

[共同研究成果]

**Building-Cube Method を用いた
翼胴形態の RANS 解析**牧野真弥¹, 三坂孝志², 大林茂³, 佐々木大輔⁴¹東北大学大学院工学研究科, ²東北大学学際科学フロンティア研究所³東北大学流体科学研究所, ⁴金沢工業大学航空システム工学科

次世代の数値流体力学を目指して提案された計算手法である Building-Cube Method を用いて、航空分野を中心に実用的な大規模シミュレーションへの取り組みを進めている。本稿では Building-Cube Method の利点を生かすために航空機の翼胴形態に着目して、RANS 解析を行った結果を示す。直交格子法で形状再現精度を向上させるためには膨大な格子点数が必要となり計算負荷が高くなる傾向にある。本研究では、ベクトル化された Building-Cube Method ソルバーとサイバーサイエンスセンターの計算機環境の利用により大規模空力予測解析を実現した。

1 緒言

計算機の発展に伴い、数値流体力学(Computational Fluid Dynamics, CFD)は様々な分野で設計・開発に利用されており、航空機産業では風洞試験との組み合わせによる実機性能推算に活用されている。風洞試験では風洞壁や模型支柱等が空力データに影響を及ぼし、特にレイノルズ数の不一致による寸法効果が存在する。一方で、実機レイノルズ数を模擬するための高圧・極低音環境化は膨大なコストを要する。従って、CFD 技術の高度化を図ることで適用範囲を拡大し、風洞試験と CFD の連携による実機性能推算能力を向上させることは航空機産業を発展において非常に重要であるといえる。しかしながら、飛躍的な発展を遂げてきた CFD はこれまでの研究の蓄積から解法、解析手法等にある種のスタンダードが認知浸透し、商用コードの信頼性も向上してきたことから、CFD 開発に停滞感があることも否めない[1]。

この停滞期を打破し、CFD 技術の向上へ向けた知見を得るため、近年各国でワークショップが開催されている。アメリカ航空宇宙学会(The American Institute of Aeronautics and Astronautics, AIAA)は CFD 抵抗予測ワークショップを開催し、航空機の高速度形態を対象に空力性能予測精度に関して議論を行っている。国内では 2015 年に第 1 回目のワークショップが日本航空宇宙学会により開催されて以降、例年数々の研究者が集まり CFD に関する深い議論が行われている。

現在の航空機分野における CFD では、3 次元の複雑形状を解析するにあたり、格子生成の容易さから非構造格子法を採用することが多い。しかしながら、非構造格子は形状融通性に優れる反面、空間スキームの高次精度化が困難であることや大規模計算の後処理負荷が高い等、計算コスト、計算精度の面で多くの課題を抱えている。これらの課題を解決する手法として、近年直交格子法が注目されている。直交格子法の一つとして直交格子積み上げ法(Building-Cube Method, BCM)が中橋によって提案されている。BCM は次世代の大規模計算システムに不可欠な並列計算を容易に実現できるフレームワークとして期待されている。中橋は等間隔直交格子を採用することで BCM へ極めて単純なアルゴリズムを導入し、格子生成の簡素化、空間での高次精度化、後処理の簡素化を容易に実現した。さらに、BCM は分割された小計算領域ごとで計算が独立しており、全ての小領域には同数の等間隔直交格子が生成されるため、並列計算時の計算負荷に偏りがなく並列化効率に優れている[2-4]。

直交格子法は期待されている一方で、実用的な流体解析に向けては物体表面の取り扱いと壁面乱流の解像に課題が残っている。物体表面の取り扱いにおいては埋め込み境界法とカットセル法の 2 つが実用的に有用な手法として確立されつつある。一方、壁面乱流の解像においては未だこ

れといった実用性の高い手法は確立されておらず、様々な手法が提案されている。近年よく取り組まれている手法の一つに壁モデルを用いた計算手法がある[5]。壁モデルは壁法則を基に物体表面の速度分布を得ることができ、物体表面付近での乱流量を正しく予測することが可能である。しかしながら、一般的に壁法則に忠実な壁モデルは衝撃波のような複雑な流れ場では、乱流運動エネルギーの平衡性が保たれる保証がなく、非線形性を捉えることが困難であるといえる。

本研究では直交格子法の課題の一つである境界層の解像に向けて壁モデルを用いない 2 つのアプローチを検討し、BCM の有用性を検証することを目的とする。1 つ目のアプローチでは物体表面の取り扱いには埋め込み境界法を採用し、格子細分化によって境界層の解像を試みる。2 つ目のアプローチでは非構造格子法との重合格子法を検討する。非構造格子法は格子配置の自由度が高く、複雑形状の表現に適した手法であり、境界層の解像度は高い。このアプローチでは物体壁面近傍のみ非構造格子を配置することによって境界層の解像度を向上させている。解析対象には航空機の翼胴形態モデルを使用し、実験値や他計算結果との比較により、BCM の有用性を示す。また、本研究を通して、最終的には航空機周りの流れのような高レイノルズ数流れでの BCM の有用性について議論する。

2 計算手法

2.1 直交格子積み上げ法 (Building-Cube Method, BCM)

BCM は全計算領域を Cube と呼ばれる小さな立方体領域に分割して計算を行う。それぞれの Cube サイズは 2^n 倍の大きさで異なり、すべての Cube は Cube の大きさに関わらず、Cell と呼ばれる等間隔直交格子を同数配置している。図 1 に計算領域内の Cube 配置と 1 つの Cube における Cell の配置の様子を示す。個々の Cube は独立して計算されるため、BCM では計算過程で隣接する Cube と物理量の情報交換を行う必要がある。それぞれの Cube 間での物理量の情報交換は図 1(b) に示すように各 Cube の持つ情報交換用の外枠 3 層の Cell (Overlap cell) を用いて行われる。隣接する Cube が同サイズである場合、補間精度を維持することが可能である。しかし、隣接する Cube のサイズが異なる場合は図 2 のように線形補間を行う必要がある。図 2(a) のように小さい Cube から大きい Cube へ補間する場合は線形 1 次補間によって内挿される。反対に図 2(b) のように大きい Cube から小さい Cube へ補間する場合は 0 次補間により値が内挿される[3]。

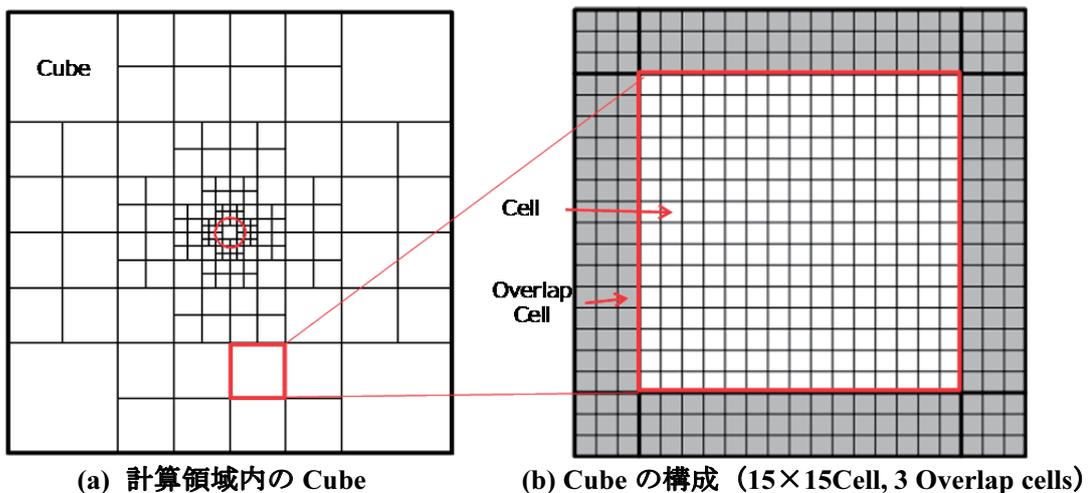
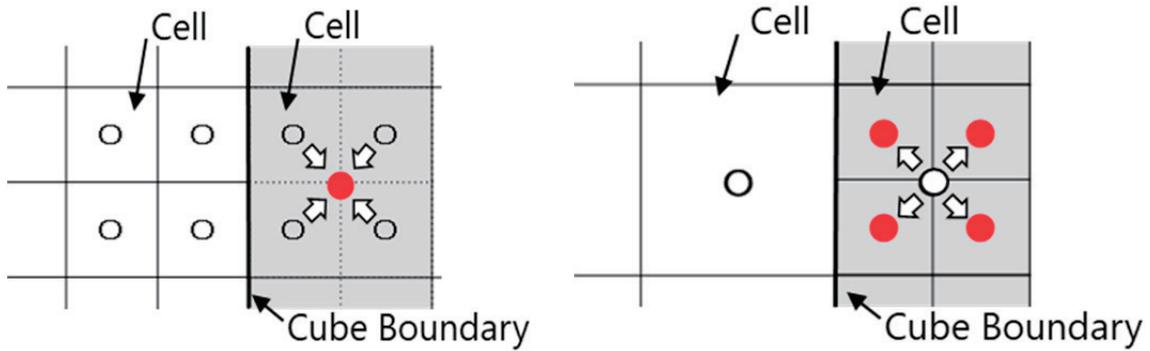


図 1 2次元の計算格子例



(a) 小さい Cube から大きい Cube への補間 (b) 大きい Cube から小さい Cube への補間

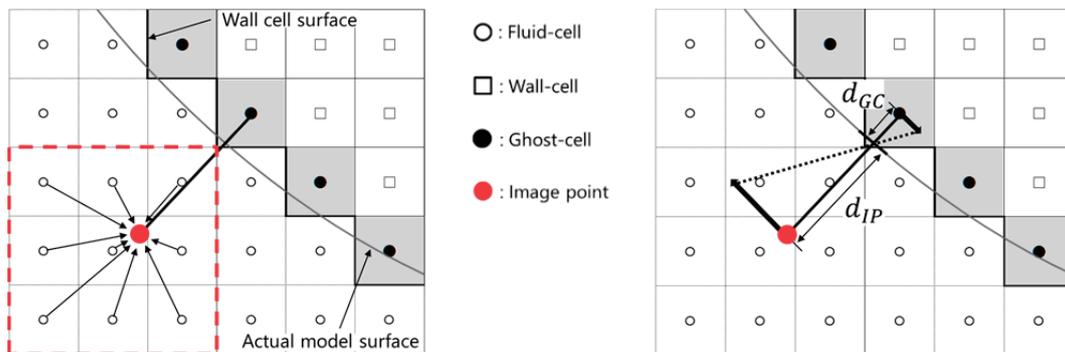
図 2 Cube 境界での物理量の取り扱い

2.2 埋め込み境界法と格子細分化によるアプローチ

一つ目のアプローチでは BCM ソルバーに埋め込み境界法と自動格子細分化コードを導入し、BCM 格子のみで境界層の解像度向上を試みる。埋め込み境界法は物体表面を表現する手法として、実装が容易で演算量が非常に少ないことから近年盛んに研究が進められている。この手法を利用することで物体表面において直交格子の格子形状をそのまま維持でき、直交格子の長所である格子生成の容易さとロバスト性を損なうことなく計算が可能となる。また、境界層の解像に関しては BCM が得意とする大規模計算システムを活用し、自動格子細分化を行うことで境界層内に多数の格子点を配置することが可能となる。

・埋め込み境界法(Immersed Boundary Method, IBM)

本アプローチでは物体表面を表現する手法として埋め込み境界法を採用する。本研究では Mittal らが提案した Ghost-cell アプローチに基づく手法を採用し、物体壁面へ境界条件を付加した[6]。この手法では、初めに Ghost-cell を定義する。BCM の計算では物体 Cell(Wall-cell)と流体 Cell(Fluid-cell)の2種類に分類される。その2種類の Cell から図 3(a)に示すように Fluid-cell と接している Wall-cell の一層目の Cell を Ghost-cell と定義する。その後、図 3(b)に示すように物体の法線方向に対して、ある一定の距離に Image point と呼ばれる点を定義する。Image point までの距離は壁面に近すぎる場合に計算が不安定化する可能性があるため、本研究では物体表面から Image point までの距離は最小格子幅の 1.75 倍になるように定義している。その後、Image point の周囲の Cell を探索する。この時、探索する Cell 数は 27Cell (2次元の場合は 9 Cell) を必要とする。この Cell のうち、Fluid-cell である Cell のみを用いて、それぞれの距離に基づいて重みづけを行い、Image point に物理量を内挿する。内挿された Image point の物理量を基に、物体表面において速度は Non slip 条件、密度と圧力は Neumann 条件を満たすように Ghost-cell へ値が内挿される。



(a) Ghost-cell の定義と Image point の補間

(b) Image point への補間

図 3 埋め込み境界法

・格子細分化法

本アプローチでは自動細分化コードを導入し、境界層の解像を試みる。BCM では Cube を分割することによって容易に格子細分化を行うことが可能である。また、局所的に Cube を分割することも容易であることから適合格子細分化への拡張も容易に実現できる[7].

BCMにおける格子細分化は図4のように1つの Cube を8つの Cube に分割することで容易に実現可能としている。しかしながら、BCM では隣り合う Cube の大きさはその Cube の大きさの1/2倍, 1倍, 2倍のいずれかになるように変更する必要がある。そこで、本研究では全ての Cube において隣り合う Cube が1/2倍より小さい場合、自 Cube を分割するようにコーディングし、全ての隣り合う Cube が1/2より小さくならないように計算を繰り返し行う。

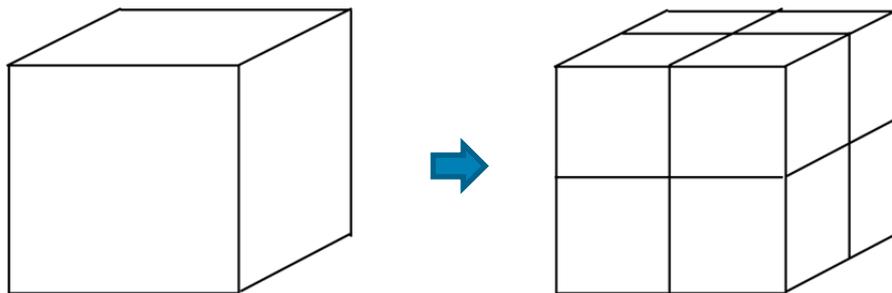


図4 Cube 分割による格子細分化の概要図

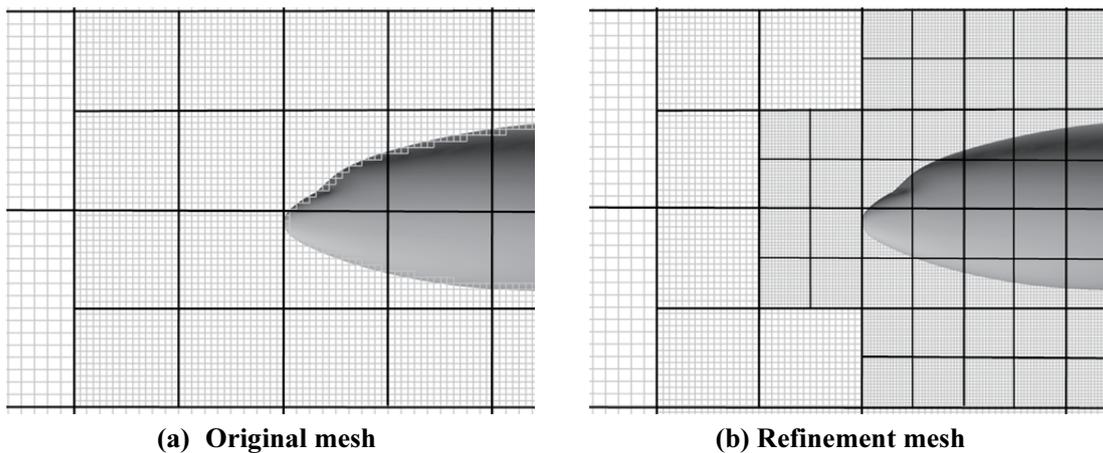


図5 ノーズ付近での格子細分化の様子

2.3 非構造型格子法との重合格子法によるアプローチ

二つ目のアプローチでは非構造型格子ソルバーである TAS-code(Tohoku-university Aerodynamic Simulation code)を BCM ソルバーに組み合わせた BCM-TAS カップリングソルバーを用いる[8]. BCM-TAS カップリングソルバーは図6に示すように背景格子に BCM の直交格子を配置し、物体壁面近傍にのみ TAS の非構造型格子を配置している。TAS-code の詳細については文献[9-11]を参照されたい。

BCM-TAS カップリングソルバーの流体解析手順を図7に示す。BCM-TAS カップリングソルバーでは初めに初期条件を与え、その後に補間係数の計算を行う。補間係数を求めた後、一様流条件を基に BCM 格子の流体計算を行う。その後、BCM 格子から TAS 格子に物理量を補間し、その物理量を境界条件として TAS 格子内の流体計算を行う。そのため、TAS 格子の外部境界面にのみ BCM 格子の物理量を内挿する。流体計算が終わった後、TAS 格子内にある BCM 格子すべてに物理量を補間し、1ステップの流体計算が終了する。以後、BCM 格子と TAS 格子の解析を収束するまで交互に行う。

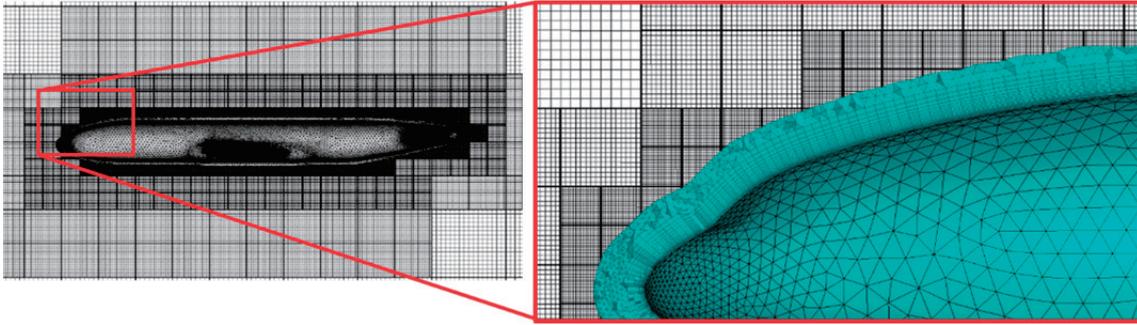


図 6 BCM-TAS カップリングソルバーの格子概要図



図 7 BCM-TAS カップリングソルバーの流体解析手順

・非構造—直交格子間の物理量補間法

BCM-TAS カップリングソルバーでは非構造格子と直交格子の重ね合わせていることから、双方の格子間の情報交換が必要となる。BCM 格子から TAS 格子への補間に使用する Tri-linear 補間法、TAS 格子から BCM 格子への補間に使用する線形一次式を用いた補間法のイメージ図をそれぞれ図 8 に示す。

Tri-linear 補間法は Linear 補間を x, y, z 方向に重ね合わせた補間法であり、以下の式で示される。

$$\begin{aligned} Q_p = & (1-u)[(1-t)\{(1-s)Q_1 + sQ_2\} + t\{(1-s)Q_3 + sQ_4\}] \\ & + u[(1-t)\{(1-s)Q_5 + sQ_6\} + t\{(1-s)Q_7 + sQ_8\}] \end{aligned} \quad (1)$$

ここで、1~8 は BCM 格子の Node, p は BCM 格子内部に位置する TAS 格子の Node である。 $Q_1 \sim Q_8$ は BCM 格子のそれぞれの Node が持つ物理量、 Q_p は補間後の TAS 格子の物理量を意味する。また、 s, t, u は Tri-linear 補間法で用いる補間係数であり、これらの補間係数は各格子の Node の座標情報より求められる。 BCM-TAS カップリングソルバーでは上記の(1)式により、図 8(a)のように BCM 格子を構成する 8 点の Node から内部に位置する TAS 格子の Node へ補間を行っている。

線形一次近似を用いた補間法は、まず四面体内部の物理量を以下の線形一次式で近似する。

$$Q_0 = Q_{AVE} + Q_x x + Q_y y + Q_z z \tag{2}$$

ここで、 Q_0 は四面体内部にある位置の物理量、 Q_{AVE} は四面体内部の物理量の平均値、 Q_x 、 Q_y 、 Q_z は各軸方向の物理量の勾配を示す。物理量の勾配は未知数であるため、(2)式より四面体の各頂点で式を立て、以下にまとめた式の逆行列を解いて求める。

$$\begin{bmatrix} Q_1 \\ Q_2 \\ Q_3 \\ Q_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & x_1 & y_1 & z_1 \\ 1 & x_2 & y_2 & z_2 \\ 1 & x_3 & y_3 & z_3 \\ 1 & x_4 & y_4 & z_4 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Q_0 \\ Q_x \\ Q_y \\ Q_z \end{bmatrix} \tag{3}$$

ここで、添え字の 1~4 は四面体の頂点を示す。(3)式より、 Q_0 、 Q_x 、 Q_y 、 Q_z を求めた後に、Cell 中心の座標を(2)式に代入し、TAS 格子から BCM 格子へ補間を行う。図 8(b)に示すように TAS 格子を構成する 4 点の Node から物理量分布を(2)式より近似し、四面体内部に位置する BCM 格子へ補間を行う。BCM は Cell 中心に離散点を取るため、この時の BCM への補間は Cell 中心の座標点へ補間している。

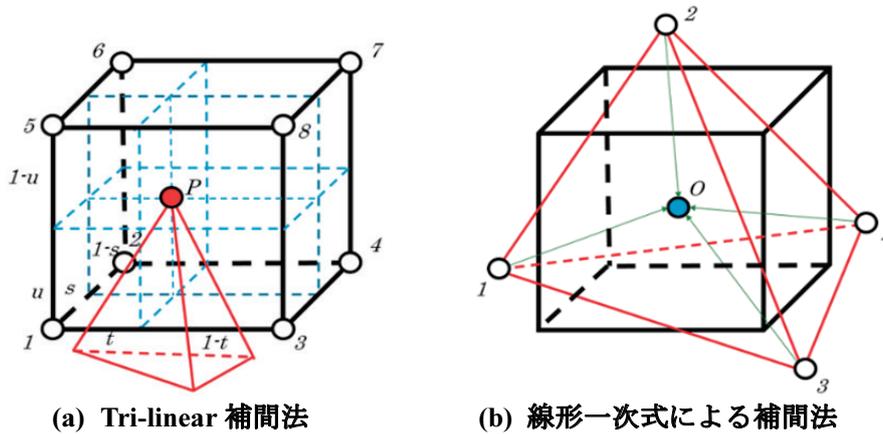


図 8 非構造一直交格子間の補間法

2.4 数値計算手法

両アプローチで使用した数値計算手法を表 1 に示す。支配方程式には 3 次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式を用いる。しかしながら、BCM-TAS カップリングソルバーでは壁面近傍の TAS 領域のみ Navier-Stokes 方程式を採用し、物体から離れた遠方場では圧縮性 Euler 方程式を採用する。

表 1 数値計算手法

	BCM ソルバー	BCM-TAS カップリングソルバー
支配方程式	圧縮性 Navier-Stokes 方程式	圧縮性 Euler 方程式 (BCM) 圧縮性 Navier-Stokes 方程式 (TAS)
離散化手法	セル中心有限体積法	セル中心有限体積法 (BCM) セル節点有限体積法 (TAS)
非粘性流束	SLAU+3 次精度 MUSCL 法	HLLEW+3 次精度 MUSCL 法 (BCM) HLLEW+線形再構築 (TAS)
時間積分法	陰解法 LU-SGS	陰解法 LU-SGS (BCM) 陰解法 LU-SUS (TAS)
乱流モデル	Spalart-Allmaras (noft2-R)	Spalart-Allmaras (noft2) (TAS のみ)

3 解析条件

3.1 計算対象・計算条件

本研究では計算対象に NASA Common Research Model(CRM)の翼胴形態を用いる。図 9 に本研究で用いた NASA CRM の翼胴形態を示す。NASA CRM は AIAA が主催する CFD 抵抗予測ワークショップにおいて、遷音速で巡行する民間航空機をベースに NASA と Boeing 社によって開発されたモデルであり、ワークショップにおいて幅広く検証が行われている[12]。本研究では巡行状態の主翼変形を考慮するため、各迎角での変形を計算モデルに反映させている。この主翼変形は宇宙航空研究開発機構(JAXA)の風洞試験データに基づいて考慮され、公開された計算モデルを使用している。表 2 に JAXA の風洞試験における NASA CRM の模型スケールを示す[13]。

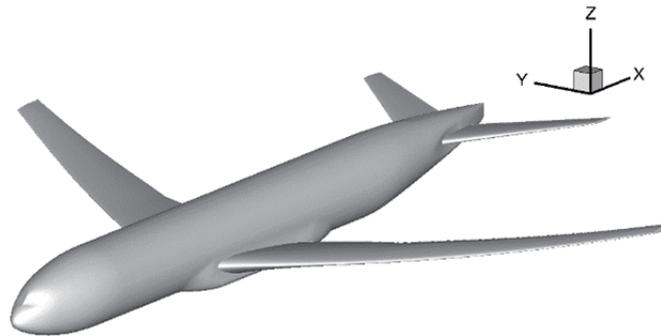


図 9 NASA Common Research Model

表 2 NASA Common Research Model の模型スケール

基準面積 S_{ref} [m ²]	0.179014
基準縦長さ C_{ref} [m]	0.15131
基準横長さ b_{ref} [m]	1.2692
モーメント中心 (x,y,z) [m]	(0.72741, 0.0, 0.09762)

計算条件は平成 29 年 6 月に開催されたワークショップ Third Aerodynamic Prediction Challenge(APC-III)にて検証された巡行状態の条件を採用した[1]。それぞれの条件を表 3 に示す。マッハ数は巡行状態を仮定して 0.847 とし、レイノルズ数は 2.26×10^6 、温度は 284[K]とした。迎角は-1.79[deg]から 5.72[deg]までの 9 迎角を設定した。BCM-TAS カップリングソルバーでは上記の 9 迎角で計算を行ったが、BCM ソルバーでは-0.62[deg], 2.94[deg], 4.65[deg], 5.72[deg]の 4 迎角にのみ注目して計算を行った。

表 3 計算条件

マッハ数 [-]	0.847
レイノルズ数 [-]	2.26×10^6
温度 [K]	284
迎角 [deg]	-1.79, -0.62, 0.32, 1.39, 2.47, 2.94, 3.55, 4.65, 5.72

3.2 計算格子

表 4 に BCM ソルバーで使用した格子情報、表 5 に BCM-TAS カップリングソルバーで使用した格子情報を示す。

BCM ソルバーでは Coarse 格子と Fine 格子の 2 ケースを用いて、導入した自動細分化コードの検証を行った。Fine 格子は Coarse 格子の物体 Cube(Wall Cube)を細分化することで生成されている。図 10 に Coarse 格子の物体近傍での Cube 配置の様子を示す。

BCM-TAS カップリングソルバーでは図 11 に示すように解析領域全域に BCM 格子を配置し、計算モデルの表面および近傍に TAS 格子を BCM 格子に重ねて配置している。また、物体近傍には図 12 に示すようにプリズム層を生成し、境界層での空間精度向上を図っている。

表 4 格子情報 (BCM ソルバー)

	Coarse	Fine
最小格子幅	0.0001526	0.0000763
格子数	362,527	589,179
Cube 数	1,484,910,592	2,413,277,184
Cube 内 Cell 数	16×16×16	16×16×16
y^+	91.0	45.0

表 5 格子情報 (BCM-TAS カップリングソルバー)

	BCM 格子	TAS 格子
最小格子幅	0.0009773	0.0000100
格子数	41,500,000	12,000,000
Cube 数	10,214	-
Cube 内 Cell 数	16×16×16	-
y^+	-	0.66

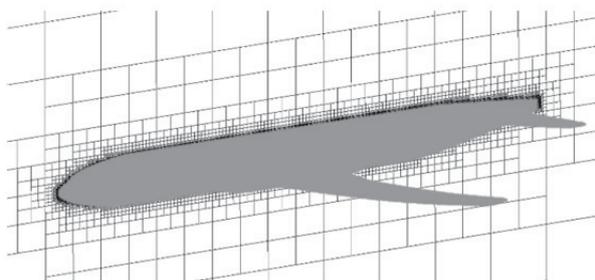


図 10 物体近傍の Cube 配置

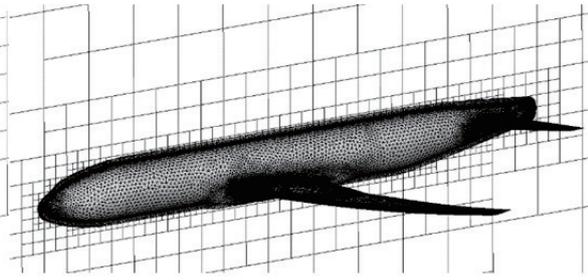


図 11 物体近傍での BCM 格子と TAS 格子

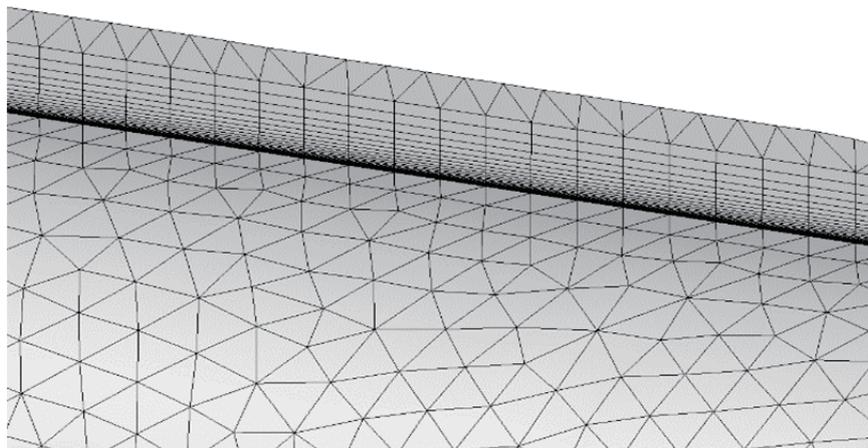


図 12 物体表面の TAS 格子

4 NASA CRM の空力予測解析

図 13, 図 14 にそれぞれの迎角に対する揚力係数(C_L), 抗力係数(C_D)を示す. 揚力係数は BCM ソルバーでは実験値と比較して全体的に小さく予測されていることが確認できる. 迎角-0.62[deg]においては概ね実験値と同等の結果を示しており, Coarse 格子から Fine 格子に細分化することでほぼ実験値を同等の結果を得ることが可能となった. しかしながら, 高迎角になると実験値との差は大きくなり, 予測精度が低くなっていることがわかる. 特に Coarse 格子では高迎角において揚力傾斜が実験値と大きく異なっている. Fine 格子へ細分化することで高迎角での揚力傾斜はわずかに改善されており, 細分化による予測精度の向上が見込めることが確認できる. 一方, BCM-TAS カップリングソルバーでは大幅に予測精度は向上しており, 実験値と比較して高迎角での予測精度が十分に得られていることが確認できる. 低迎角から負の迎角にかけてみると, 実験値と揚力傾斜がわずかに異なっていることが確認できる. しかしながら, 全計算領域を非構造格子で計算した TAS-code の結果と比較すると, 低迎角でも良く一致していることがわかり, 他ソルバーとの比較では遜色ない結果が得られていることが確認できる. また, この低迎角での揚力傾斜の差異はワークショップでも報告されており, 原因の特定に至っていない.

次に抗力係数における BCM ソルバーの結果を見ると, 揚力係数と同様に全体的に小さく予測されていることが確認できる. また, 迎角-0.62[deg]においてはわずかな実験値との差は見えるが, Fine 格子で概ね実験値と同等の結果を得られていることが確認できる. しかしながら, 高迎角になると予測精度は大幅に低下する結果となった. 一方, BCM-TAS カップリングソルバーでは, 実験値と同様の傾向を示しているが, 全体的に大きく予測されていることが確認できる. TAS-code の結果と比較すると概ね一致しているが, -1.79[deg], 5.72[deg]ではわずかに TAS-code の結果から外れて予測されていることが確認できる.

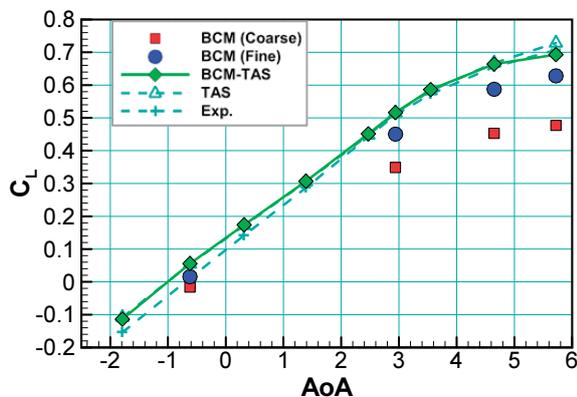


図 13 揚力係数(C_L)分布

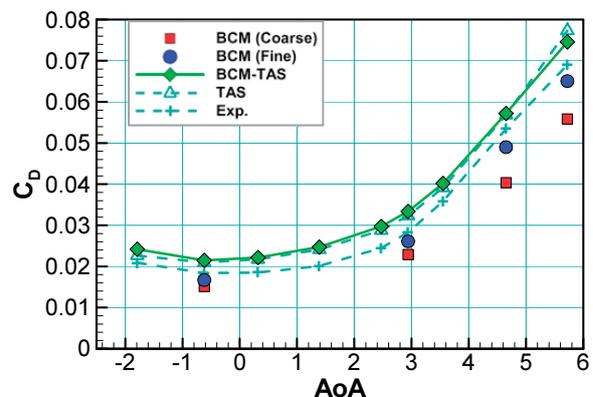
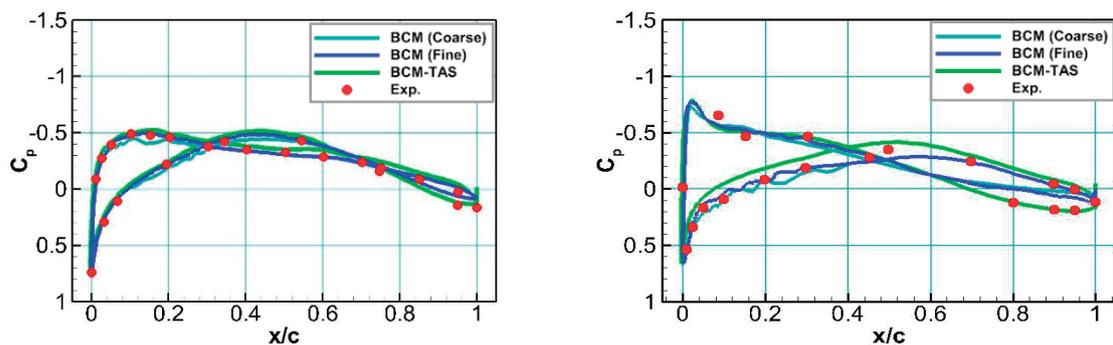


図 14 抗力係数(C_D)分布

次に図 15, 図 16 に迎角-0.62[deg], 4.65[deg]でのそれぞれの主翼表面の圧力係数分布を示す. 図 15 の BCM ソルバーの結果を見ると, 迎角-0.62[deg]で実験値と概ね同等の結果を示していることが確認できる. 特に図 15(a)では Coarse 格子, Fine 格子ともに実験値と良く一致していることが確認できる. 図 15(b)の翼端側では後縁になるに連れて, 実験値との差は大きくなっているが, 前縁では概ね同等の結果を得られていることがわかる. 一方, BCM-TAS カップリングソルバーの結果は翼根, 翼端の双方で実験値と良く一致しており, 翼端部の後縁での予測精度は BCM ソルバーの結果から大幅に改善されていることが確認できる. 図 16 に示す高迎角時の迎角 4.65[deg]時の BCM ソルバーの結果を見ると, 翼根側では衝撃波位置までは実験値を精度良く捉えられているが, 衝撃波位置から後縁にかけて差が大きくなっている. また, 衝撃波位置での圧力勾配が小さくなっていることから, 非線形性を正確に予測できていないことが確認できる. 一方, BCM-TAS カップリングソルバーの結果では, 翼根, 翼端共に実験値と良く一致している. また, BCM ソルバー

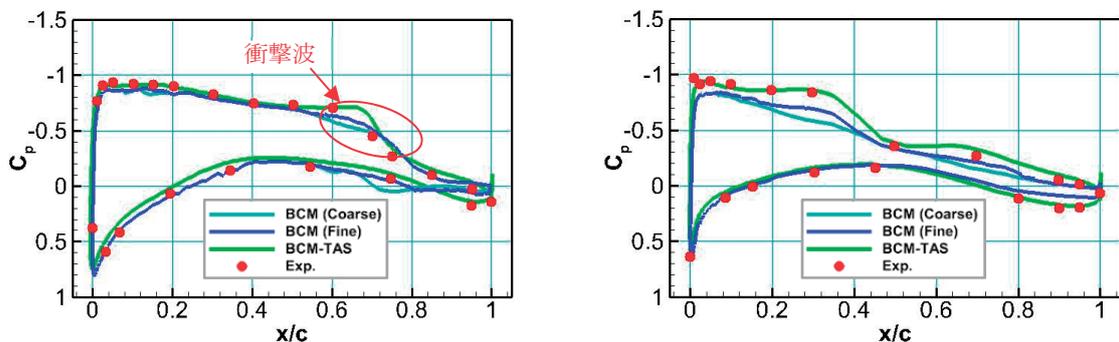
で捉えられなかった衝撃波位置での圧力勾配も正確に予測できており、物体壁面近傍のみ非構造格子を用いることで正確に非線形性を捉えることが可能となった。

さらに、図 17 に迎角 4.65[deg]での表面圧力係数のコンター図を示し、BCM ソルバーの結果と BCM-TAS カップリングソルバーの結果を比較する。BCM ソルバーの結果では翼根部において BCM-TAS カップリングソルバーの結果より負圧が大きく予測されていることがわかる。剥離領域においてはスパン方向に沿って前方へシフトしていることが確認でき、衝撃波が前方で予測されていることがコンター図からも確認できる。また、赤点線部において負圧領域が極めて小さく予測されている。この原因は格子密度の不足による影響が大きいと考えられ、翼変形が正しく再現されていないと考えられる。



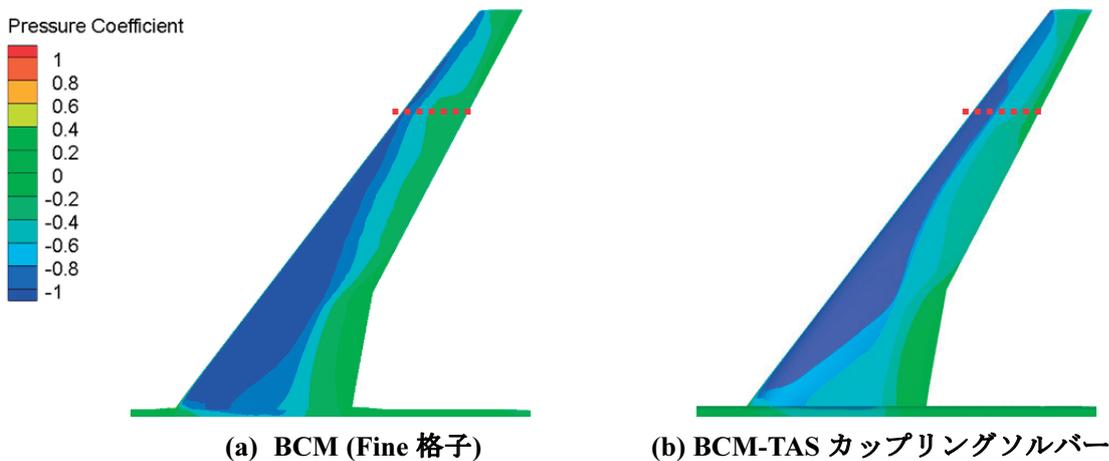
(a) 主翼セミスパン 13.1% 断面 (翼根) (b) 主翼セミスパン 0.950% 断面 (翼端)

図 15 -0.62[deg]の主翼表面圧力係数分布



(a) 主翼セミスパン 13.1% 断面 (翼根) (b) 主翼セミスパン 0.950% 断面 (翼端)

図 16 4.65[deg]の主翼表面圧力係数分布



(a) BCM (Fine 格子) (b) BCM-TAS カップリングソルバー

図 17 迎角 4.65[deg]の主翼表面圧力係数コンター

5 結論

本研究では埋め込み境界法と格子細分化手法を採用した BCM ソルバーと直交-非構造格子の重合格子法の2つのアプローチを用いて、高レイノルズ数流れにおける NASA CRM 翼胴形態の空力予測を行った。

BCM ソルバーでは揚力係数、抗力係数共に高迎角で実験値と異なり、全体的に小さく評価された。しかしながら、迎角-0.62[deg]では実験値とほぼ一致し、衝撃波の小さい低迎角において有用であることを示した。BCM-TAS カップリングソルバーでは揚力係数、抗力係数共に実験結果の傾向を良く捉えることが、非構造格子ソルバーである TAS-code の結果と良く一致することが確認できた。高迎角の 4.65[deg]においても衝撃波位置での圧力勾配を正確に予測できており、非構造格子を物体近傍に配置することで非線形性を捉えることが可能となった。

以上より、BCM ソルバーでは低迎角において実験値と良く一致することが確認でき、低迎角での空力予測における有用性を示した。さらに、BCM-TAS カップリングソルバーでは低迎角から高迎角にかけて実験値と良く一致することを確認したことで、物体近傍のみ非構造格子を用いる重合格子法は高い空力予測精度を得ることができ、RANS 解析において有用な手法であることを確認した。

謝辞

本研究は東北大学サイバーサイエンスセンターのスーパーコンピュータを利用して行った。研究にあたっては同センター関係各位にご指導とご協力をいただいた。記して謝意を表す。

参考文献

- [1] <https://cfdws.chofu.jaxa.jp/apc/> (retrieved on January 20th, 2018).
- [2] Nakahashi, K. and Kim, L. S., "Building-Cube Method for Large-Scale, High Resolution Flow Computations," AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2004-434, 2004.
- [3] Nakahashi, K., "Immersed Boundary Method for Compressible Euler Equations in the Building-Cube Method," 20th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, AIAA 2011-3386, 2011.
- [4] Sasaki, D. and Nakahashi, K., "Rapid Large-scale Cartesian Meshing for Aerodynamic Computations," 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2014-0842, 2014.
- [5] Larsson, J., Kawai, S., Bodart, J. and Bermejo-Moreno, I., "Large Eddy Simulation with Modeled Wall-Stress: Recent Progress and Future Directions," JSME Mechanical Engineering Reviews, Vol. 3, No. 1, pp. 15-00418-1-23, 2016.
- [6] Mittal, R., Dong, H., Bozluurtas, M., Najjar, F. M., Vargas, A. and Von Loebbecke, A., "A versatile sharp interface immersed boundary method for incompressible flows with complex boundaries," *Journal of Computational Physics*, Vol.227, pp.4825-4852, 2008.
- [7] Misaka, T., Sasaki, D. and Obayashi, S., "Adaptive Mesh Refinement and Load Balancing Based on Multi-Level Block-Structured Cartesian Mesh" *International Journal of Computational Fluid Dynamics*, Vol. 31, No. 10, pp. 476-487, 2017
- [8] Hashiba, M., Sasaki, D. and Nakahashi, K., "Development of Cartesian-Mesh Based CFD Solver Combined with Unstructured-Mesh," 8th International Conference on Flow Dynamics, 2011.
- [9] Nakahashi, K., Ito, Y. and Togashi, F., "Some challenges of realistic flow simulations by unstructured grid CFD," *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol.43, pp.769-783, 2003.
- [10] Ito, Y. and Nakahashi, K., "Direct Surface Triangulation Using Stereolithography Data," *AIAA Journal*, Vol.40, No.3, pp.490-496, 2002.
- [11] Ito, Y. and Nakahashi, K., "Unstructured Mesh Generation for Viscous Flow Computations," *Proceedings of the 11th International Meshing Roundtable*, pp.367-377, 2002.
- [12] <https://aiaa-dpw.larc.nasa.gov/> (retrieved on January 20th, 2018).
- [13] Ueno, M., Kohozai, M. and Koga, S., "Transonic Wind Tunnel Test of the NASA CRM: Volume 1," JAXA Research and Development Memorandum, JAXA-RM-13-017E, 2014.