

直交・物体適合ハイブリッド非構造格子ソルバーにおける DES, DDES の適用とその評価について

Evaluation and Application of DES/DDES Models in Body-fitted Cartesian Grid Method

- 葛生和人, JAXA/JEDI, 〒 229-8510 神奈川県相模原市由野台 3-1-1, E-mail : kuzuu.kazuto@jaxa.jp
- 北村圭一, JAXA/JEDI, 〒 229-8510 神奈川県相模原市由野台 3-1-1, E-mail : kitamura.keiichi@jaxa.jp
- 藤本圭一郎, JAXA/JEDI, 〒 305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1, E-mail : fujimoto.keiichiro@jaxa.jp
- 嶋英志, JAXA/JEDI, 〒 229-8510 神奈川県相模原市由野台 3-1-1, E-mail : shima.eiji@jaxa.jp

Kazuto Kuzuu, Japan Aerospace Exploration Agency, 3-1-1 Yoshinodai, Sagamihara-shi, Kanagawa 229-8510
Keiichi Kitamura, Japan Aerospace Exploration Agency, 3-1-1 Yoshinodai, Sagamihara-shi, Kanagawa 229-8510
Keiichiro Fujimoto, Japan Aerospace Exploration Agency, 2-1-1 Sengen, Tsukuba-shi, Ibaraki 305-8505
Eiji Shima, Japan Aerospace Exploration Agency, 3-1-1 Yoshinodai, Sagamihara-shi, Kanagawa 229-8510

In this study, we newly introduced RANS/LES hybrid models, DES (Detached-eddy Simulation) and DDES (Delayed DES), for LS-FLOW, which is a finite volume flow solver applied to arbitrary polyhedral meshes. In order to evaluate the performance of this solver, we carried out a numerical simulation for flows around a cylinder. For this simulation, two types of meshes are employed. One is a hexahedral type converted from structured grid, and the other is an arbitrary polyhedral type based on body-fitted Cartesian grid. Results are compared with RANS simulations and experiments. Finally, it is confirmed that in spite of mesh types, DES and DDES simulations can reproduce realistic unsteady nature and lead to correct estimation of aerodynamic characteristics even in massively separated flows.

1. はじめに

航空機や宇宙輸送機の開発において CFD が重要な役割を果たすようになって久しい。しかし、近年では他分野と同様、効率的な開発プロセスを求める社会状況を反映し、CFD に関してはその解析精度に対する要求にとどまらず、解析作業（メッシュ生成を含む）における迅速な対応が求められるようになってきている。

JAXA 情報計算工学センター（JEDI）ではそのような要求に対応すべく、直交・物体適合ハイブリッド非構造格子（BFC: Body-fitted Cartesian Grid）の自動生成手法（LS-GRID）とそれに適用可能な任意多面体有限体積法圧縮性ソルバー（LS-FLOW）の研究開発に取り組んできた⁽¹⁾⁽²⁾。現在、これらの解析ツールはすでにロケット等の設計開発業務での実績も上げつつある。

そのような状況で、今後は通常のロケットの飛行形態にとどまらず、さまざまな飛行形態を有する輸送機の空力設計にも対処できるようにすることが、本解析コードの目指すべき課題と考える。たとえば、高レイノルズ数乱流域で大規模剥離、非定常流れの再現はそのような課題の 1 つであろう。

これまで、航空宇宙分野で高レイノルズ数乱流域を想定した環境下での実用的な CFD は、主に RANS をベースとした解析が中心であった。また、多くの実績から空力設計への信頼性も得ていることは周知である。しかし最近では、空力設計からは先に述べたような大規模剥離、非定常解析への要請が強まる一方、近年の計算機性能の飛躍的な向上も手伝って、RANS と LES を組み合わせたいわゆるハイブリッド手法が提案されるようになってきている⁽³⁾⁽⁴⁾⁽⁵⁾⁽⁶⁾。

以上のことから、筆者らは今後の実用的な課題に対応すべく、任意多面体対応非構造格子圧縮性流体解析コード（LS-FLOW）に対して、RANS/LES ハイブリッド手法を導入し、空力特性解析の精度や非定常現象の再現性の評価を行った。

2. 解析手法

本解析において使用した解析コードと数値計算手法について述べる。

使用した解析コードは、現在 JAXA/JEDI にて開発中の任意多面体有限体積法圧縮性ソルバー（LS-FLOW）を

Table 1: Numerical schemes of LS-FLOW

勾配計算	Green-Gauss 法 ⁽⁷⁾ 、GLSQ 法 ⁽⁸⁾
非粘性項 流束	SHUS ⁽⁹⁾ , SLAU ⁽¹⁰⁾ , HLLEW ⁽¹¹⁾ , Roe ⁽¹²⁾ , AUSM+ ⁽¹³⁾ , AUSM+up ⁽¹⁴⁾ etc.
粘性項	Wang の方法 ⁽¹⁵⁾
時間発展	LU-SGS ⁽¹⁶⁾ , Runge-Kutta, BLU-SGS ⁽¹⁷⁾ , pLU-SGS ⁽¹⁸⁾

ベースとしている。

支配方程式は 3 次元非定常圧縮性 Navier-Stokes 方程式

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V Q dV + \oint_S (H_e - H_v) dS = 0 \quad (1)$$

であり、空間の離散化にはセル中心有限体積法を適用している。ここで、 Q は保存量ベクトル、 H_e, H_v は非粘性流束ベクトル、粘性流束ベクトルである。

時間刻みの離散化に関しては 3 点後退差分近似、

$$V_i \frac{3Q^{n+1} - 4Q^n + Q^{n-1}}{2\Delta t} + \sum_{k \in N(i)} (\tilde{H}_{e,ik} - \tilde{H}_{v,ik}) dS_k = 0 \quad (2)$$

を採用し、時間発展の解法は LU-SGS 法を適用している。なお、本解析コードは時間発展解法に関する LU-SGS 法以外にも、空間離散化、再構築法、流束関数などに複数の解析オプションを備えている。Table 1 はそれらオプションをまとめたものである。本解析で採用した計算法は表中太字で示している。

乱流モデルに関しては本解析コードには RANS 系の Baldwin-Lomax (BL) モデル⁽¹⁹⁾、Spalart-Allmaras

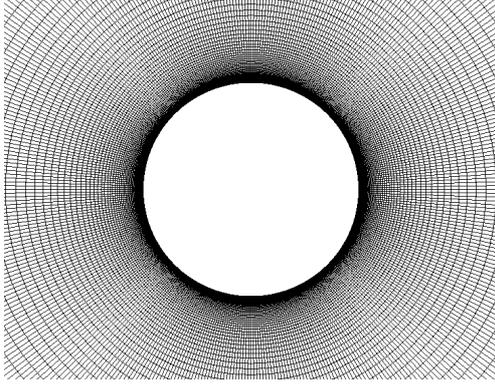


Fig. 1: Computational mesh (structured type)

(SA) モデル⁽²⁰⁾ が組み込まれている。SA モデルは高レイノルズ数域での壁近傍の乱流境界層遷移を捕らえられる点で強力な 1 方程式系乱流モデルとして多くの適用実績を残してきた。

しかし、先に述べたように、非定常現象への対応など将来的な解析対象を考えた場合、時間平均モデルである RANS 系乱流モデルでは自ずと限界が生ずる。そこで、今回壁近傍乱流境界層の解析精度と自由せん断層での非定常乱流の再現性の双方の利点を兼ね備えた RANS/LES ハイブリッドモデルを採用することにした。特に、本解析では既存の SA モデルからの拡張性を考えて DES⁽²¹⁾ および DDES⁽²²⁾ モデルの実装を行っている。

ここで、DES モデルに関しては、SA モデルにおける渦粘性輸送方程式の中の壁面距離変数 d を \tilde{d} 、

$$\tilde{d} \equiv \min(d, C_{DES}\Delta) \quad (3)$$

に置き換えることにより実装可能である。ここで、 Δ は隣接セル中心間の距離の最大値であり、 $C_{DES} = 0.65$ とする。

さらに、DDES モデルに関しては、

$$\tilde{d} \equiv d - f_d \min(0, d - C_{DES}\Delta) \quad (4)$$

$$f_d \equiv 1 - \tanh([8r_d]^3) \quad (5)$$

$$r_d \equiv \frac{\nu_t + \nu}{\sqrt{U_{i,j}U_{i,j}}\kappa^2 d^2} \quad (6)$$

とすることにより適用できる。ここで、 ν_t は渦粘性、 ν は分子粘性、 κ はカルマン定数である。なお、上記 DDES モデルの定式化は、 $f_d = 0$ とすることにより RANS-SA モデル、 $f_d = 1$ で DES モデルにスイッチング可能となっている。

3. 解析対象

本研究の目的は、直交・物体適合ハイブリッド非構造格子対応圧縮性ソルバー LS-FLOW に対して、RANS/LES ハイブリッド手法 (DES および DDES モデル) を導入し、それら乱流モデルを評価することである。

したがって、本解析では空力特性解析精度と非定常現象の再現性について調べることにする。結果の評価は SA モデルによる解析結果と DES、DDES モデルによる解析結果の比較を中心に行う。なお、本解析に先立って、広範囲なレイノルズ数域での層流計算を行い、本解析コードにおける層流計算の適用限界、空力解析精度などを調べた。

解析対象は、大規模剥離を伴いかつ高レイノルズ数域での乱流遷移現象が定量的にも視覚的にも顕著であるということを考慮して円柱まわりの流れ場とした。作動流

Table 2 : Division number of mesh
direction: $(i, j, k) = (\text{circ.}, \text{span}, \text{rad.})$

レイノルズ数	$i \times j \times k$	Δr_{min}
1.1	$396 \times 1 \times 90$	1.0×10^{-1}
19, 26, 140	$396 \times 1 \times 90$	1.0×10^{-2}
$1.0 \times 10^3, 1.0 \times 10^4$	$396 \times 1 \times 90$	1.0×10^{-3}
1.0×10^5	$396 \times 1 \times 120$	1.0×10^{-4}
1.0×10^6	$396 \times 1 \times 150$	1.0×10^{-5}
1.0×10^7	$396 \times 1 \times 180$	1.0×10^{-6}

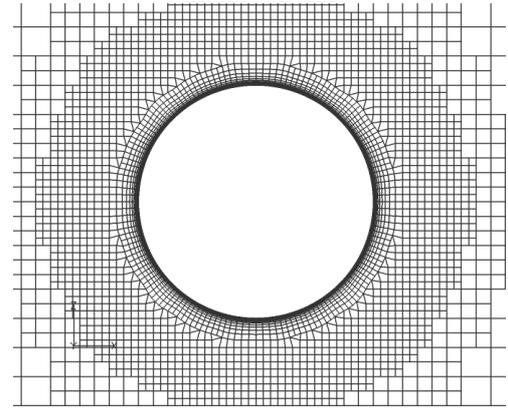


Fig. 2: Computational mesh
(Hybrid unstructured type)

体は空気、一様流速はマッハ数 0.1 の固定とし、レイノルズ数域は 1.1 から 1.0×10^7 までを解析範囲としている。

計算格子は、構造系メッシュと非構造系メッシュの 2 種類を設定した。

ここで、構造系メッシュとは、セル形状が 6 面体セルの形状を有するメッシュのことであり、実際には O 型構造のメッシュ構成を非構造データに変換してソルバーに適用した。このメッシュ設定により、主流方向と壁近傍での十分な格子解像度を確保した。なお、スパン方向は 1 セル構造とし、側面境界は対称条件としている。

メッシュ構造と計算領域の概要を Fig.1 に示す。解析対象のレイノルズ数と格子分割数、最小格子幅の対応は Table 2 のとおりである。

非構造系メッシュに関しては、JAXA/JEDI にて開発中の直交・物体適合ハイブリッド非構造用自動格子生成ツール LS-GRID を用いて作成したものでセル形状は任意多面体で構成される。本メッシュでは、高レイノルズ数域での解析を行った。

解析に用いた非構造系メッシュの概要を Fig.2 に示す。

4. 結果

4.1 層流条件による解析

まず、レイノルズ数に応じたそれぞれのメッシュ解像度での空力解析精度の評価を行うため、低レイノルズ数から高レイノルズ数の広範囲にわたり層流計算を行った。

結果は抵抗係数、カルマン渦から算出されるストローハル数を実験結果と比較した。また、低レイノルズ数域では流れの可視化実験による流線との比較も行っている。

Fig.3(a)-(c) はレイノルズ数 1.1, 26, 140 での流線を示す。図に示した通り流れ場の定性的な様相は実験結果とほぼ一致しており、低レイノルズ数域での双子渦の生成からカルマン渦への進展の過程が再現されていることが

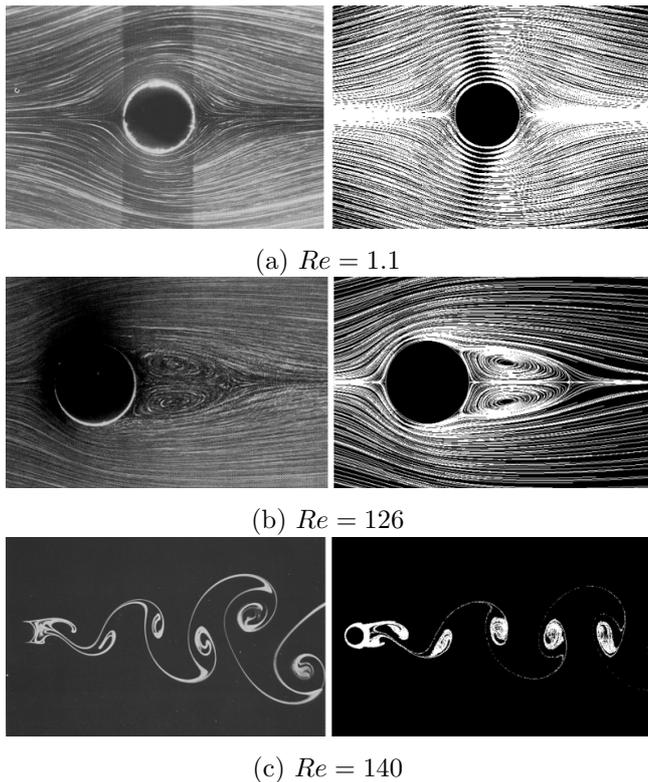


Fig. 3: Stream lines (left : exp. right : present cal. by structured mesh type)

確認できる。

Fig.4 は広範囲にわたるレイノルズ数域での円柱の抵抗係数とストローハル数に関する実験値との比較である。グラフから明らかなように 1.0×10^4 から 1.0×10^5 の Subcritical 領域までは空力特性の解析精度は保持されるものの、それ以上の高レイノルズ数 ($> 1.0 \times 10^6$) 乱流領域での解析は乱流遷移領域の再現や後流渦の周期性の再現など妥当な結果は得られなかった。これは、層流計算としての時間解像度、格子解像度の不足からくるものと思われる。

4.2 乱流モデルによる解析

次に、乱流モデル (SA, DES, DDES) の高レイノルズ数領域 ($> 1.0 \times 10^4$: Subcritical ~ Transcritical) における解析結果と実験値を比較する。

まず、空力特性解析と非定常現象再現性の定量的な比較を Fig.5 に示す。乱流モデルは Subcritical 領域から適用されているが、 1.0×10^4 程度の領域では、生成される渦粘性が小さく、空力特性、非定常現象再現性ともに乱流モデルの影響が少ないという結果を得た。

しかしながら、遷移領域を含む 1.0×10^5 から 1.0×10^7 の高レイノルズ数領域では SA と DES、DDES の乱流モデルによる差が大きく表れている。

特に、乱流遷移以降の領域では SA モデルではカルマン渦の生成が確認できず、非定常性を再現することができなかった。Fig.6 はレイノルズ数 1.0×10^7 での横力係数 (C_n)、抵抗係数 (C_d) の時間変動を SA モデルと DES にて比較したものである。空力特性の時間変動の結果からもわかるように DES モデルでの解析では非定常性が確認できる。また、ストローハル数に関する実験値との比較 (Fig.5) から定性的には物理現象の再現性は十分に確保されているものとみなせる。

一方、実現象でみられる遷移領域での急激な遷移点変化に関しては、Fig.5 における抵抗係数、ストローハル数の変化から明らかなように、SA、DES、DDES のいずれ

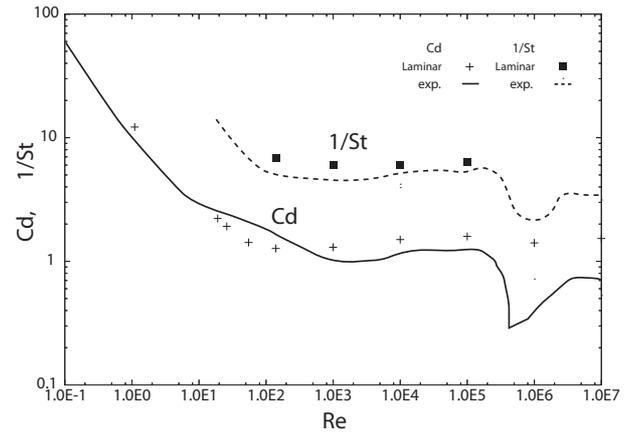


Fig. 4: Drag coefficient and Strouhal number ($M_\infty = 0.1$) (Laminar cal.)

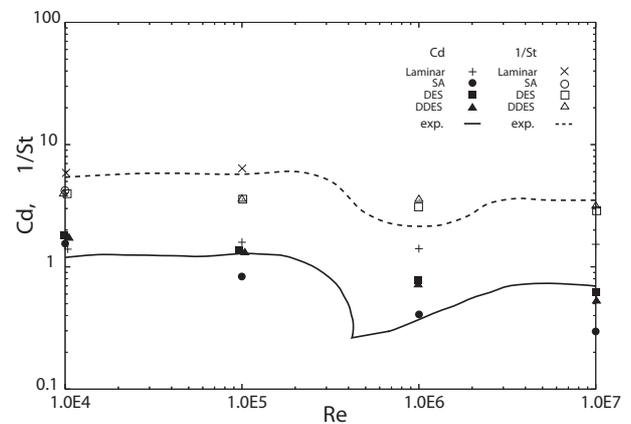


Fig. 5: Drag coefficient and Strouhal number ($M_\infty = 0.1$) (Difference of SA,DES,DDES models)

のモデルにおいても明確にとらえることはできなかった。

Fig.7(a)-(d) はレイノルズ数 1.0×10^7 の乱流モデルの有無やモデルの種類によるカルマン渦生成の違いを示している。いずれの乱流モデルにおいても乱流遷移以降の剥離点の下流側への移動は確認できるものの、後流の非定常性に関しては SA モデルと DES、DDES モデルの相違が顕著であることは可視化結果からも明らかである。

次に、表面上の圧力分布をみる。

Fig.8(a),(b) はレイノルズ数 1.0×10^5 と 1.0×10^7 の時の解析結果を実験値と比較したものである。

Fig.8(a) の 1.0×10^5 の層流計算に関しては実験結果との定量的な一致が見られるものの、SA モデル、DES、DDES モデル共に十分な実験結果とは一致は見られず、この原因に関してはより詳細な現象の解析が必要とされる。

なお、ここで注目されるのは DES、DDES モデルにおける剥離点が SA モデルに比べて下流側に移動している点である。これは下流側の非定常な流れ場が SA モデルの対象となる壁近傍領域の渦粘性輸送方程式に影響をもたらしていることからくるものである。

実験結果にみられるように、実現象では剥離点が下流側に移動するほど負圧ピーク値が大きくなることと考え合わせると、DES、DDES モデルでの剥離点の下流移動傾向が負圧ピーク値の増大を顕著にしている要因であろうと推察される。

また、Fig.5 で示したレイノルズ数 1.0×10^5 から $1.0 \times$

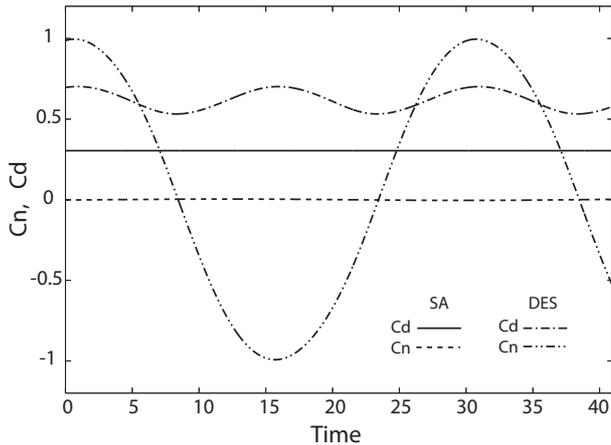


Fig. 6: Time variation of aerodynamic force
(Difference of SA,DES models)

10^6 の遷移領域での空力特性のなだらかな変化は、円柱のような大規模剥離を伴う流れ場においては、SA、DES、DDES モデルいずれを用いても剥離点の定量的な捕獲が困難であることを物語っており、SA モデルの渦粘性輸送方程式における Tripping 項検討の必要性も示唆している。

4.3 直交・物体適合ハイブリッド格子の適用

LS-GRID により作成した直交・物体適合ハイブリッド格子での解析結果を示す。本計算格子では、スパン方向に直径の 2 倍の長さを持ち円柱表面近傍でスパン方向 64 分割の 3 次元構造を有している。側面部の境界条件は対称条件とした。なお、本計算格子は格子解像度の変化が先の構造タイプ格子とことなり 8 分木構造で粗くなるという点でも DES、DDES モデルでの解析精度への影響に注目した。

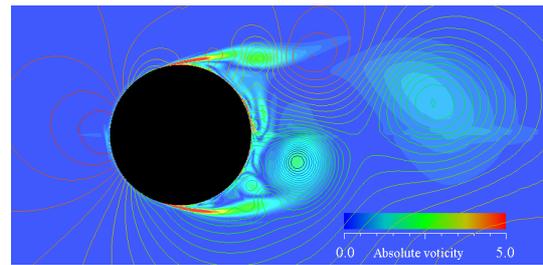
まず、ハイブリッド格子で計算された抵抗係数、ストローハル数に関して構造タイプ格子の解析結果、実験値との比較を行う。Table 3 はそれぞれの値をまとめたものである。

Fig.2 で示したようにハイブリッド格子は構造タイプ格子に比べて直交格子部分での解像度が低いものの空力特性の解析精度の面では大きな低下は見られなかった。これは、壁近傍のレイヤー格子の解像度が確保が有効に働いているものと思われる。また、ストローハル数に関する実験値との比較では非定常性においても同等の結果を得ている。

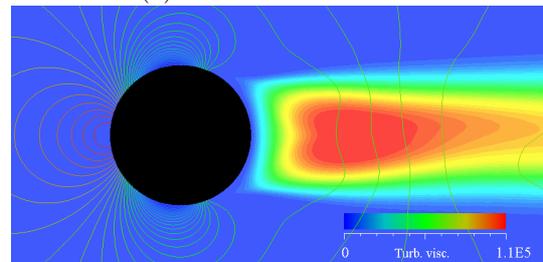
Fig.8 は SA、DES、DDES モデルの 2 次元断面上での圧力分布、渦粘性分布を示している。Fig.7 の結果（構造タイプ格子）と比較すると、SA モデルでは、渦粘性のオーダーがほぼ同等であることや後流の非定常性が観察

Table 3: Comparison of drag coefficient and Strouhal number

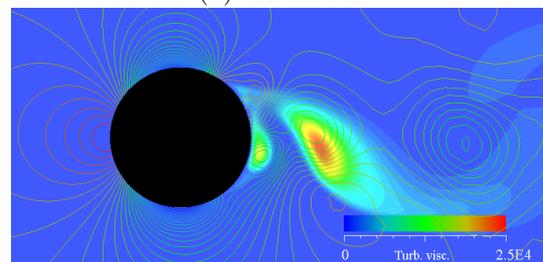
格子	Cd			$1/St$		
	SA	DES	DDES	SA	DES	DDES
Hybrid タイプ	0.42	0.54	0.50	N/A	3.75	3.20
構造 タイプ	0.30	0.62	0.53	N/A	2.90	3.14
実験	≈ 0.6			≈ 3.5		



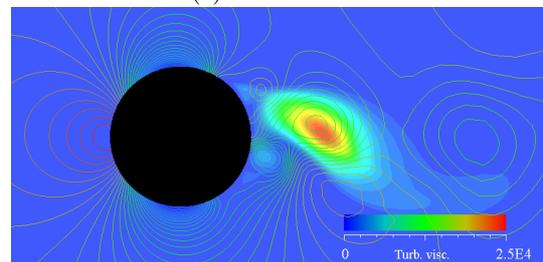
(a) Laminar calculation



(b) SA model



(c) DES model



(d) DDES model

Fig. 7: Distribution of pressure and eddy viscosity
((a)Vorticity distribution for laminar calculation)

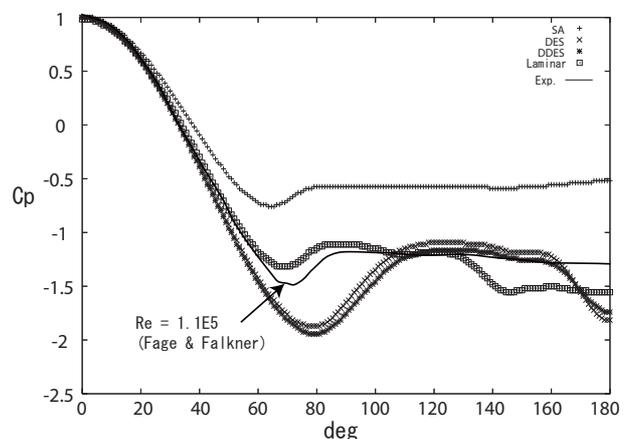


Fig. 8 (a): Pressure distribution at $Re = 1.0 \times 10^5$

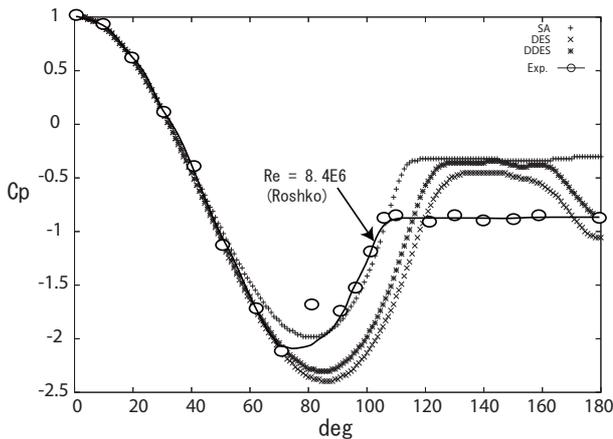
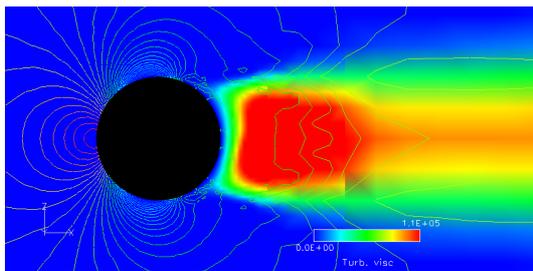
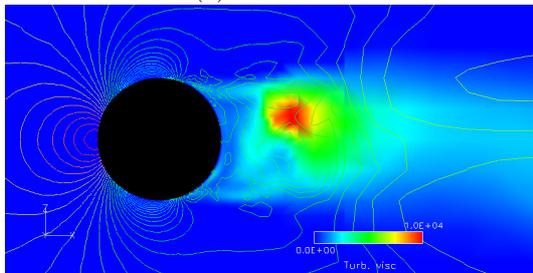


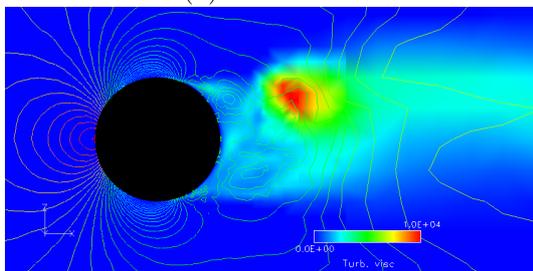
Fig. 8 (b): Pressure distribution at $Re = 1.0 \times 10^7$



(a) SA model



(b) DES model



(c) DDES model

Fig. 9: Distribution of pressure and eddy viscosity (Hybrid mesh)

できないことなど、構造タイプ格子の結果とほぼ同等の結果を得ている。しかし、DES、DDES モデルでは、渦粘性の値が 1/2 程度と低く分布の様子も Fig.7 の結果と異なっている。今回 LS-GRID により作成したハイブリッド格子は壁面近くでスパン方向にも自動分割されており、スパン方向のセル間距離は構造タイプ格子の $\Delta = 0.1$ に対して $\Delta = 0.03125$ となっている。本解析ではスパン方向計算領域の狭さ ($L = 2D$) のため後流における強い 3 次元縦渦構造はみとめられていないが、スパン方向の渦度拡散やメッシュ解像度の相違が DES、DDES における渦粘性の分布に影響を与えているものと考えられる。今後より詳細な検討が必要となるであろう。

5. 結論

直交・物体適合ハイブリッド非構造格子対応の任意多面体圧縮性流体解析ソルバー (LS-FLOW) に DES、DDES モデルを導入し円柱まわりの流れ場解析を行った。計算は最初に広範囲レイノルズ数域で層流条件で行ったのち、さらに高レイノルズ数域で乱流モデルを適用、従来の RANS 計算 (SA モデル) による解析結果と実験値との比較が行われた。その結果以下のような結論を得た。

- DES、DDES モデルの導入により SA モデルでは再現できない高レイノルズ数乱流域での非定常現象 (カルマン渦の生成) を確認した。また、ストローハル数における実験値との比較から、非定常性が正しく物理現象を再現したものであることが確かめられた。
- 乱流遷移以降の剥離点の後方移動に関しては、SA、DES、DDES モデルとも認められた。しかし、いずれも定性的な傾向を認めるにとどまった。
- 構造タイプメッシュと直交・物体適合ハイブリッド非構造格子の比較では格子解像度の影響以外には本質的に解析結果に影響を与えないことを確認した。

なお、乱流遷移域付近の定量的な剥離点の再現性の問題などが今後の課題として残された。また、本解析 (円柱問題) では、DES、DDES モデルでの解析結果に顕著な差は見られなかった。異なる解析対象、解析空間での検証も引き続き行う予定である。

参考文献

- (1) Fujimoto, K., and Fujii, K., "Study on the Automated CFD Analysis tools for Conceptual Design of Space Transportation Vehicles," FEDSM 2007-37128, Proc. 5th ASME/JSME Joint Fluid Engineering Conference, San Diego, California, July 2007.
- (2) Fujimoto, K., and Fujii, K., "Optimization-based Robust Feature Preserving Technique for Body-fitted Cartesian Grid Method," 10th International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Field Simulations (CD-ROM), Crete, Greece, September, 2007.
- (3) Hamba, F., "A hybrid RANS/LES simulation of turbulent channel flow," Theoret. Comp. Fluid Dynamics, 16 (2003), pp. 387-403.
- (4) Hamba, F., "An attempt to combine large eddy simulation with the $k-\epsilon$ model in a channel-flow calculation," Theoret. Comp. Fluid Dynamics, 14 (2001), pp. 323-336.
- (5) Davidson, L. and Peng, S. H., "A hybrid LES-RANS model based on a one-equation SGS model and a two-equation $K-\omega$ model," Proc. 2nd Int. Symp. on Turbulence and Shear Flow Phenomena, 2 (2001), pp. 175-180.
- (6) Batten, P., Goldberg, U. C., Palaniswamy, S., and Chakravarthy, S. R., "Hybrid RANS/LES spatial-resolution and energy-transfer issues," Proc. 2nd Int. Symp. on Turbulence and Shear Flow Phenomena, 2 (2001), pp. 159-164.
- (7) 嶋, "勾配計算法の再検討と新手法について," 第 41 回流体力学講演会/航空宇宙技術 2009, 1D9 (2009)

- (8) Mavriplis, D., "Revisiting the Least-Squares Procedure for Gradient Reconstruction on Unstructured Meshes," AIAA 2003-3986 (2003)
- (9) Shima, E., and Jounouchi, T., "Role of CFD in Aeronautical Engineering (No.14) -AUSM type Upwind Scheme-," Proc. of the 14th NAL Symposium on Aircraft Computational Aerodynamics, 1997, pp.7-12.
- (10) 嶋, "AUSM 族全速度スキームと前処理付き陰解法," 第 22 回数値流体力学シンポジウム, C7-4 (2008)
- (11) Obayashi, S., and Guruswamy, G. P., "Convergence Acceleration of a Navier-Stokes Solver for Efficient Static Aeroelastic Computations," AIAA Journal, Vol. 33, No. 6, (1995), pp. 1134-1141.
- (12) Roe, P. L., "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors, and Difference Schemes," Journal of Comp. Phys., Vol.43, (1981), pp. 357-372.
- (13) Liou, M. S., "Progress Towards an Improved CFD Method: AUSM+," AIAA Paper 95-1701 (1995)
- (14) Liou, M. S., "A sequel to AUSM, part II: AUSM+-up for all speeds," Journal of Comp. Phys., Vol.214, (2006), pp.137-170.
- (15) Wang, Z. J., "A Quadtree-based adaptive Cartesian/Quad grid flow solver for Navier-Stokes equations," Computers and Fluids, Vol.27, (1998), p.529-549.
- (16) Jameson, A., and Turkel, E., "Implicit schemes and LU decompositions," Math. Comp., Vol.37, (1981), pp. 385-397.
- (17) Chen, R. F., and Wang, Z. J., "Fast, Block Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel Scheme for Arbitrary Grids," AIAA Journal, Vol. 38, (2000), pp. 2238-2245.
- (18) Weiss, J. M., and Smith, W. A., "Preconditioning applied to variable and constant density flows," AIAA Journal, Vol. 33, (1995), pp. 2050-2057.
- (19) Baldwin, B. S. and Lomax, H., "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows," AIAA 78-257 (1978)
- (20) Spalart, P. R., and Allmaras, S. R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," AIAA 92-0439 (1992)
- (21) Spalart, P. R., Jou, W. H., Strelets, M., and Allmaras, S. R., "Comments of the Feasibility of LES for Wings, and on a Hybrid RANS/LES Approach," Advances in DNS/LES, 1st AFOSR Int. Conf. on DNS/LES, (1997)
- (22) Spalart, P. R., Deek, S., Shur, M. L., Squires, K. D., Strelets, M., and Travin, A., "A new version of detached-eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities," Theor. Comput. Fluid Dynamics, 20 (2006) pp. 181-195.