

## レイノルズ数 1,600,000 における翼周りの LES: 乱流剥離とその制御

### LES of an airfoil flow at Reynolds number 1,600,000: turbulent separation and its control

- 佐藤 允, ISAS/JAXA, 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1, sato@flab.isas.jaxa.jp
- 浅田 健吾, 東京大学大学院, 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1, asada@flab.isas.jaxa.jp
- 野々村 拓, ISAS/JAXA, 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1, nonomura@flab.isas.jaxa.jp
- 河合 宗司, ISAS/JAXA, 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1, kawai@flab.isas.jaxa.jp
- 青野 光, ISAS/JAXA, 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1, aono@flab.isas.jaxa.jp
- 焼野 藍子, ISAS/JAXA, 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1, yakeno@flab.isas.jaxa.jp
- 藤井 孝藏, ISAS/JAXA, 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1, fujii@flab.isas.jaxa.jp
- Makoto Sato, ISAS/JAXA, 3-1-1, Yoshinodai, Chuo-ku, Sagamihara, Kanagawa, 252-5210
- Kengo Asada, Univ. Tokyo, 3-1-1, Yoshinodai, Chuo-ku, Sagamihara, Kanagawa, 252-5210
- Taku Nonomura, ISAS/JAXA, 3-1-1, Yoshinodai, Chuo-ku, Sagamihara, Kanagawa, 252-5210
- Soshi Kawai, ISAS/JAXA, 3-1-1, Yoshinodai, Chuo-ku, Sagamihara, Kanagawa, 252-5210
- Hikaru Aono, ISAS/JAXA, 3-1-1, Yoshinodai, Chuo-ku, Sagamihara, Kanagawa, 252-5210
- Aiko Yakeno, ISAS/JAXA, 3-1-1, Yoshinodai, Chuo-ku, Sagamihara, Kanagawa, 252-5210
- Kozo Fujii, ISAS/JAXA, 3-1-1, Yoshinodai, Chuo-ku, Sagamihara, Kanagawa, 252-5210

Large-eddy simulation of a separated flow over NACA0015 at Reynolds number 1,600,000 with angle of attack 20.1 degs is conducted to clarify the feature of turbulent separation at high Reynolds number. The total number of grid point is approximately one billion, and a high order scheme is used in this simulation. The LES result agrees with experiment data in terms of the laminar-separation bubble region, the locations of reattachment point and second separation point from surface pressure distribution. The laminar-separation bubble is formed near the leading edge with turbulent transition. Then turbulent boundary layer develops over the airfoil surface and the flow is separated as turbulent flow. Here, chordwise velocities in the attached region correspond to the profile of developed turbulent boundary layer. Flow structures at  $Re=1,600,000$  are compared to those at  $Re=63,000$  from the viewpoint of the turbulent transition, separation behavior, space and time scale. The most non-dimensional unstable frequency near the laminar separation bubble of  $Re=1,600,000$  is approximately 10 times of that of  $Re=63,000$ . The flow length scale at transition point of  $Re=1,600,000$  is approximately 1/15 times of that of  $Re=63,000$ . In addition, the preliminary results of the separation control by a DBD plasma actuator with various design parameters are presented.

#### 1. 結論

流体機器周りの流れにおいて生じる「剥離」を制御することは、機器の性能向上や騒音の低減のために極めて重要であり、数多くの方法が発案され実用化されている。近年では、DBD プラズマアクチュエータやシンセティックジェットといったマイクロデバイスを用いた剥離制御に大きな注目が集まっている<sup>[1][2]</sup>。これらのデバイスは、従来用いられてきた定常型のジェット装置とは異なり、局所的な変動を剥離せん断層に加えることで流れを制御する。その中でも、DBD プラズマアクチュエータは構造が単純で、素早い応答性をもち、消費エネルギーが少ないといった利点があり、近年、その研究論文数は飛躍的に増加している<sup>[3][5]</sup>。特に低レイノルズ数流れにおける層流剥離制御に関する研究は非常に多く、DBD プラズマアクチュエータによる層流剥離制御の有効性はほぼ実証されている<sup>[6][7]</sup>。我々の研究グループでも、低レイノルズ数 ( $Re=63,000$ ) および中レイノルズ数 ( $Re=260,000$ ) におけるプラズマアクチュエータを用いた翼周り層流剥離制御の Large-eddy simulation (LES) を行い、層流剥離制御メカニズムや効果的なプラズマアクチュエータ設計パラメータに関する知見を得ている<sup>[8][11]</sup>。

これら低・中レイノルズ数での層流剥離制御においては剥離せん断層における乱流遷移の促進が重要な役割を果たしており、剥離点付近で流れを乱流へと遷移させることで主流の運動量を境界層内に供給し、再付着を導くというプロセスが層流剥離制御において最も効果的な方法となる。DBD プラズマアクチュエータはそ

の制御性の良さから、乱流遷移促進を引き金とした間接的な運動量供給による剥離制御において極めて大きな利点を有している。しかしながら、大型・高速の流体機器周りの流れは、レイノルズ数が  $10^6$  を超える高レイノルズ数での流れがほとんどであり、流れも層流状態で剥離するのではなく、乱流状態で剥離する<sup>[12][13]</sup>。乱流剥離では強い逆圧力勾配によって乱流状態の流れが剥離するため、層流剥離制御で効果的であったせん断層の乱流遷移を促進するというメカニズムをそのまま適用可能であるかは不明である<sup>[14][15]</sup>。そのため、高レイノルズ数下での翼周り乱流剥離制御を実現するためには、翼周りにおける乱流剥離現象を詳細に解析し、その特徴を把握するとともに低・中レイノルズ数における層流剥離との違いを明確化することが必要不可欠である。

本研究では、レイノルズ数 1,600,000 における翼周り流れの LES を行い、高レイノルズ数での乱流剥離現象について調べることで、乱流剥離制御に有用となる知見を得ることを目的としている。加えて、本知見に基づいて進められている DBD プラズマアクチュエータを用いた翼周り乱流剥離制御について、現段階で得られている結果を報告する。

#### 2. 解析モデル

##### (1) 支配方程式および計算手法

支配方程式には連続の式、運動量保存式、エネルギー保存式を用い、補助方程式として理想気体の状態方程式を用いた。より詳

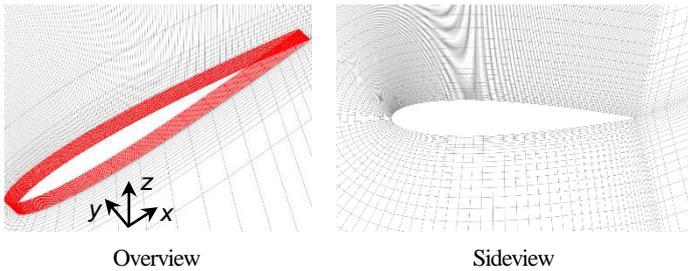


Fig. 1 Computational grids (every 10 points).

細な計算方法については別文献<sup>8)</sup>を参照されたい。計算には ISAS/JAXA で開発された圧縮性流体解析ソルバー-LANS3D を用いた。メトリックス、ジャコビアン、対流項および粘性項の離散化には従来の圧縮性スキームに比べて解像度が高い 6 次精度のコンパクト差分<sup>10)</sup>を用いた。境界から 1 点目と 2 点目は 2 次精度の陽的差分を用いた。高周波の数値振動を抑えるために 10 次精度 3 重対角フィルターを使用した<sup>17)</sup>。フィルター係数は  $\alpha_f=0.485$  とした。時間積分法には 2 次精度 3 点後退差分に内部反復 5 回を入れた、ADI-SGS 陰解法を用いた<sup>18)</sup>。無次元時間刻み幅は、音速に基づく最大クーラン数が 7 程度となる  $0.000034$  とした。通常の LES であれば陽的なサブグリッドスケールモデルが必要であるが、今回は乱流のサブグリッドスケールモデルの効果は前述したフィルターが担うと考え、陽的なモデルを用いない Implicit LES を用いた。外部境界は静圧を一樣流圧力に固定し、壁面は滑り無しの断熱条件を用いた。また解析対象が 2 次元形状なので側面の両端は周期境界条件とした。計算には京コンピュータの 1,984 ノードを使用した。計算時間は  $tu_{\infty}/c=8$  までで約 300 時間である。

## (2) 計算対象及び計算格子

計算対象は NACA0015 翼周りの流れで、スパン方向が一樣である 2 次元翼形状とした。計算領域は翼弦長  $c$  に対して  $25c$  とし、スパン長は  $0.05c$  とした。図 1 に各方向 10 点置きで計算格子を示す。計算格子には C 型格子を用い、各方向の格子点数は  $\xi \times \eta \times \zeta=4001 \times 609 \times 409$  で、総格子点数は約 10 億点である。流れが付着している領域における最大格子幅は  $\Delta x_{\max}^+ \approx 20$  (コード方向)、 $\Delta y_{\max}^+$  (スパン方向)  $\approx 15$ 、 $\Delta z_{\max}^+ \approx 1$  (壁垂直方向) であり、これは壁乱流の LES として十分に高い解像度を有している<sup>19)</sup>。ここで、上付きの+は壁面量であり、壁面摩擦速度( $u_{\tau}$ )と動粘性係数によって無次元化された値である。

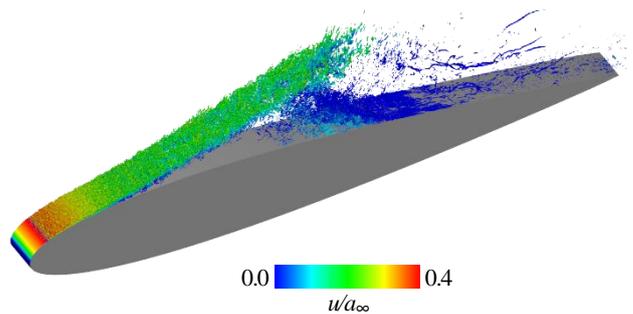


Fig. 2 Iso-surfaces of the second invariant of the gradient tensors colored with chordwise velocity.

## (3) 計算条件

一樣流マッハ数は計算効率の点から圧縮性の無視できる範囲で可能な限り大きい値とし、 $M_{\infty}=0.2$  に設定した。一樣流レイノルズ数はコード長を代表長として  $Re_c=1,600,000$  とした<sup>20)</sup>。また、プラントル数は  $0.72$  である。迎角は前縁付近で乱流剥離が生じる  $\alpha=20.11^\circ$  である。

## 3. 結果と考察

### 3-1. 高レイノルズ数翼周り乱流剥離流れの特徴

図 2 はある瞬間における翼周囲の流れ場を示しており、等値面は速度勾配テンソルの第二不変量 ( $Q=1,000$ ) である。ここで、等値面は主流方向速度( $u$ )で色付けされている。図より流れが前縁付近で乱流剥離し、細かい渦で形成された剥離せん断層が翼上方に発達していく様子がわかる。ここでは、このような大規模な剥離を伴う高レイノルズ数翼周り流れの剥離制御指針を得るため、流れ場の特徴について概観する。

図 3 は別の時刻における翼周囲の流れ場の side-view である。等値面の  $Q$  値と色付けは図 2 と同じとした。流れは前縁付近で一度剥離した後(1st separation)、コード長の 2.5% 付近で乱流再付着(1st reattachment)するため、前縁付近に層流剥離泡が形成される。再付着した流れは翼面に沿って乱流境界層を形成し、14.5% 付近で再び剥離する(2nd separation)。これは前縁付近の層流剥離とは異なり、乱流状態の流れが剥離する乱流剥離となっている。この剥離せん断層のせん断層厚さが剥離後に増加していく様子が確認できる。

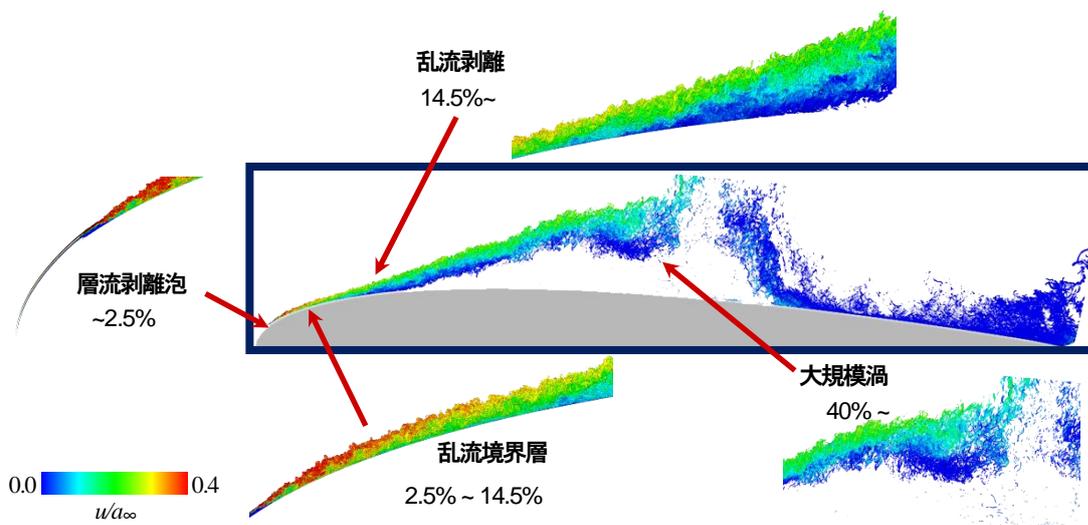


Fig. 3 Instantaneous flow field in a side-view plane.

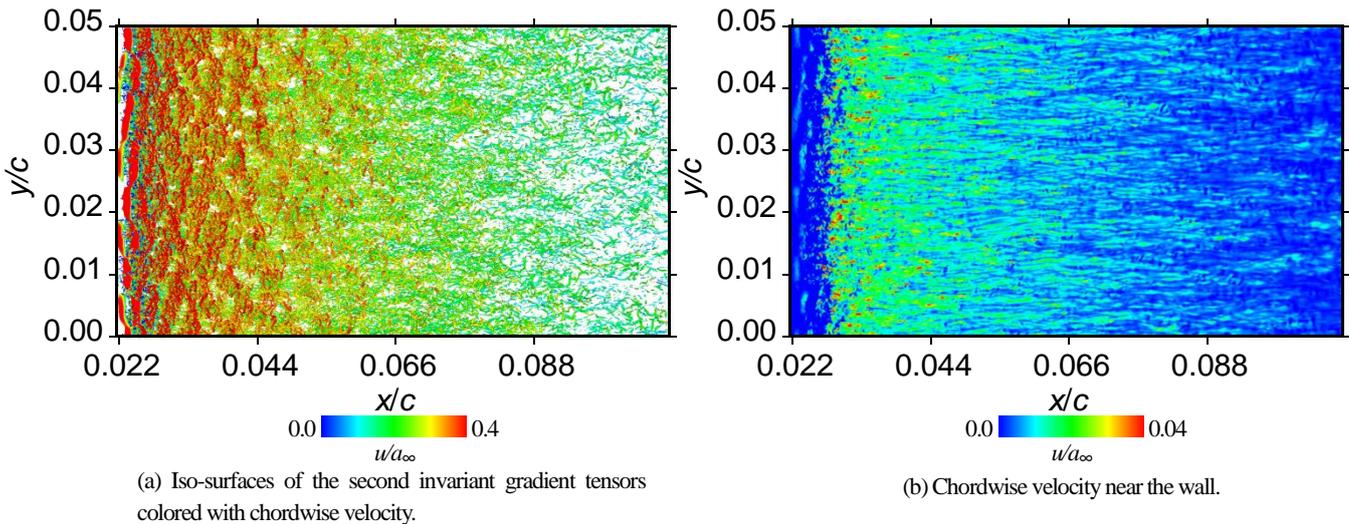


Fig. 4 Instantaneous flow field in a top-view plane.

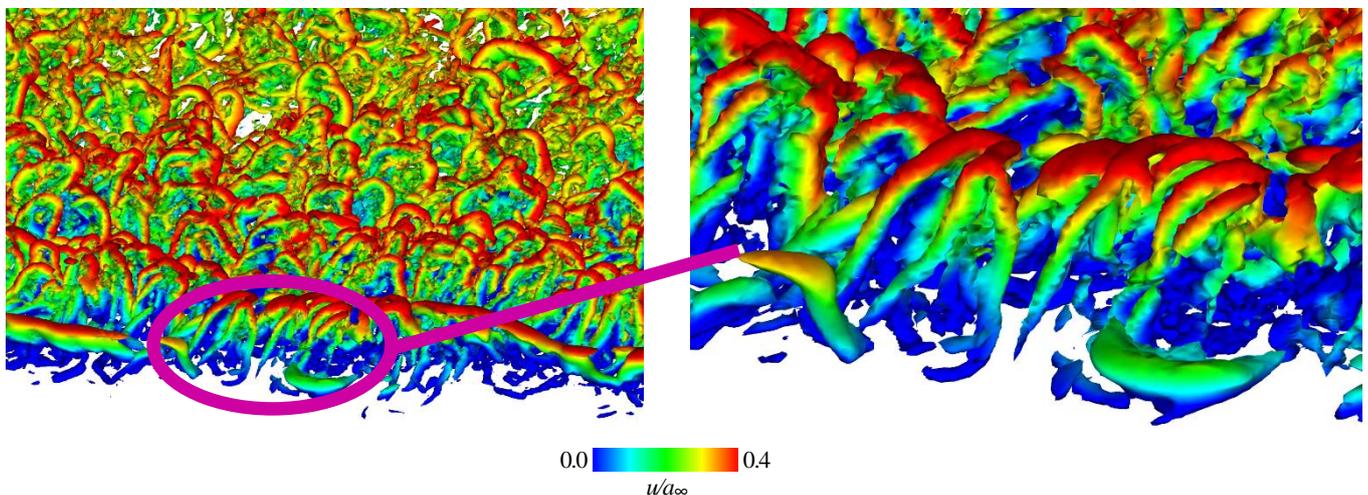


Fig. 5 Vortex structures at the 1st reattachment point.

また、本時刻においては、40%付近にスパン方向に軸を持つ大規模渦が生じている。さらに、より後流において大規模な渦と壁面との干渉で生じた細かい渦構造が壁面付近に存在していることがわかる。主流方向速度の分布より、これらの領域では速度が負の値となる逆流領域となっている。

図4は図3と同時刻における流れ場の top-view である。ただし、主流方向の領域は再付着位置近傍から乱流剥離前の 10% 付近までを示している。図 4(a)は速度勾配テンソルの第二不変量の等値面であるが、図2および3とは異なる  $Q$  値( $Q=33,000$ )を用いており、より強い回転運動を有する渦構造を示している。図 4(b)は壁面付近の主流方向速度である。図 4(a)より、層流剥離した流れが、スパン方向に軸を持つ渦構造の崩壊によってより細かい三次元的な渦を生じさせ、乱流へと遷移していく様子がわかる。これは図 4(b)において再付着点前後で壁面付近にスパン方向の細かい速度変動が生じていることから確認できる。この再付着点付近においては、三次元的な細かい渦はスパン方向に一樣に分布しておらず、スパン方向に分断されたいくつかの渦クラスターを形成している。これらのクラスター構造は後流にいくにつれて弱まり、スパン方向にはより一樣な流れとなっていく。また、図の観察から渦の数密度は再付着点直後が最も高くなっており、後流にいくにつれて強い渦構造は消失している。図 5 は再付着点付近における渦構造を示しており、図 4 よりもさらに強い渦構造を示している

( $Q=100,000$ )。この図より、スパン方向に軸を持つ渦が崩壊した後形成された壁面付近のヘアピン型の渦が多数観察できる。これらヘアピン型の渦構造は壁流流において特徴的な構造である。ヘアピン渦は後流にいくにつれて減少していき、乱流剥離付近では流れ方向に軸を持つ渦がより多く観察される。

### 3-2. 流れ場の平均分布

図 6 は時間およびスパン方向に平均した主流方向速度と乱流エネルギー(TKE)の分布を示している。ここで、時間平均の区間は  $0 \leq t_{av} \leq 8$  である。それぞれの図において白枠で囲われている部分は前縁付近を拡大した図となっている。平均主流方向速度より、前縁付近で剥離泡を生じた流れは約 14.5% で大規模剥離し、翼上方に逆流領域を形成している。平均乱流運動エネルギーの拡大図より、前縁付近で TKE が上昇している領域が存在していることがわかる。この領域において流れが乱流へと遷移し、乱流再付着が生じている。

図 7 は翼周りの圧力係数( $C_p$ )と摩擦抗力係数( $C_f$ )の分布を示している。圧力係数の分布には実験値も合わせて載せている<sup>[20]</sup>。圧力係数の分布より、実験に比べて計算の方がサクシオンピークがより高くなっているが、層流剥離と再付着、乱流剥離の位置は実験とほぼ一致していることがわかる。また、計算では後縁付近に圧力の山ができてくるが、これは後縁渦の影響であり、時間平均を

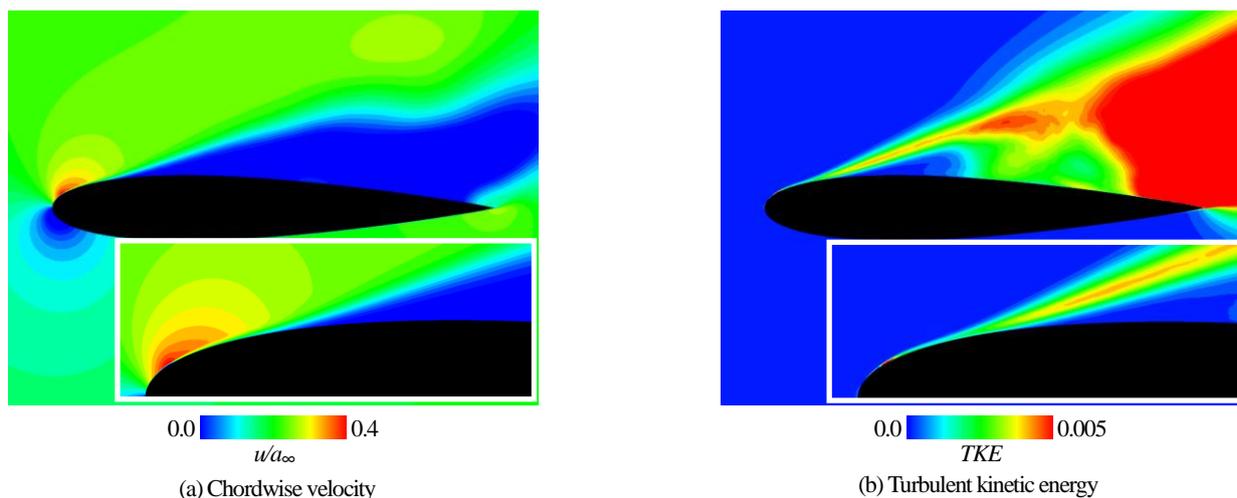


Fig. 6 Time- and spanwise averaged distributions.

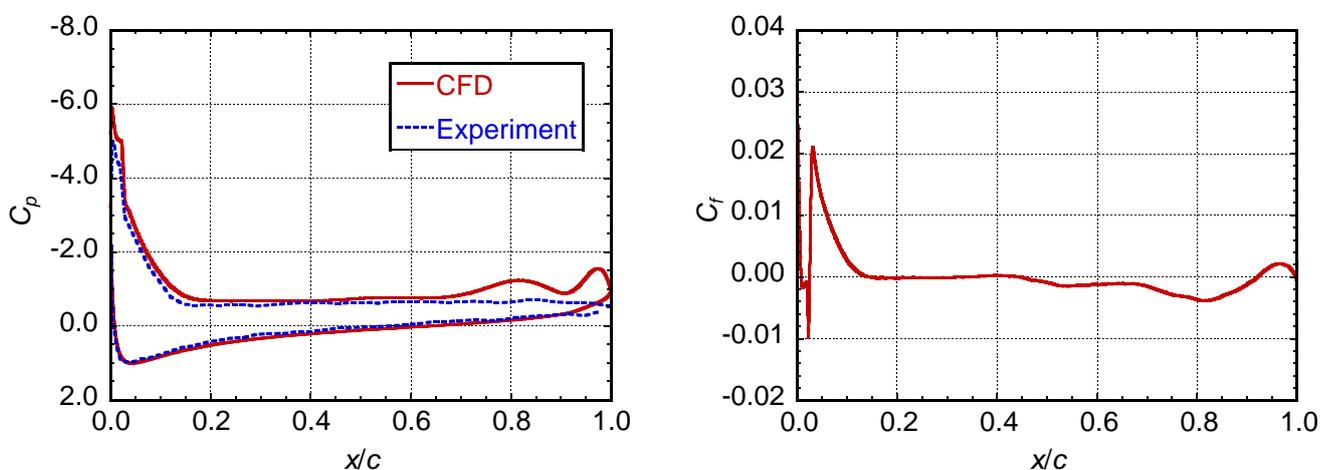


Fig. 7 Mean pressure and skin friction coefficients along the airfoil.

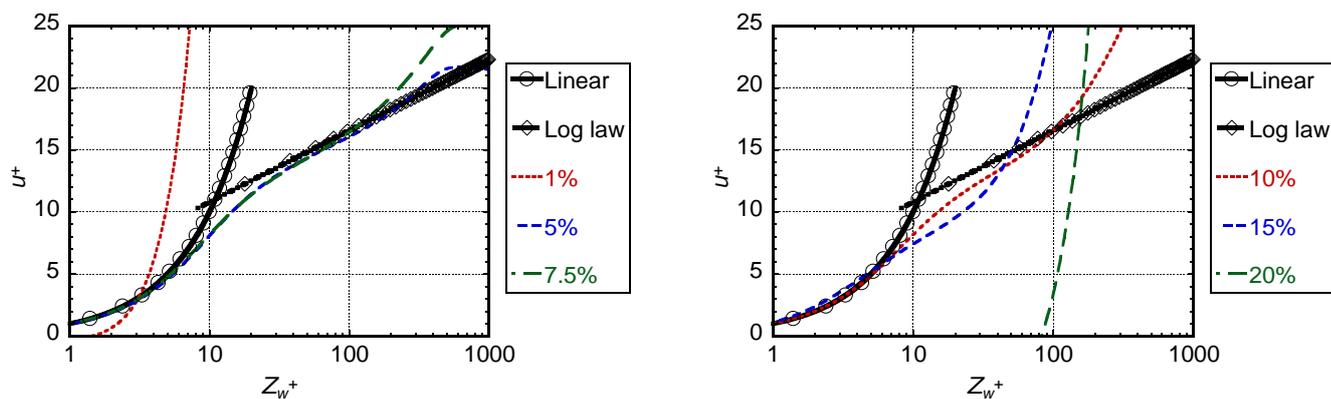


Fig. 8 Mean chordwise velocities in wall unit.

より長く取れば改善されるものと考えられる。摩擦抗力係数の分布より、前縁付近で流れが一時的に層流で剥離するため摩擦抗力は負の値を示している。剥離後の乱流再付着で抗力は急激に増加するが、境界層の発達とともに摩擦抗力は減少していき、乱流剥離によって再び摩擦抗力係数は負となる。

図 8 はコード方向の各位置における平均主流方向速度の壁面垂直方向( $z_w$ )分布を示している。ここで、Linear と Log law の分布はそれぞれ、下記の式から求めた値となっている。

$$u^+ = z_w^+ \quad (1)$$

$$u^+ = 2.5 * \ln(z_w^+) + 5.05 \quad (2)$$

図 8 より、乱流再付着後の 5%、7.5% および 10% 位置では、速度分布は粘性底層と対数領域においてそれぞれ Linear と Log law の分布に乗っており、これらの領域では発達した乱流境界層を形成していることがわかる。これに対して、1% 位置では層流の分布に近いが剥離流のため一致はしていない。また、15% と 20% 位置では速度分布は乱流境界層のそれと異なっており、これらの領域では流れが壁面から剥離していることがわかる。

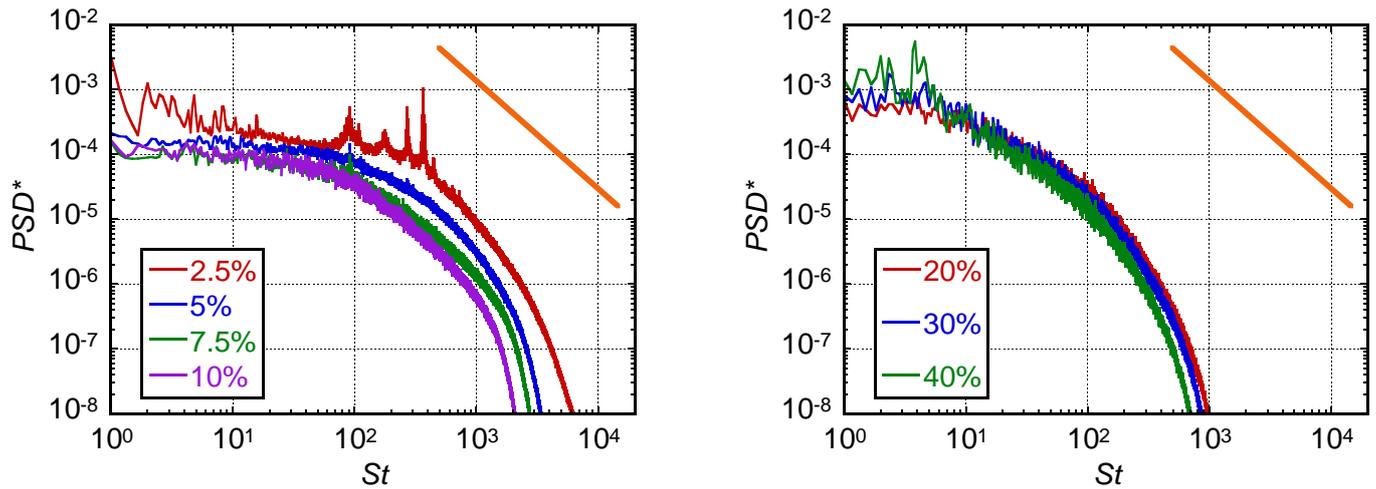


Fig. 9 Power spectra of chordwise velocity.

### 3-3. 流れ場の時間スケールおよび空間スケール

図9はコード方向各位置におけるパワースペクトル密度を示している。ここでパワースペクトルは次式を用いて無次元化した。

$$PSD^* = \frac{PSD}{u_\infty^2 u_\infty} \quad (3)$$

スペクトルは壁垂直方向に沿って TKE が最大値を示す位置で取得しており、横軸は周波数をコード長と一様流速で無次元化したストローハル数である。0 ≤  $tu_x/c$  ≤ 8 区間の主流方向速度に対して FFT を施し、スパン方向に平均した。オレンジの線は5/3 乗則を表している。

図9左図より、2.5%の再付着位置付近において高周波数側に鋭いピークが観察される。これらは再付着位置において放出されるスパン方向渦の周波数( $St \approx 100$ )およびその高調波に相当している。また、この位置で5/3 乗則に相当する慣性小領域が形成されはじめており、乱流へと遷移していく過程にあることがわかる。5%、7.5%、10%位置では流れは完全に乱流へと遷移しており、明確な慣性小領域が観察される。図9右図より、剥離後は低周波側のパワースペクトルが増加していることがわかる。40%の位置において  $St \approx 2$  と  $St \approx 4$  にピークが見られる。これらは3-1で示した、乱流剥離せん断層において形成される大規模な渦構造の周波数に相当している。低レイノルズ数( $Re=63,000$ )の翼周り剥離流れのLES結果<sup>[9][10]</sup>と比較すると、層流剥離せん断層の不安定周波数( $St \approx 100$ )は低レイノルズ数に比べて10倍程度となっている。

図10は主流方向速度変動の自己相関係数のスパン方向分布であり、コード方向の各位置について示している。自己相関係数は次式で求めた。

$$R_{u'u'}(r, t) = \frac{1/N_\eta \sum_{k=1}^{k=N_\eta} u'(k, t) u'(k+r, t)}{1/N_\eta \sum_{k=1}^{k=N_\eta} u'(k, t)^2} \quad (4)$$

ここで、 $k$ はコード方向インデックスであり  $N_\eta$ は $\eta$ 方向の格子点数である、算出位置はスペクトルと同じく、壁垂直方向にTKEが最大となる位置である。図より、15%位置までの自己相関係数は半スパン長位置で0程度になっており、これらの領域では本計算のスパン方向領域は十分であるといえる。剥離後の20%位置において相関係数は0に戻らず、スパン領域が十分ではない。これは、剥離後は流れの渦スケールが拡大するためである。上記周波数の場合と同様に低レイノルズ数の結果と比較すると、例えば流れのスケールが最も小さい2.5%位置で、 $y/c=0$ から自己相関係数が0まで減少する位置は0.0008 $c$ であり、これは剥離泡を有する低レイノ

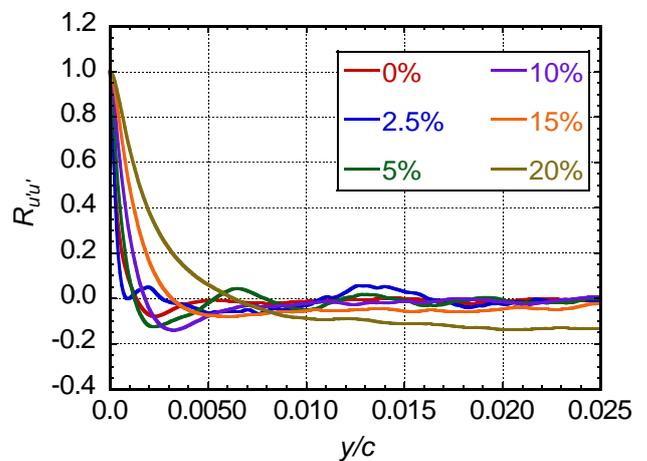


Fig. 10 Autocorrelation functions of  $u'$  in spanwise direction.

ルズ数流れの乱流再付着位置で同様に算出したスケールの1/15程度となっている。

### 4. DBD プラズマアクチュエータを用いた高レイノルズ数における乱流剥離制御

上に示した乱流剥離の解析結果を踏まえ、現在、DBD プラズマアクチュエータを用いた高レイノルズ数乱流剥離制御のLESを行っている。これらの計算では、アクチュエータ位置、バースト周波数、投入運動量などをパラメータとして変化させ、最も効果的に剥離制御が行えるアクチュエータの設計パラメータについて検討している。

アクチュエータ位置は翼前縁(0%)、再付着位置(2.5%)、乱流剥離点位置(14.5%)と変化させ、本研究から得られた特徴的なポイントと、過去の研究<sup>[21]</sup>において効果的とされている場所(0%)に配置することで、アクチュエータ設置位置の効果を調べる。

バースト周波数も、過去の研究<sup>[21]</sup>において効果的とされている周波数( $F^+ = 1$ )、再付着位置での不安定周波数( $F^+ = 100$ )、後流での大規模渦の周波数( $F^+ = 4$ )等々に基づいて設定している。ただしここで、 $F^+$ はコード長と一様流流速から無次元化された周波数である。

図11は、アクチュエータの設計パラメータが異なるそれぞれのケースにおける瞬間場について示している。現在までの計算結果から、制御効果に対する設計パラメータの影響がわかりはじめている。特に、低・中レイノルズ数に比べてその効果は弱いまでも、

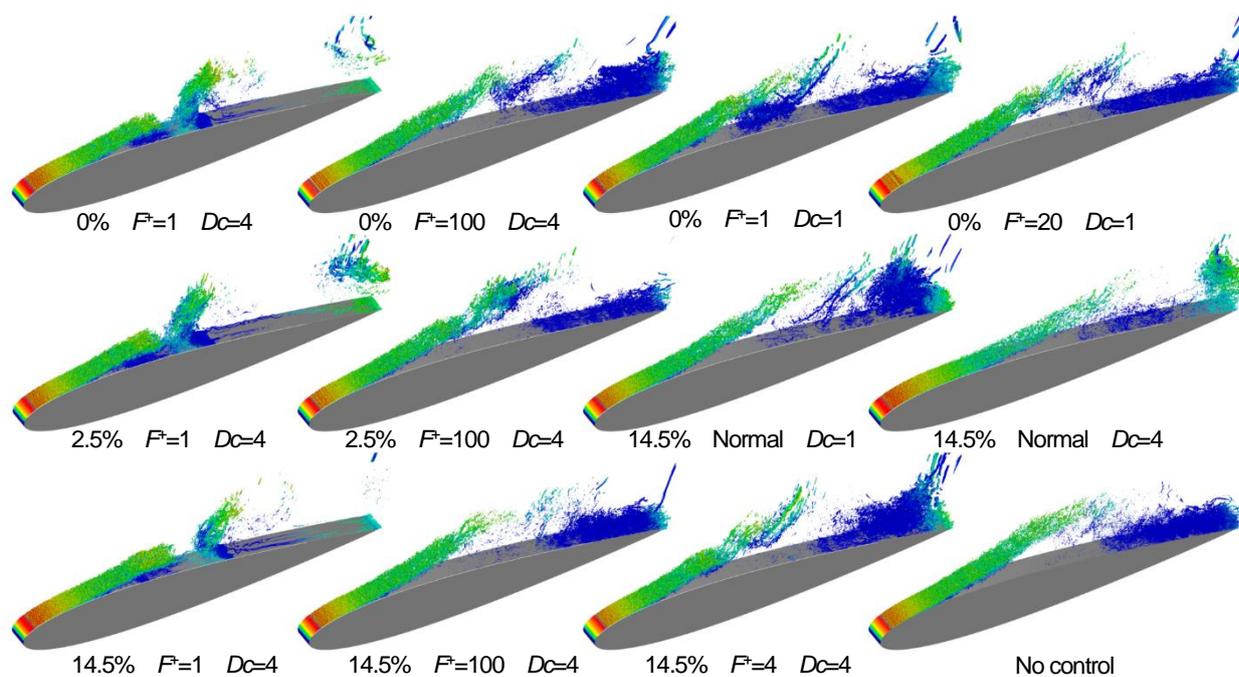


Fig. 12 Flow fields of controlled and uncontrolled cases.

バーストモードで制御効果がでている点は注目に値する。

ただし、現在までの計算では、多くのケースが定常には達しておらず、それぞれのケースのより詳細な解析は、計算をさらに進めたのちに随時報告する予定である。

## 5. 結論

本研究では、レイノルズ数 1,600,000 における翼周り流れの Large-eddy simulation を行い、高レイノルズ数での乱流剥離現象について以下の知見を得た。

- (1) 流れ場は、前縁付近での層流剥離、乱流再付着、乱流境界層の発達、乱流剥離、剥離せん断層における大規模渦の形成といった特徴を有する。
- (2) 前縁付近の層流剥離においては、スパン方向に軸を持つ渦の崩壊から生成される三次元的な細かい渦構造によって乱流遷移が促進され、乱流再付着を導く。
- (3) 再付着点から乱流剥離までの領域においては壁面量で無次元化された平均分布は発達した乱流境界層と同様の分布を示すが、層流剥離泡と乱流剥離後の平均速度分布は異なる分布となる。
- (4) 周波数特性は場所によって異なり、再付着点位置近傍では  $St \approx 100$  とその高調波、剥離後のせん断層では  $St \approx 4$  のピークが観察される。
- (5) 低レイノルズ数の流れと比較すると、再付着点近傍でピークを持つ周波数は10倍程度、長さスケールは1/15程度となる。
- (6) DBD プラズマアクチュエータによる乱流剥離制御において、バーストモードを用いた場合でも剥離の抑制効果が確認された。

## 謝辞

本研究では、文部科学省の「HPCI 戦略プログラム 分野4 次世代ものづくり 課題1 『輸送機器・流体機器の流体制御による革新的効率化・低騒音化に関する研究開発』(課題番号 hp120296, hp130001)」の支援のもとに理化学研究所計算科学研究機構が保有

するスーパーコンピュータ「京」を用い、計算には分野4 重点課題枠のリソースを使用した。また、本研究の一部は「JAXA 統合スーパーコンピュータ戦略的大規模解析」の支援を受けた。ここに記して謝意を表する。

## 参考文献

- (1) Glezer, A. and Amitay, M., “Synthetic jets”, Annual Review of Fluid Mechanics, 34 (2002), pp. 503-529.
- (2) Post, M. L. and Corke, T. C., “Separation control on high angle of attack airfoil using plasma actuators”, AIAA Journal, Vol.42, 11 (2004), pp. 2177-2184.
- (3) Corke, T. C., Lon Enloe, C. L. and Wilkinson, S. P., “Dielectric barrier discharge plasma actuators for flow control”, Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 42 (2010), pp. 505-529.
- (4) Gaitonde, V. D., “Analysis of plasma-based flow control mechanisms through large-eddy simulations”, Computers & Fluids, Vol. 85 (2013), pp. 19-26.
- (5) Sidorenko, A. A., Budovskiy, A. D., Maslov, A. A., Postnikov, B. V., Zanin, B. Y., Zverkov, I. D. and Kozlov, V. V., “Plasma control of vortex flow on a delta wing at high angles of attack”, Experimental and Fluids, Vol. 54 (2013), 1585.
- (6) Rizzetta, D. P. and Visbal, M. R., “Numerical investigation of plasma-based control for low-Reynolds-number airfoil flows,” AIAA Journal, Vol. 49 (2011), pp. 411-425.
- (7) Vorobiev, A., Rennie, R. M. and Jumper, E. J., “Lift enhancement by plasma actuators at low Reynolds numbers”, Journal of Aircraft, Vol. 50 (2013), pp.12-19.
- (8) Asada, K. and Fujii, K., “Computational analysis of unsteady flow-field Induced by plasma actuator in burst mode,” AIAA Paper, 2010-5090 (2010).
- (9) Nonomura, T., Aono, H., Sato, M., Yakeno, A., Okada, K., Abe, Y. and Fujii, K., “Control mechanism of plasma actuator for separated flow around NACA0015 at Reynolds number 63,000 -

- Separation bubble related mechanisms -,” AIAA Paper, 2013-0853, (2013).
- (10) Sato, M., Okada, K., Nonomura, T., Aono, H., Yakeno, A., Asada, K., Abe, Y. and Fujii, K., “Massive parametric study by LES on separated-flow control around airfoil using DBD plasma actuator at Reynolds number 63,000” AIAA Paper, 2013-2750 (2013).
  - (11) 青野, 岡田, 野々村, 佐藤, 焼野, 藤井, ”中レイノルズ数での DBD プラズマアクチュエータを用いた翼剥離制御におけるバースト発振周波数効果”, 日本機械学会流体工学部門論文集, G0405 (2013).
  - (12) Simpson, R. L., “Turbulent boundary-layer separation”, *Annual Review of Fluid Mechanics*, 21 (1989), pp. 205-234.
  - (13) 阿部, 溝淵, 松尾, スノハラト, ”剥離・再付着を伴う乱流境界層の DNS 解析”, 日本機械学会流体工学部門論文集, 0520 (2013).
  - (14) Asai, M., Shimada, T. and Imai, T., “Experimental study on the separation control of turbulent boundary layers by vortex excitation”, *Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci.*, Vol. 47 (2005), pp. 256-261.
  - (15) Schatzman, D. M. and Thomas, F. O., “Turbulent boundary-layer separation control with single dielectric barrier discharge plasma actuators”, *AIAA Journal*, Vol. 48 (2010), pp. 1620-1634.
  - (16) Lele, S.K., “Compact finite difference scheme with spectral-like resolution,” *Journal of Computational Physics*, Vol.103 (1992), pp. 16-22.
  - (17) Gaitonde, D. V. and Visbal, R. M., “Pade type higher-order boundary filters for the Navier-Stokes equations,” *AIAA Journal*, Vol. 38, No. 11 (2000), pp. 2103-2112.
  - (18) Chakravarthy, S. R., “Relaxation methods for unfactored implicit upwind schemes,” AIAA Paper 84 - 0165 (1984).
  - (19) Kawai, S. and Fujii, K., “Compact scheme with filtering for large-eddy simulation of transitional boundary layer”, *AIAA Journal*, Vol. 46 (2008), pp. 690-700.
  - (20) Bertagnolio, F., “NACA0015 measurements in LM wind tunnel and turbulence generated noise”, *Riso-R-Report*, (2008), Riso-R-1657.
  - (21) Post, M. L., Corke, T. C., “Flow control with single dielectric barrier plasma actuators”, AIAA Paper 2005-4630 (2005).