

ダイナミック SGS モデルを用いた NACA0012 と風車翼まわりの流れ場の ラージエディシミュレーション

Large Eddy Simulation of Flowfield around NACA0012 and Wind Turbine Blade Profiles

山崎伸彦 岩下公彦
Nobuhiko Yamasaki and Tomohiko Iwashita

九州大学大学院工学研究院航空宇宙工学部門
Department of Aeronautics and Astronautics
Kyushu University,

ABSTRACT In the paper, the large eddy simulation of the flow fields around the NACA0012 airfoils and the MEL053 wind turbine airfoils developed by Mechanical Engineering Laboratory (MEL), Japan, is to be presented and discussed, with a special emphasis on the airfoil characteristics at the high angles of attack. As the subgrid scale models, the (conventional) Smagorinsky or dynamic subgrid scale model is used, and the numerical results are compared with the experiments. At high angles of attack, the quantitative agreement with the experiments is observed when the dynamic subgrid scale model is used. On the other hand, the Smagorinsky subgrid scale model over-predicts the subgrid stresses near the leading edge of the suction surface, poorly predicts the location of the re-attachment of the flow, and thus poorly predicts the static pressure on the airfoil. The difference in the numerical results between the Smagorinsky and dynamic subgrid scale models is less conspicuous for the MEL053 airfoils since the MEL053 airfoils have more tendency to stall near the trailing edge.

Keywords: LES, MEL053, Smagorinsky subgrid scale model, Dynamic subgrid scale model

1. 序論

風車は、時間とともに変化する風力を利用するため、ほかのターボ機械と違い、広い条件下で作動することになる。風の非定常な変化に加えて、風車はさまざまな特徴的作動条件として、たとえば、(1) 風速の変化によるレイノルズ数の変化、(2) 高迎角による失速、(3) ヒステリシスなどを経験することになる。

本論文では、NACA0012 翼型と MEL053 風車翼型まわりの流れ場のラージエディシミュレーションを行い、とくに高迎角の結果について、議論を行なう。NACA0012 翼型は多くの空気力学のアプリケーションで用いられており、九州大学での錨付きディフューザ内の風車の研究 (風レンズプロジェクト[1]) の初期のプロトタイプでも用いられていた。このプロトタイプ風車の翼弦長に基づくレイノルズ数はほぼ 10^5 のオーダーである。これは、層流はく離、乱流はく離、層流から乱流への遷移、再付着などが見られるクリティカルな低レイノルズ数領域作動領域である。工学的見地から、レイノルズ数は 10^5 のオーダーでの 2 次元高迎角翼型まわりの流れ場の計算手法を確立して、NACA0012 翼型の失速特性を明らかにしておくことは重要なことである。また、風車翼型として機械技術研究所 (MEL, 現 産業技術総合研究所) で開発された

MEL053 翼型も同様に議論していく。サブグリッドスケール乱流粘性モデルとして、コンベンショナルなスマゴリンスキーモデルと、ダイナミックサブグリッドスケールモデルを用い、得られた数値計算結果を実験結果と比較する。また、失速特性についても明らかにして、作成コードの検証についても議論することにする。

2. 数値計算法

2.1 支配方程式

ラージエディシミュレーション (LES) においては、グリッドスケール成分 (GS) を直接計算し、サブグリッド成分 (SGS) をモデル化する。3 次元非圧縮性流の連続の式と運動量保存式は次式で与えられる。

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

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \bar{u}_j \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[2 \left(\frac{1}{\text{Re}} + \nu_{\text{sgs}} \right) \bar{S}_{ij} \right] \quad (2)$$

ここで,

$$\bar{P} = \bar{p} + \frac{1}{3} \delta_{ij} \tau_{kk} \quad (3)$$

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

$$v_{sgs} = (C_s \Delta)^2 |\bar{S}| \quad (5)$$

$$|\bar{S}| = (2\bar{S}_{ij}\bar{S}_{ij})^{1/2} \quad (6)$$

$$\Delta = (\Delta_x \Delta_y \Delta_z)^{1/3} \quad (7)$$

また, \bar{S}_{ij} はひずみ速度テンソル, v_{sgs} は SGS 渦粘性係数, C_s はスマゴリンスキー係数, Δ はフィルタ幅を表す. Eq. (1) と (2) は一般座標系の有限差分法で, 対流項は 3 次, 粘性項は 2 次の空間精度で解く.

2.2 サブグリッドスケール (SGS) 粘性モデル

本論文では, スマゴリンスキー・サブグリッドスケール (SGS) 粘性モデルとダイナミックサブグリッドスケール (SGS) 粘性モデルを用いる.

スマゴリンスキーモデルにおいては, スマゴリンスキー係数 C_s が定数で, 唯一の無次元パラメータである. 本論文では, $C_s = 0.15$ を採用する. 壁面でのすべりなし境界条件を満足するように, SGS 渦粘性は壁面に近づくにつれて 0 に近づかなければならない. Eq. (5) をそのまま用いては, 壁面で有限の SGS 速度勾配が存在すれば有限の SGS 渦粘性が現れることになる. この問題点を解消するために, スマゴリンスキー SGS モデルでの渦粘性に対して van Driest の壁関数 f を用いる.

$$f = 1 - \exp\left(-\frac{y^+}{A^+}\right) \quad (8)$$

ここで,

$$y^+ = \frac{u_\tau y}{\nu}, \quad A^+ = 25, \quad u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}, \quad \tau_w = \mu \left. \frac{\partial u}{\partial y} \right|_{wall} \quad (9)$$

ダイナミック SGS モデルにおいては, スマゴリンスキーモデルでのスマゴリンスキー係数 C_s をもはや経験定数でなく変数とすることになる. 次の式でこのスマゴリンスキー係数 C_s を決定する.

$$C_s^2 = \frac{\langle L_{ij} M_{ij} \rangle}{\langle M_{ij} M_{ij} \rangle} \quad (10)$$

ここで,

$$L_{ij} = (\bar{u}_i \bar{u}_j - \hat{u}_i \hat{u}_j) - \frac{1}{3} (\bar{u}_k \bar{u}_k - \hat{u}_k \hat{u}_k) \delta_{ij} \quad (11)$$

$$M_{ij} = 2\Delta^2 |\bar{S}| \bar{S}_{ij} - 2\hat{\Delta}^2 |\hat{S}| \hat{S}_{ij} \quad (12)$$

Fig. (11) および (12) において, “ $\hat{}$ ” はグリッドフィルタより大きなフィルタ幅をもつテストフィルタによりフィルタリングした値を表す. テストフィルタ幅を $\hat{\Delta}$ と表すと, テストフィルタ幅のグリッドフィルタ幅に対する比は $\alpha = \hat{\Delta}/\Delta$ と表され, これがダイナミック SGS モデルでの唯一のパラメータになる. 本論文では, Germano et al. [3] にしたがって $\alpha = 2$ を採用した. いったん, グリッドフィルタリングした値が得られたならば, 次のガウシアンフィルタまたはトップハットフィルタをフィルタ幅についてテーラ展開して得られた式からテストフィルタした値を得る.

$$\hat{u}_i = \bar{u}_i + \frac{\hat{\Delta}^2}{24} \frac{\partial^2 \bar{u}_i}{\partial x_j \partial x_j} + O(\hat{\Delta}^4) \quad (13)$$

Eq. (10) の “ $\langle \rangle$ ” はある任意の平均化を表し, 本計算では, Eq. (11) および (12) から得られた値に対してシンプソンの積分公式を使っての体積の重み付き積分から計算する. もし, 計算された SGS 渦粘性 v_{sgs} が条件 $v_{sgs} + 1/\text{Re} > 0$, を満足しない場合 $C_s^2 = 0$ および $v_{sgs} = 0$ とする.

3. 計算手法

3.1 供試翼型

Fig. 1 に本論文で議論される NACA0012 翼型と MEL053 翼型を示す. NACA0012 翼型は代表的な翼型のひとつであり, 九州大学で開発中の鏝付きディフューザ内の風車のプロトタイプモデルに使われていた [2]. NACA0012 翼型は, 対称翼型で, 12% の厚み比をもつ. 一方, MEL 風車翼型シリーズは, 独立行政法人 産業総合技術研究所の風車研究プロジェクトで開発されたもので, 30 ほどの風車翼型の幾何形状, 空力性能データ (圧力係数, 揚力係数, 抵抗係数, 揚抗比) が PEGASUS [1] 翼型実験データベースとして公開されている. 構造上や空力上の理由から, 近年, より厚みの大きな厚翼がつかわれることが多くなってきている. 論文では, 15% の厚み比をもつ MEL053 翼型について, 計算結果を, PEGASUS データベースの風洞実験結果と比較し, 議論を行う. あわせて, 開

発された計算コードを検証する。

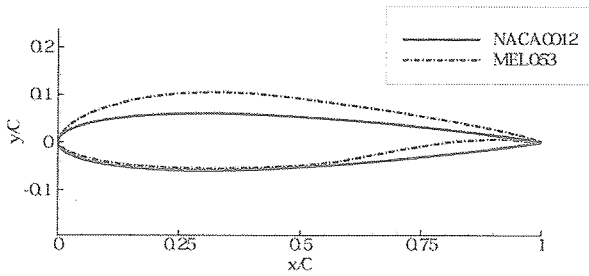


Fig.1 NACA0012 and MEL053 airfoils.

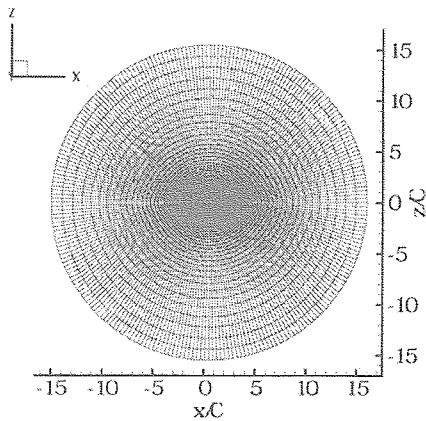


Fig.2 Calculation grids.

3.2 計算格子

単独翼まわりの 2 次元的計算格子形状としては、O 型格子と C 型格子が多く使われる。O 型格子は、データ格納の効率がよく、必要となるコンピュータリソースが少なく、後縁での境界条件の設定が比較的簡単であるという長所があるが、後縁近くで粗く非直交の格子ができるという短所がある。C 型格子は逆に後縁付近に多くの格子を配置できることから、とくに粘性のある Navier - Stokes 計算に広く用いられているが、データ格納の効率が低いという短所がある。

本計算では、商用で汎用性のある Pointwise 社の Gridgen を格子生成に用い、O 型格子で後縁に格子を集中させる困難さを一部解消できるので、O 型格子を用いることにする。Fig. 2 は NACA0012 翼型まわりの計算格子を示す。MEL 053 型風車翼型まわりの計算格子も根本的にはほぼ同様である。計算領域の広さに関しては、前縁から上流境界までの距離、後縁から下流境界までの距離、翼上下面から上下の境界までの距離はいずれも、15 翼弦長とする。翼型まわりの周方向格子数、スパン方向格子数、半径方向格子数は、それぞれ 241、51 および 101 であり、全体としてほぼ 1.24×10^6 格子である。翼型近くでの半径方向と周方向の最小格子幅はほぼ 1.3×10^{-3} 翼弦長である。

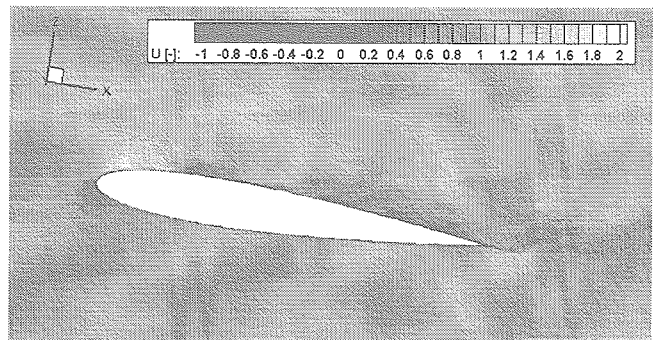


Fig.3 Instantaneous streamwise velocity contours around the NACA0012 airfoils using the dynamic SGS model. Angle of attack = 9 [deg.].

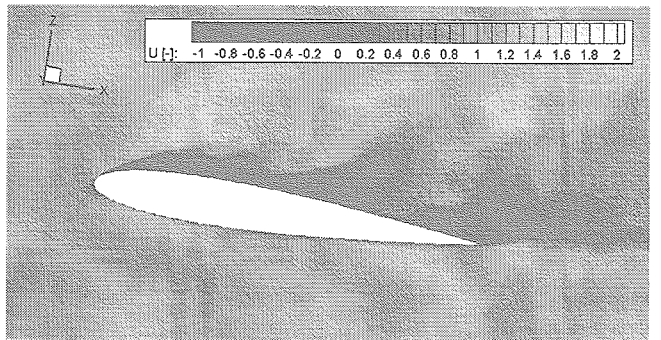


Fig.4 Instantaneous streamwise velocity contours around the NACA0012 airfoils using the Smagorinsky model. Angle of attack = 9 [deg.].

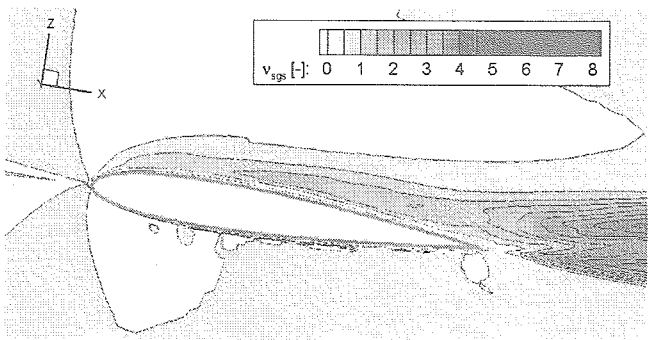


Fig.5 Time-averaged SGS eddy viscosity contours around the NACA0012 airfoils using the dynamic SGS model.

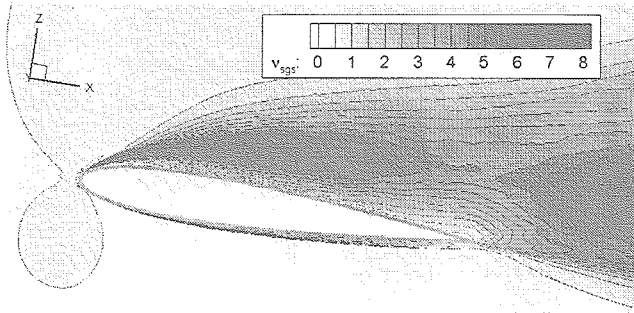


Fig.6 Time-averaged SGS eddy viscosity contours around the NACA0012 airfoils using the Smagorinsky SGS model.

4. 数値計算結果と考察

まず最初に, NACA0012 翼型のラージエディシミュレーション結果を議論する. ダイナミック SGS モデル (DSM) と スマゴリンスキー SGS モデル (SSM) を SGS モデルとして用いる.

Fig. 3 および 4 は迎角 9 度, レイノルズ数 1.9×10^5 での それぞれダイナミック SGS モデル (DSM) と スマゴリンスキー SGS モデル (SSM) を用いて計算された NACA0012 翼型の主流速度成分を示す.

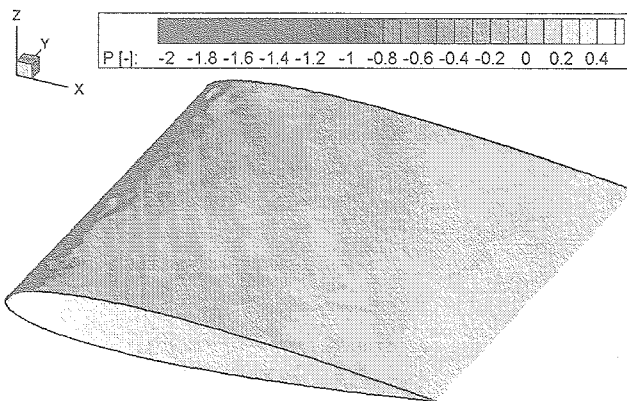


Fig.7 Instantaneous pressure contours on the NACA0012 airfoils using the dynamic SGS model.

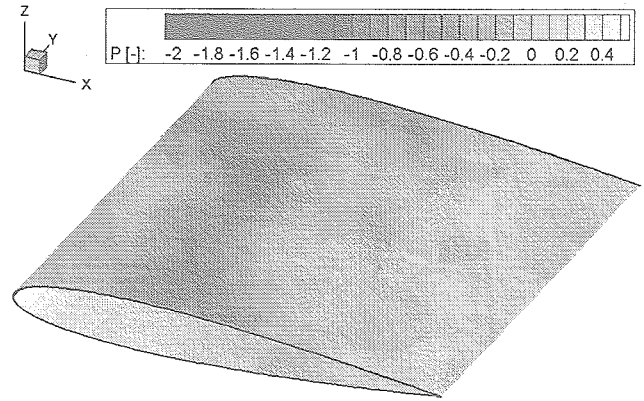


Fig.8 Instantaneous pressure contours on the NACA0012 airfoils using the Smagorinsky SGS model.

DSM 渦粘性モデルによる計算 (DSM 計算) では, 前縁近くに層流はく離を生じており, その下流では, 流れははく離をしたまま乱流境界層に遷移する. 8% 翼弦長位置で流れは再附着し, それより下流で乱流境界層が発達していく. 一方, SSM 渦粘性モデルによる計算 (SSM 計算) では, DSM 計算同様, 前縁近くで層流はく離が生じるが, 流れは 90% 翼弦長位置で最附着し, はく離の下流で乱流境界層が大きく発達する. これらの DSM と SSM 計算結果の違いは, SGS モデルとそれによる SGS 渦粘性係数 ν_{sgs} の違いによるものである.

Fig. 5 および 6 に, 層流粘性係数で無次元化された SGS 渦粘性係数を示す. Fig. 5 に示す DSM 計算では, 壁面近くで SGS 渦粘性係数はほぼ層流粘性と同じ大きさを持ち, 渦粘性係数の効果が比較的小さいのに対し, SSM 計算では, Fig. 6 に示されるように, 層流はく離のすぐ下流で, 渦粘性係数が層流粘性係数の約 7 倍と大きくなっている. この層流から乱流への遷移領域での大きな渦粘性係数のため, 流れがはく離し, 大規模な渦が生成されている. NACA0012 翼型は, レイノルズ数 1.9×10^5 において, 前縁はくり型の失速特性を有することを確認できる.

Fig. 7 および 8 は迎角 9 度, レイノルズ数 of 1.9×10^5 でのそれぞれ DSM および SSM を用いての負圧面の圧力の瞬時値を表す. DSM 計算では, 負圧のピークが前縁あたりに見られ, 翼の後縁の方になるにしたがって徐々に圧力が回復していく. 一方, SSM 計算では, 大規模な渦の存在のため, 圧力は前縁から翼弦の 30% あたりまで変化しない. Fig. 9 に, DSM および SSM 計算の翼弦にそっての静圧分布と, Kato et. al. [6]らの実験値の静圧分布を示す. DSM 計算は, 実験値を再現しており, DSM 計算が検証されたといえてよい. SSM 計算では, 前縁近くの渦による大きな SGS 粘性のため, 圧力の平らなところができおり, 実験での圧力を再現できない.

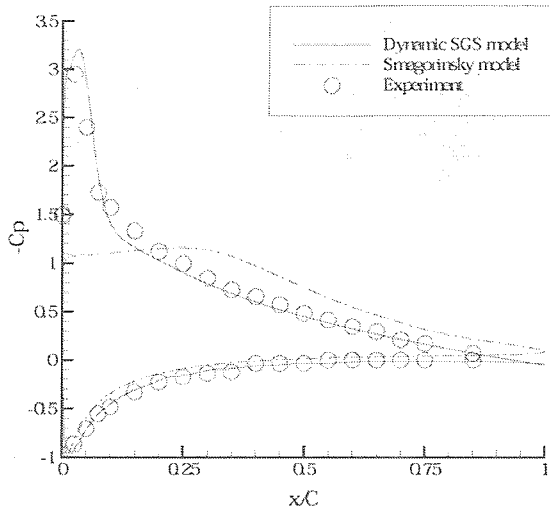


Fig.9 Static pressure distributions on the NACA0012 Airfoil.

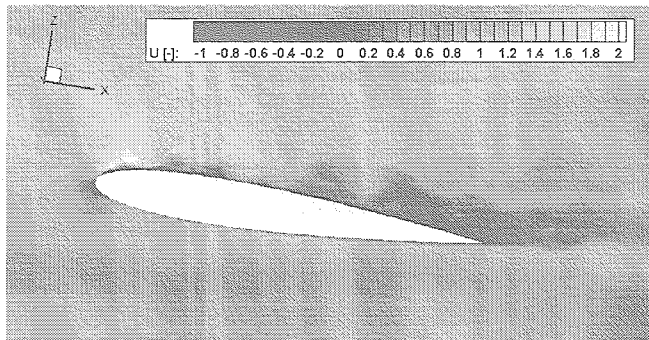


Fig. 10 Instantaneous streamwise velocity contours around the NACA0012 Airfoils : Angle of Attack = 10 [deg.].

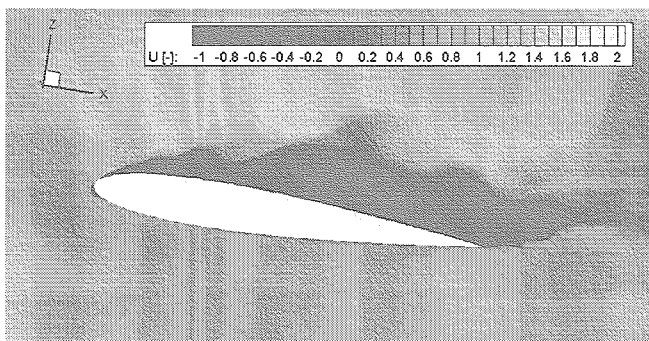


Fig. 11 Instantaneous streamwise velocity contours around the NACA0012 airfoils : Angle of attack = 11 [deg.].

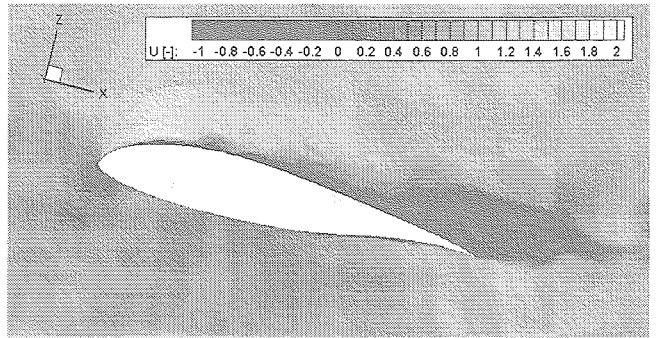


Fig. 12 Instantaneous streamwise velocity contours around the MEL053 airfoil: Angle of attack = 14 [deg.].

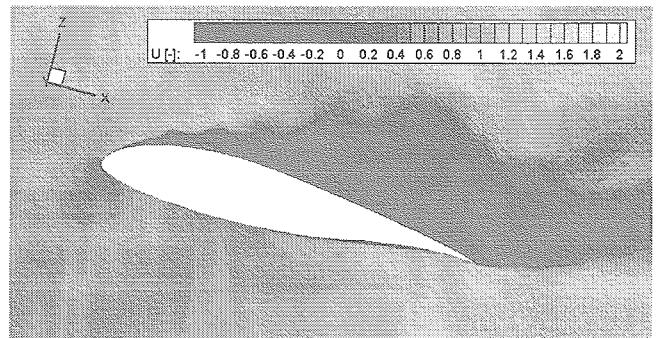


Fig. 13 Instantaneous streamwise velocity contours around the MEL053 airfoils: Angle of attack = 15 [deg.].

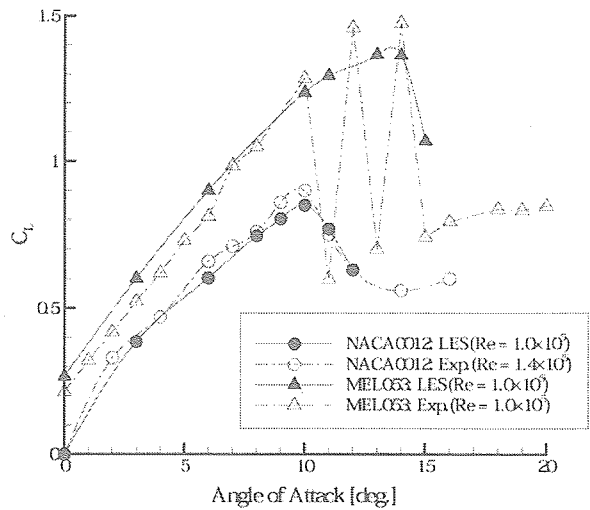


Fig.14 Lift coefficients for the NACA0012 and MEL053 airfoils.

次に、MEL053 翼型のラージエディシミュレーションについて議論する。NACA0012 翼型に関する議論からダイナミック SGS モデル (DSM) のみが有効な計算となることが明らかになったので、これからは DSM のみを利用することにする。紙面の都合上図は省略するが、MEL053 翼型では、NACA0012 翼型に比べ若干後縁側で失速するので、スマゴリンスキーモデルとダイナミック SGS モデルの相違は NACA 0012

翼型の場合ほど顕著ではない。Fig. 10-13 は迎角 10-13 度、レイノルズ数 1.0×10^5 での瞬間の主流方向速度を示す。迎角が変化するにしたがっては離点と再付着点の位置が変化する。迎角 10 度と 11 度 (Figs. 10 および 11) では、はく離バブルの大きさが迎角が大きくなるほど大きくなり、迎角 14 度 (Fig. 12) でははく離バブルの大きさが迎角 11 度のときに比較して小さくなり、さらに迎角 15 度 (Fig. 13) では一気に負圧面側がはく離することになる。MEL053 翼型はレイノルズ数 1.0×10^5 で前縁はくり型の失速特性をもつことが確認される。

Fig. 14 は NACA0012 翼型と MEL053 翼型の揚力係数の迎角変化に対する依存性を示す。本ラージエディシミュレーション (LES) では DSM を用い、実験データとしては NACA0012 翼型については Kato et al. [6] を、MEL053 翼型については PEGASUS データベース [1] を示している。NACA0012 翼型に関しては、本 LES がすべての迎角で揚力係数をかなり正確に見積もっており、失速迎角、最大揚力もかなり正確に見積もっている。MEL053 翼型に関しては、おそらくは失速迎角付近でのヒステリシスのため実験での揚力は迎角 10-15 度で振動しているが、この迎角範囲で本 LES は実験での大きい側の揚力係数を見積もることになる。LES で見積もった失速迎角は実験でのヒステリシスが現れる迎角範囲内であり、比較的正確に失速迎角、最大揚力を見積もっているといえる。

5. 結論

本論文では、NACA0012 翼型と産業技術総合研究所で開発された MEL053 風車翼まわりの流れ場のラージエディシミュレーションを行い、その結果を示し議論した。とくに、レイノルズ数を 10^5 のオーダーで、迎え角を変化させた、サブグリッドスケール乱流モデルとして、スマゴリンスキーモデルと、ダイナミック SGS モデルを用い、本計算で得られた数値結果と過去の実験結果と比較・検討を行った。得られた主な結論は以下のとおりである。

1. 高迎角でダイナミック SGS モデルを用いると、実験と定量的な一致がみられる。一方、スマゴリンスキー SGS モデルでは、高迎角で翼の負圧面の前縁近くで SGS 渦粘性を過大に見積もり、最付着点の不正確な予測となり、静圧の正しい予測ができないことがわかった。
2. 本ラージエディシミュレーションで失速特性を予測することに成功した。すなわち失速迎角と最大揚力を、ダイナミック SGS モデルを使った場合、実験値を数値的に再現することができた。
3. 開発した計算コードの検証を行い、種々の翼型について高精度で計算できることを明らかにした。
4. NACA0012 と MEL053 翼型のいずれもが、前縁失速型の特性をもつことが確認された。MEL053 が若干 NACA0012 より後縁側で失速するので、高迎角でのダイナミック SGS モデルとスマゴリン

スキーモデルの差異が MEL053 翼型では NACA0012 翼型ほど顕著に現れないことがわかった。

本計算の一部は、文部科学省科学研究費 No. 14205139 と経済産業省の産学連携経費からの九州大学風レンズプロジェクトから研究経費補助をいただきました。謝意を表します。

参考文献

1. PEGASUS (PERformance and Geometry of Airfoils SUPply System), <http://www.aist.go.jp/RIODB/db060/>
2. 風レンズプロジェクト, <http://www.windlens.kyushu-u.ac.jp/>
3. Germano M., Piomelli, U., Moin, P., and Cabot. W. H., A Dynamic Subgrid-Scale Eddy Viscosity Model, *Physics of Fluids*, (1991) A3 (7), pp. 1760 - 1765.
4. Lilly, D. K., A Proposed Modification of the Germano Subgrid-Scale Model for Finite-Difference Large-Eddy Simulations, *Physics of Fluids* (1995), A7 (11), pp. 2831-2847.
5. Uchida, T. and Ohya, Y., Large-Eddy Simulation of Turbulent Airflow over Complex Terrain, *J. Wind Eng. Ind. Aerodyn.* (2003) 91 pp. 219-229.
6. Kato, C., et al., Large Eddy Simulation of Unsteady Flow around Two-Dimensional Aerofoil, *Proceedings of 16th NST Symposium* (2001), pp. 48 - 55.

NOMENCLATURE

\bar{u}_i :	速度成分 (GS)
x_i :	デカルト座標系
t :	時間
Re:	レイノルズ数
ν_{sgs} :	SGS 渦粘性係数
δ_y :	クロネッカの記号
τ_{sk} :	SGS 応力
\bar{S}_{ij} :	ひずみ速度テンソル
C_s :	スマゴリンスキー定数
Δ :	グリッドフィルタ幅
Δ_x :	i 方向のグリッドフィルタ幅
$\hat{\Delta}$:	テストフィルタ幅
f :	壁関数
y^+ :	無次元摩擦距離
u_τ :	無次元摩擦速度
ρ :	密度
μ :	粘性係数
τ_w :	壁面せん断力
ν :	道粘性係数 (μ/ρ)