

# 階層型等間隔直交構造格子を用いた 高速・高精度乱流解析プログラムの開発

高木 亮治（宇宙航空研究開発機構），河合 宗司，福島 裕馬，玉置 義治（東北大学），  
堤 誠司，柴田 寿一（宇宙航空研究開発機構）

## Development of a high-speed and high-precision turbulent flow solver using hierarchical cartesian grids

TAKAKI Ryoji (JAXA), KAWAI Soshi, FUKUSHIMA Yuma, TAMAKI Yoshiharu (Tohoku Univ.),  
TSUTSUMI Seiji and SHIBATA Hisaichi (JAXA)

### ABSTRACT

We are developing a high-speed and high-precision turbulent flow solver for high Reynolds number flows for the post-K computer. It is based on the hierarchical cartesian grid method and immersed boundary method, which can realize high-speed analysis, and the LES wall model, which can realize high-precision LES analysis of high Reynolds number flows. In this presentation, the outline of the program, especially the key technology for realizing high-speed analysis, is presented.

### 1. はじめに

流体現象を正確に予測するためには、微細な渦の非定常な挙動を捉える必要がある。一般に、より高いレイノルズ数の流れにおいては、より微細な渦を解像する必要があり、流体の数値解析は大規模化する。このことから、現実的な時間で解析を実行するためにはより高性能なスーパーコンピュータが必要である。2012年9月に本格稼働を開始したスーパーコンピュータ「京」では、レイノルズ数が $10^6$ オーダーにおけるLES解析の実用化が進んだ<sup>1)</sup>。ペタフロップス級の演算性能を実現したスーパーコンピュータ「京」の後継機として、現在、ポスト「京」の開発が進められている<sup>2)</sup>。ポスト「京」では更に高いレイノルズ数におけるLES解析が可能となる。航空機の実フライトレイノルズ数におけるLES解析に手が届く可能性がある和我々は予測した。このことから、ポスト「京」におけるアプリケーション開発のターゲットとして、航空機の実フライトレイノルズ数におけるLES解析を提案した。そして、ポスト「京」を用いて重点的に取り組むべき社会的・科学的課題（9つの重点課題と4つの萌芽的課題）<sup>3)</sup>のうちの重点課題8「近未来型ものづくりを先導する革新的設計・製造プロセスの開発」サブ課題D「航空機的设计・運用革新を実現するコア技術の研究開発」として、この提案は採択された。

重点課題8はものづくり系の課題であり、AからFまでのサブ課題が設定されている

サブ課題A：設計を革新する多目的設計探索・高速計算技術の研究開発

サブ課題B：リアルタイム・リアルワールド自動車統合設計システムの研究開発

サブ課題C：準直接計算技術を活用したターボ機械設計・評価システムの研究開発

サブ課題D：航空機的设计・運用革新を実現するコア技術の研究開発

サブ課題E：新材料に対応した高度成形・溶接シミュレータの研究開発

サブ課題F：マルチスケール熱可塑CFRP成形シミュレータの研究開発

我々のサブ課題Dは航空機に関する課題であり、航空機的设计および運用における重大な課題を解決し、各段の効率化、高性能化、安全性向上を実現するコア技術の確立を目的とする。特に、ポスト「京」の演算能力を活用した高速・高精度な乱流解析技術を開発することで、実機飛行試験など開発の上流段階では決して評価できない設計課題（遷音速バフエット、低速失速などフライトエンベロープの予測、離着陸時騒音解析）の評価を設計の初期段階において評価可能とすることを目指している。開発するプログラムは空力設計のみならず、新しい非線形飛行力学モデルや高度運航モデルの開発へ活用できると考えている。

本報告では、コア技術である実機実フライト条件に対応した高速・高精度乱流解析技術の研究開発について紹介する。

### 2. 高速・高精度乱流解析技術の課題

巡行状態における航空機空力解析は大規模な剥離

を伴わない付着流れを扱うので、乱流モデルを用いた数千万点から数億点規模の定常解析であれば空力設計に使えるレベルでの解析が可能である。そのため、実際に空力設計を行うためには、設計点における数百から数千ケースの解析、空力荷重データベースの作成には数十万から数百万ケースといった膨大なケース数の解析を、決められた設計期間内に実施する必要があり、大きな計算機能力が必要となっている。一方、離着陸時の高揚力形態の機体、降着装置などの騒音解析、遷音速バフエットや低速失速など剥離を伴った非定常流れの解析はまだ十分なレベルではない。流体現象は本質的に非線形でマルチスケール性を有するため、これらの本質を捉えられるLES、DNSといった第一原理に基づく手法が必要であるが、航空機の実飛行条件ではレイノルズ数が $10^7 \sim 10^8$ といった高レイノルズ数流れとなる。このことから、DNSはもとよりLESにおいても非常に大規模な解析が必要となり、ポスト「京」を持っても解析の実施は容易ではない<sup>4)</sup>。

実機形状の取り扱いも課題である。巡航状態においても航空機の胴体や翼表面に、アンテナなど微小な突起などが存在し、設計の観点からは空力性能への影響を無視することはできない。さらに、離着陸時には高揚力装置の展開やランディングギアの降下により、解析対象は非常に複雑な形状となり、従来の様な手作業による計算格子の作成は、非構造格子を用いても困難である。また、計算格子を作成する場合、市販の格子作成ソフトの利用が多いが、並列計算環境に対応していないそれらの作成ソフトでは、メモリ制限などの理由により、大規模(LESを想定すると数千億点規模以上が想定される)な計算格子の作成は非常に困難である。

大規模解析を実施するためには、スーパーコンピュータと呼ばれる高速かつ大規模な計算機が必要である。一方で、最近のスーパーコンピュータはアプリケーションの開発者にとってますます使い難いものになっている。なぜなら、スーパーコンピュータ開発における喫緊の課題は電力削減であり、そのために様々な工夫が取り入れられているが、その多くは、特に流体解析プログラムにとって好ましいものではない。一般に、プログラム(S/W)のデータアクセス量と演算量の比、およびスーパーコンピュータ(H/W)のメモリアクセス性能と演算性能の比をとるとB/F比(Byte/FLOP)と呼び、B/F比はプログラムの実行時の性能指標となる。流体解析プログラム(S/W)ではB/F比が比較的大きく、そのためH/WのB/Fも大きくなければ実行性能は低下する。残念ながら近年のスーパーコンピュータではB/F比が世代を重ねるごとに低下しており、同じ流体解析プログラムをそのまま使い続けると、実行性能が低下し続けることになる。H/Wのピーク性能の伸びが実行性能の低下を下回ると、計算機の性能は向上しても実際の計算時間は遅くなるといった事態が発生する可能性がある。このことから、低いB/F比のスーパーコンピュータでも高い実行性能を引き出すための工夫が必要である。またH/Wも従来に比べますます複雑化している。演算装置、メモリ、ネットワークへの深い階層性の導入、メモリーコアやコアグループ、大量ノードによる超並列性、ハイブリッド並列などのシステムを有効

活用できるプログラムに開発は非常に難しくなっている。

以上の様に、実機実飛行条件下における空力特性の高精度解析を実施するためには、「京」以上の性能規模のスーパーコンピュータ(なお、「京」ではレイノルズ数が $10^6$ で翼の一部の解析が限界)、実機複雑形状への大規模計算格子作成技術、そして近年のスーパーコンピュータでも高い実行性能を確保する技術が必要となる。

### 3. 実機詳細形状の解析技術

#### 3.1. 階層型等間隔直交格子法

CFDを設計に活用する際の大きな課題は計算格子の作成である。単純な形状であれば問題はないが、実用的な形状への格子作成は未だに困難である。更に数億点、数兆点規模の大規模計算格子を複雑形状の物体周辺に作成することは非常に困難である。超大規模な計算格子はもはや手作業で作成することは不可能であり、格子の自動生成が必須となる。このため、ここでは階層型等間隔直交格子法とIB法を組み合わせた手法を採用し、大規模計算格子の自動生成に取り組んでいる<sup>4,5)</sup>。

通常使われる物体適合格子では物体形状に沿った形で格子を作成するので、言わば、計算格子が物体形状を表現する。一方、直交格子法では直交格子の中に物体が存在するため、物体を解析ソルバーのアルゴリズムとして表現することになる。このことから従来の物体適合格子と比べ、物体形状の表現精度が相対的に低い。それゆえ、物体形状への感度が高い流れの場合は直交格子法ではなくレイヤー格子も併用することを考えている。我々は、これらを総称して目的別壁モデルと呼んでおり、高速・複雑形状・低精度の解析には直交格子法を、低速・単純形状・高精度の解析にはレイヤー格子を使う予定である。ここで、高速/低速は格子作成時間も含めた計算速度、高精度/低精度は物体形状の表現精度で評価し、どちらも相対的なものである。

目的別壁モデルはLES壁面モデルと連携している<sup>4)</sup>。LES壁面モデルとして平衡壁面モデル<sup>6)</sup>と非平衡壁面モデル<sup>7)</sup>を使い分けることを想定している。直交格子法の場合、後述するImage Point(IP)を用いて平衡壁面モデルが適用できる。レイヤー格子の場合は平衡/非平衡壁面モデルが適用できる。LES壁面モデルに関しては文献<sup>6-8)</sup>を参照していただきたい。

#### 3.2. IB法

通常の物体境界適合格子法では物体表面に沿った形で計算格子を生成するため、計算格子は流体領域にのみ存在し、物体を内包しない。計算における物体形状はメトリックやセルの幾何情報として表現される。一方、直交格子法では流体領域と物体とを区別せず、計算空間全体に直交格子を作成するため、物体を内包することになる。このことから、計算の際に、物体形状を何らかのアルゴリズムで表現することが必要になる。現在開発しているプログラムではFFV-HC<sup>9)</sup>のフレームワークを採用している。FFV-HCでの壁の扱いは図1のようになっている。

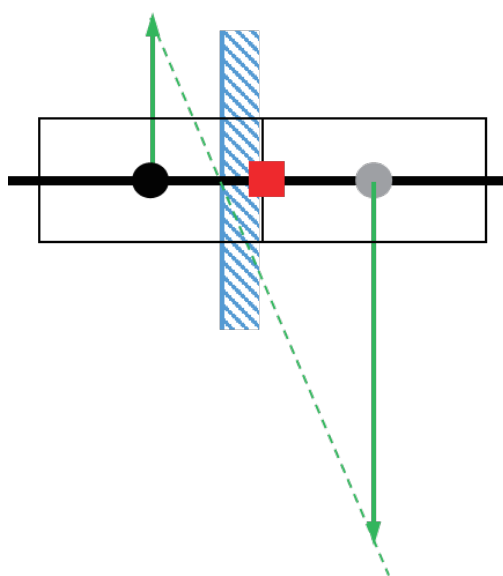


図 1 FFV-HC での壁の取り扱い手法

図 1 で■が流束評価点（セル面中心）、●がセル中心を示している。壁の内側にある●がゴーストセル中心である。隣接するセル中心を結んだ線上における壁の有無を判定し、壁がある場合、その存在を壁の内側に設定されたゴーストセルの値に対称条件（スカラー値は0次外挿、ベクトル値は点対称）を設定することで表現している。ゴーストセルを含めてセル面での流束を計算することで、壁の存在を表現する。しかし、この手法ではセル中心と壁の位置関係によっては問題が発生する。例えば、セル中心と壁との距離が非常に小さい場合、対称条件から設定されるゴーストセルの値が非現実的な値になり、計算が不安定になると言われている。更に、セル中心と壁の位置が一致する場合はセル中心と壁との距離が0となり、対称条件を設定できず、例外処理が必要となるなど、問題が発生する。FFV-HCではこの様な問題を避けるためある閾値を設定し、セル中心と壁との距離が閾値より小さい場合は強制的にその距離を閾値に設定するなどの対策を用いている。

この様な問題も踏まえて、我々は壁面に流束評価点を設定することとした。図 2 で示す様に隣接セル中心を結んだ線上に壁があった場合、その交点上に流束評価点を設定する。このことから、状況によっては、本来のセル面で流束を評価しないことになる。これは、壁付近の計算では不等間隔の有限差分的な取り扱いを行っているといみなせる。

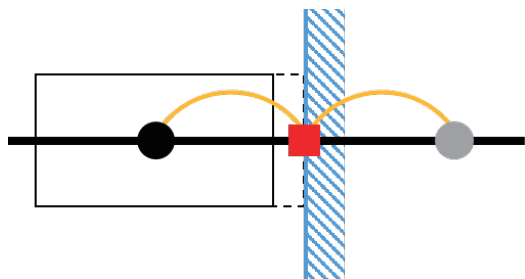


図 2 本手法での壁の取り扱い手法

壁に設定した流束の計算では、壁に対して対称な位置にゴーストセルを設定し、対称条件を用いてゴーストセルでの値を設定する。流体側のセルと壁内側のゴーストセルを用いて流束を計算する。ゴーストセルの位置は壁の位置に依存して変化し、セル間の距離が対称条件に従って変化することになる（FFV-HCの手法ではセル中心間の距離は不変）。この手法ではセル中心と壁との距離が0の場合でも、計算上問題は発生せず、特段の対策は不要である。対流項の計算では対称条件として、滑り壁を想定した面对称条件を適用すべきであるが、一部の計算で計算の発散が確認されたので、現在は点対称条件を課している。通常実施するのは粘性計算なので壁面上では速度は0となること、さらに対流項流束の計算で、壁面に平行方向の速度は移流される量であり、計算結果に大きな影響がないなどの判断で点対称条件を用いることは妥当であると考えている。

上記のような壁での流束を計算する方式では、今後導入するLES壁モデル（平衡壁モデル）を簡単に導入ができるメリットがある。図 3 で示す様に、LES壁モデルでは、壁面上にある流束評価点から壁の法線方向に一定距離伸ばしたIP（Image Point）における物理量をLES側からの入力として受け取り、壁面でのレイノルズ応力などをLESの壁条件としてLES側に出力することになる。LES壁モデルでは、物体表面から数セル程度離れた位置にIPを設定し、IPでの物理量はIP周囲のセルから内挿して求める。

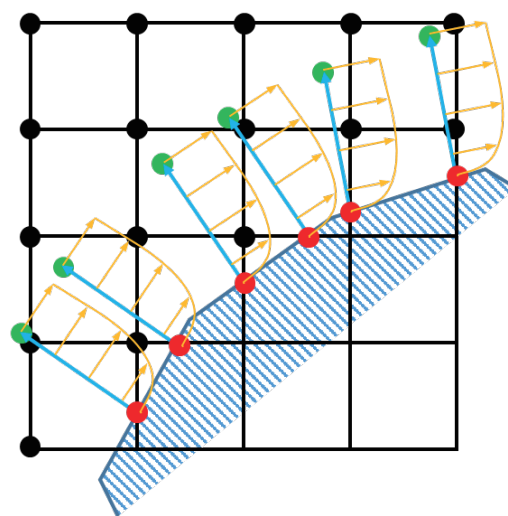


図 3 IP と LES 壁モデル

LES壁面モデルを使わない場合でも、壁面上における物理量の微分値を求める際にIPを用いている。その場合、セルサイズ程度離れた所にIPを設定する。しかしその場合、IPを取り囲むセルの内、物体内部に位置するセルが含まれる割合が高いと考えられ、もし含まれる場合は、内挿が困難になる。そのため、IPの距離が短い場合は周りのセルを用いた内挿ではなく、セル中心で計算された微分値を用いてIPの値を計算する。

図 4 で示す状況では、IPの内挿に必要なセルのうち、複数のセル（この図では4個のうち2個）が物体内部に含まれており、それらの値は内挿に使えない。そのため周辺のセルを使って内挿せず、式 (1) およびこの図

で示す様に、IPでの物理量を基準となるセル中心での値 ( $p_o$ ) とそこでの微分 ( $\frac{\partial p_o}{\partial x_j}$ )、セル中心からIPへの位置ベクトル ( $t_j$ ) を用いて外挿して求める。IPでの値と壁面での値 (速度は0、温度は壁温度もしくは断熱条件、圧力は0次外挿) を用いて壁面に垂直方向の微分を計算する。その後、法線ベクトルを用いて各軸方向の微分を計算し、粘性流束を計算する。

$$p_{IP} = p_o + \frac{\partial p_o}{\partial x_j} t_j \quad (1)$$

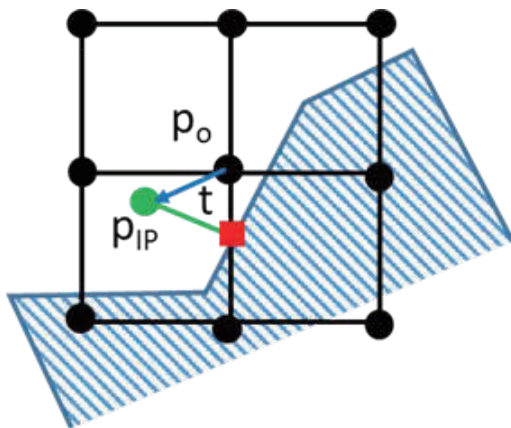


図 4 IP における物理量の補間

### 3.3. 表面積分手法

物体に働く力を計算するためには表面積分を行う必要がある。直交格子法では物体形状をアルゴリズムで表現するために表面積分にも工夫が必要となる。ここでは、流束を物体表面で定義しているので、計算で用いる流束を直接積分することが可能である。一方、そこでの面積要素をどう評価するかが問題になる。物体形状を階段表現で近似し、それに基づいて計算する方法が最も簡単であるが、これには大きな問題がある。2次元での45度平板を例に説明する。この場合直角二等辺三角形の斜辺が物体の表面積 ( $\sqrt{2}$ ) に相当し、残り二辺がそれを階段状に近似する ( $1+1=2$ ) 事になる。この比率はフラクタル性を有するため、格子サイズ (直角二等辺三角形) をいくら細かくしても不変であり、正しい表面積には収束しない。このことから、法線ベクトルから面の傾斜情報を抽出する手法を適用する。具体的には面積要素  $S$  は

$$S = \frac{\Delta y \Delta z}{\max(n_x, n_y, n_z)} \times \frac{1}{N_w} \quad (2)$$

で計算する。これを図示すると図 5 のようになる。式 (2) の第1項は図中で斜線 (青色) の部分となる。この部分は、 $x$  軸方向に投影した面積が  $\Delta y \Delta z$  になるような面積要素であり、面が傾いている効果を反映している。また、式 (2) における  $N_w$  は当該セルの周りにある壁の個数である。図 6 の様な状況を想定した場合、そのまま計算すると、重複する箇所が発生する。このため重複を避けるために各々  $\frac{1}{N_w}$  分の寄与として計算する。

式 (1) で示された面積要素に対して、式 (2) で示すように面積要素に法線ベクトルをかけて各軸方向の面積要素とする。

$$S_x = S \times n_x, S_y = S \times n_y, S_z = S \times n_z \quad (3)$$

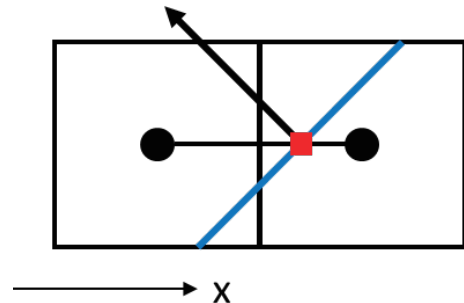


図 5 表面積分における面積要素の計算手法

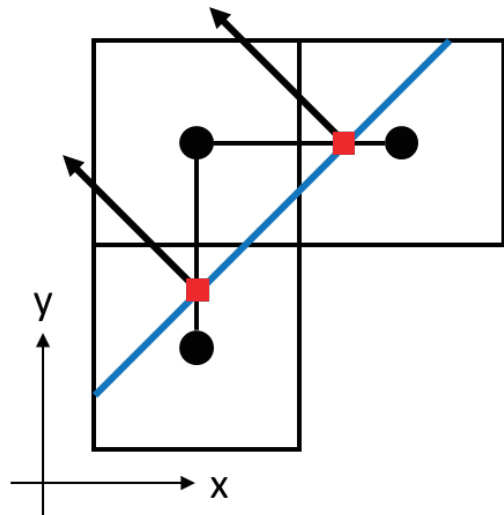
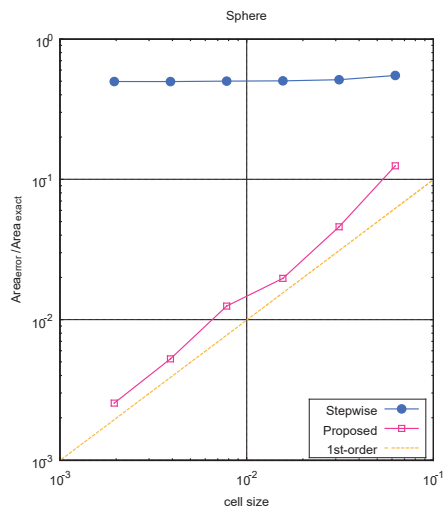


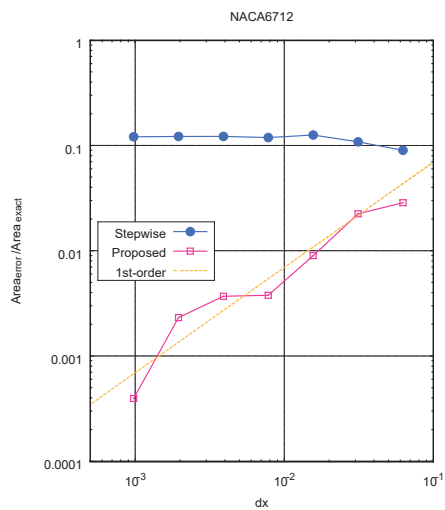
図 6 複数の壁がある場合の面積要素の考え方

本手法を用いて実際に表面積を計算した結果を図 7 に示す。図では、球および2次元翼型 (NACA6712) の表面積の計算において、階段状近似を用いた手法と提案手法との比較を示す。横軸は格子サイズ、縦軸は表面積の誤差を示す。階段状近似では、格子を細かくしても正しい表面積には収束しないことがわかる。一方、提案手法では1次精度で正しい値に収束していく様子がわかる。

表面積分においては表面積が正しく計算できると同時に、閉じた物体の場合は、面ベクトルも最終的に閉じる (総和が0になる) 必要がある。階段状近似の場合は面ベクトル要素の積分値は必ず0になるが、提案手法では0にはならない場合がある。実際、球では形状の対称性により、提案手法でも総和は0になるが、非対称形状では図 8 で示す様に誤差が発生する。しかしながら面ベクトル要素の積分値も1次精度で誤差が減少することが確認できる。



a) 球の場合



b) NACA6712 の場合

図 7 表面積計算における誤差

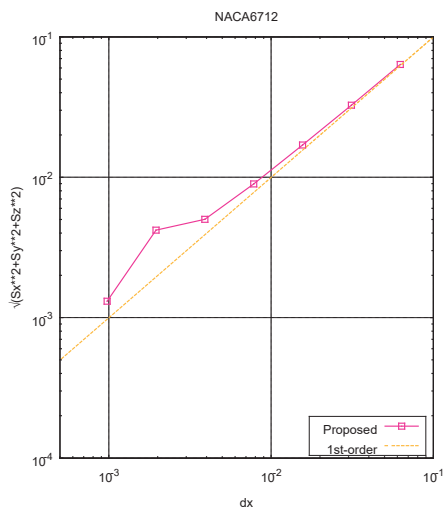


図 8 面ベクトルの総和 (NACA6712)

#### 4. 実機詳細形状の解析

階層型等間隔直交格子法とIB法を組み合わせ、実機詳細形状を対象とした格子の自動生成と試計算を実施した。

図 9 に実機複雑形状まわりの大規模格子作成例を示す。ここでは、JAXA 高揚力形態モデル（主翼、水平/垂直尾翼、胴体、ナセル、パイロン、降着装置、高揚力装置）の周りに数億点規模の格子を自動生成している。格子の生成には JSS2（富士通 PRIMEHPC FX100）の 256 ノードを使った。格子生成時間は約 10 分程度であった。

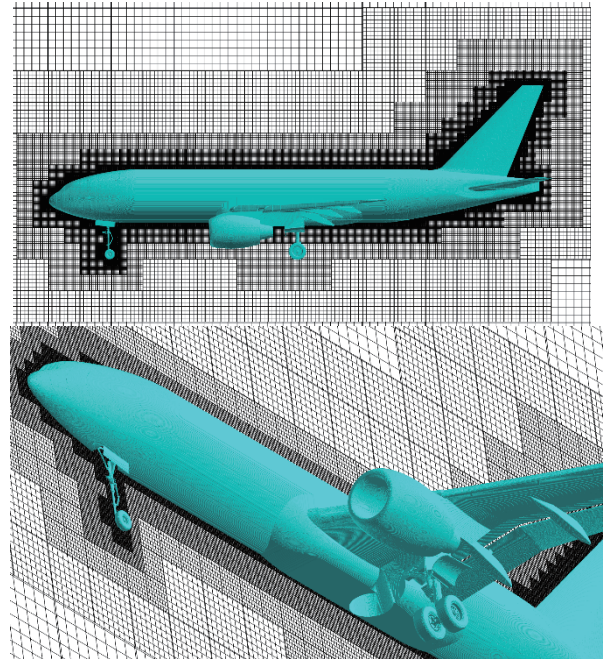
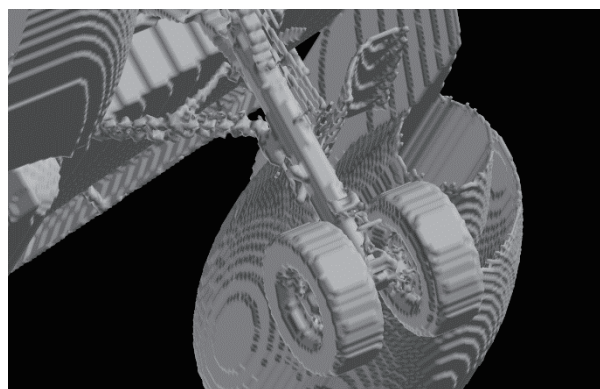


図 9 実機詳細形状周りの階層型直交格子

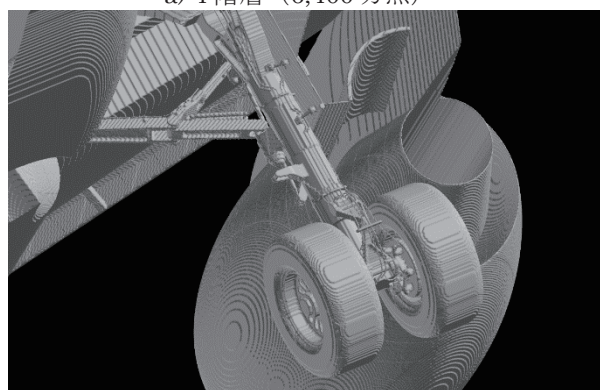
図 10 は IB 法で設定した物体表面を用いて、降着装置の形状を可視化したものである。図 10 d) がもとの CAD 形状で、STL ファイルとして読み込んでいる。パイプなど非常に細かな部品が形状として再現されている。格子点数が少ない場合は、それらの細かな形状を再現できないが、格子点を増やす（階層格子の階層を増やす）と形状再現性が向上し、細かな部品も再現できる。後述する試計算では、6 階層 6.7 億点規模の計算格子を使っており、その場合の形状再現性はこの図 10 b) で示す程度となっている。

物体適合格子ほど自由に格子密度を制御できないため、相対的に多くの格子点が必要になるが、格子作成時間は圧倒的に短時間かつ格子を自動的に生成できることは大きなメリットであると考えられる。

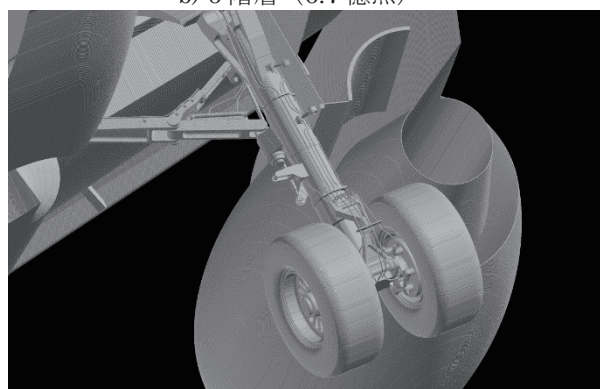
図 11 は試計算の結果を示す。計算条件はレイノルズ数  $10^6$ 、マッハ数 0.2、迎角 7 度であり、LES 壁モデルは用いていない。格子点数は全体で約 8.4 億点（流体セルが約 6.7 億点、機体内部に存在する固体セルが約 1.7 億点）である。JSS2 の 256 ノード（512 プロセス × 16 スレッド）、2.2TB のメモリを用いた計算である。この図より、格子の自動生成および大規模解析が実施できていることがわかる。



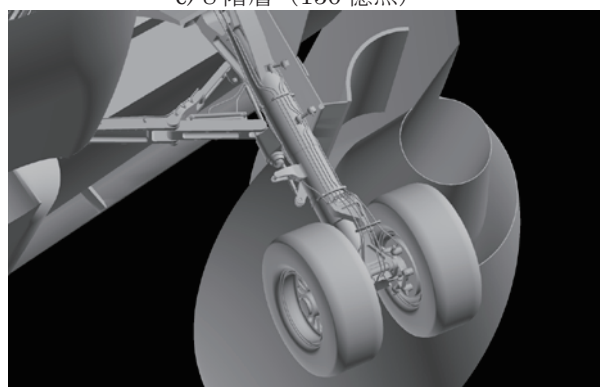
a) 4 階層 (6,400 万点)



b) 6 階層 (6.7 億点)

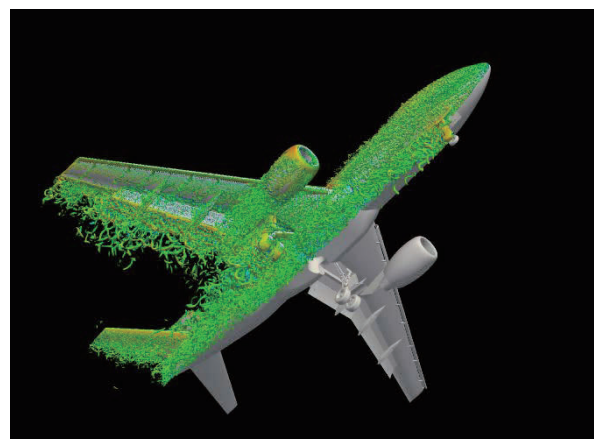


c) 8 階層 (150 億点)

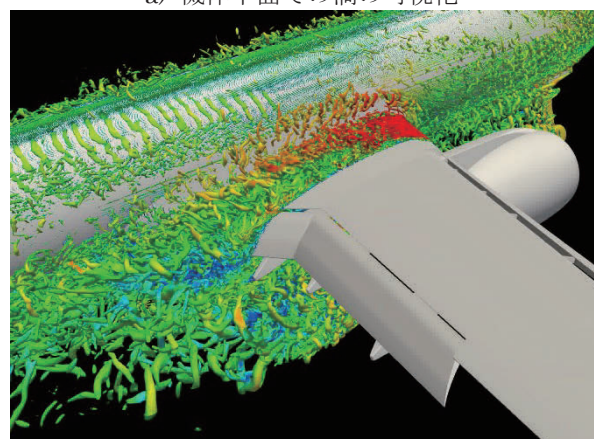


d) CAD 形状

図 10 降着装置の表面形状の再現性



a) 機体下面での渦の可視化



b) 翼胴付近の渦の可視化

図 11 実機詳細形状の試計算例

## 5. おわりに

ポスト「京」の利用を前提とした、実機実飛行条件下での空力解析実現に向けた高速・高精度乱流解析プログラムの開発について紹介した。特に、階層型等間隔直交構造格子を用いた実機複雑形状への大規模計算格子生成および解析技術について紹介した。ポスト「京」の稼働は当初より遅れているが、開発したプログラムを用いて、実機実飛行条件解析をポスト「京」上で実現したいと考えており、そのための準備を引き続き進める。

## 謝辞

本研究は文部科学省ポスト「京」重点課題8「近未来型ものづくりを先導する革新的設計・製造プロセスの開発」の元で実施した。また実際の計算には宇宙航空研究開発機構スーパーコンピュータ「JSS2」を用いた。今回、試計算で用いたJAXA高揚力形態モデルの形状データに関しては、JAXA山本一臣氏から提供いただいた。

## 参考文献

- (1) 坪倉, “京からポスト「京」へ 大規模 CFD が拓く新たな応用空力シミュレーション”, ながれ, Vol. 35, No. 2, pp77-85, 2016.
- (2) フラッグシップ 2020 プロジェクト, <http://www.aics.riken.jp/fs2020p/>.

- (3) 課 題 実 施 機 関 （ 重 点 ・ 萌 芽 ） ,  
<http://www.aics.riken.jp/jp/post-k/target>.
- (4) 高木他, “ポスト「京」による実フライトレイノルズ数流れ解析への挑戦”, 第 55 回飛行機シンポジウム, 2C10, 2017.
- (5) 柴田他, “階層型直交格子法における流束ベース壁面境界条件の検討”, 第 49 回流体力学講演会/第 35 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 1D14, 2017.
- (6) S. Kawai and J. Larsson, “Wall-modeling in large eddy simulation: length scales, grid resolution and accuracy”, *Physics of Fluids*, 24 (1), 015105 (2012).
- (7) S. Kawai and J. Larsson, “Dynamic non-equilibrium wall-modeling for large eddy simulation at high Reynolds numbers”, *Physics of Fluids*, 25 (1), 015105 (2013).
- (8) Fukushima and Kawai, “Wall-modeled large-eddy simulation of transonic airfoil buffet at high Reynolds number”, *AIAA Journal*, 56(6), 2372-2388 (2018).
- (9) FFV-HC, <https://github.com/avr-aics-riken/FFV-HC>