. 2624-2631.
- (13) Smagorinsky, J., *Monthly Weather Review*, Vol. 91, No. 3 (1963), pp. 99-164.
- (14) Germano, M. et al., *Physics of Fluids, Series A*, Vol. 3, No. 7 (1991), pp. 1760-1765.
- (15) Lilly, D. K., *Physics of Fluids, Series A*, Vol. 4, No. 3 (1992), pp. 633-635.
- (16) Kato, C. et al., *Proceedings of the 16th NST Symposium*, (2001), pp. 48-59.
- (17) Kato, C. et al., *Computers and Fluids*, article in press.
- (18) Gault, D. E., *NACA-TN*, 3963 (1957).
- (19) Yang, Z. et al., *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 439 (2001), pp. 305-333.