

高速 CFD 空間格子変形法の検討

菱田学[†], 橋本敦[‡], 保江かな子[‡], 村上桂一[‡]

[†]株式会社 菱友システムズ, [‡]独立行政法人 宇宙航空研究開発機構

Fast grid deformation method for unstructured CFD grids

by

Manabu Hishida, Atsushi Hashimoto, Kanako Yasue and Keiichi Murakami

ABSTRACT

Fast deformation method for unstructured grids is important in order to carry out Fluid-Structure Interaction simulation using several millions of cells in JAXA Digital/Analog Hybrid Wind Tunnel system. Algebraic schemes such as Surface Influence method have better prospects because of their high parallelization ability and easier implementation. In this paper, some algebraic schemes including Surface Influence method are investigated and proposed, and applied to DLR-F6 FX2B wind tunnel model simulation with static deformation.

1. はじめに

JAXA で進められている「デジタル／アナログ・ハイブリッド風洞」開発プロジェクト¹⁾では、CFD 解析と風洞実験(EFD)の融合をおこない、空力特性など風洞から得られる情報の高度化を目指している。

このような風洞における CFD と EFD の融合を考える際、両者の前提条件に多くの違いがあることを当然考慮しなければならないが、それらの中でも重要な因子として、空力による形状変形が挙げられる。加圧風洞では、高レイノルズ数条件を達成するために主流総圧を上げることになるので、航空機模型の薄い翼がそもそも変形し易いことと相まって、空弾効果は非常に大きなものとなる。したがって、CFD を設計点形状の剛体仮定でおこなうと、空力特性の解釈の誤りやデータ融合時の誤差増大につながる恐れがある。一方、実機構造設計においても、設計点以外の条件における空弾効果の見積りが重要性を増している。そこで、設計もしくは実験の段階で空弾効果を把握するために、CFD と機体構造解析を連立させる流体構造連成(FSI)解析が必要となっており、ハイブリッド風洞においてもこの FSI 解析機能の実装が進められている。

多くの研究がおこなわれている FSI 解析^{2,3)}では、設計点形状から解析を開始し、連成により徐々に平衡状態へ変形を進めていく手法が一般的である。したがって、形状変形に伴って CFD 計算格子を変形、つまり空間中に張られたセル節点を移動させることになる。この格子変形手法についても様々な手法が提案されているが、
(1)ばねモデル等の力学的モデルを格子変形に適用する手法
(2)楕円型方程式によるスムージング処理法
(3)機体表面格子の変形を代数的に空間格子へ反映する手法の三つに分類⁴⁾される。

そこで、ハイブリッド風洞における FSI 解析機能の実装に先立ち、これらの手法に対して検討をおこない、CFD 空間格子変形として(3)代数的空間格子変形法を第一候補として採用した。その理由は、手法の高速性にある。ハイブリッド風洞のデジタル風洞部には、多数の気流条件に対する応答を設計スケジュールの限られた時間内でシミュレートする高速性が要求されており、高速格子生成ソフト HexaGrid⁵⁾と高速流体ソルバ FaSTAR⁶⁾の連携システムが採用されている。検証計算のところで述べるように、HexaGrid は 850 万セル程度の非構造格子を数分で生成できる能力を持っている。非構造格子を用いた FSI 解析では、格子トポロジーの変化が計算結果に及ぼす影響を排除するため、通常、空間格子の再生成を避けて既存の格子を変形させるが、変形に要する時間が再生成に要する時間を上回っては意味が無い。つまり、本システムにおいては 700 万点以上の空間格子節点移動を最悪でも数分以内で完了させ

なければならず、この実現には高並列化の可能な代数的手法が最も有効である。また、懸架物の問題はあるものの、基本的には翼の変形が対象となるために、比較的単純で小さな変形に対応できれば良いという理由も大きい。

以上の背景から、本研究では、この代数的空間格子変形法に分類される手法について、新たな手法の提案も含め実装、検証をおこない、HexaGrid 及び FaSTAR との適合性、実行速度比較などの検討を実施した。

2. 代数的空間格子変形法

代数的空間格子変形法では、最初に、変形した物体（ハイブリッド風洞では風洞模型）の表面移動に関する情報が与えられるところから出発する。そして、移動させたい空間格子節点それぞれについて、その節点へ影響を及ぼす物体表面要素の集合を定める。次に、各集合に属する表面要素がそれぞれの空間格子節点に影響を及ぼす度合いを、重み係数として算出し、最後に、集合内表面要素の移動量に重み係数を乗じて加算した平均移動量を、それぞれの空間格子節点へ適用するという手順を踏む。したがって、この手法では空間格子節点同士の相互作用が入らないため、並列計算に非常に適しており劇的な高速化が可能という特長がある。逆に、相互作用が入らないということは、大規模変形時にセルがねじれたり潰れたりする可能性が高いという短所を持つことにもなる。

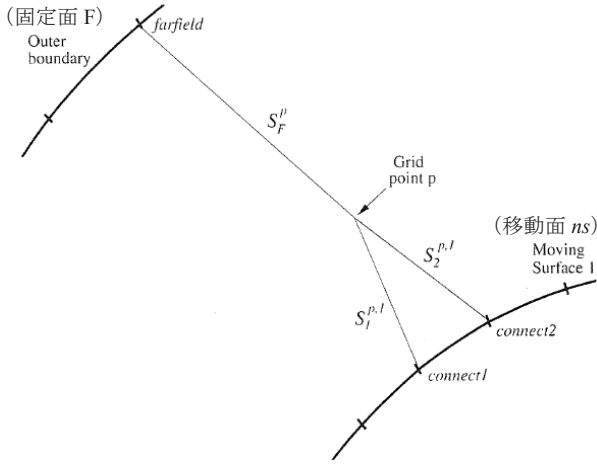
この手法の特性は、

- ・影響を及ぼす集合の選定方法
- ・移動量に対する重み係数の算出方法

に現れる。近年、集合と重み係数を決定する際に動径基底関数(RBF)を利用する研究^{7,8)}が進められている。しかし、特に compact support RBF を用いる方法では、support radius と表面要素間距離を適切に選ばなければ、集合内表面要素数が少なすぎて RBF 線形和の重み係数の計算精度が悪化したり、逆に集合内表面要素数が多すぎて重み係数を算出するための連立一次方程式が ill-conditioned になったりするため、使い易さの面では難がある。本研究では、より簡便な手法である Surface Influence 法（ここでは Allen の提案手法を代表してこう呼ぶこととする）の実装をおこなった。

2. 1. Surface Influence 法

Allen⁹⁾が提案し、Ji 等¹⁰⁾によって修正の施された Surface Influence 法（Ji 等は Algebraic Interpolation method と呼んでいる）では、図 1 に示されるように、変形移動する表面（移動面 ns ）と計算領域外周や空間固定剛体面のような変形移動しない表面（固定面 F ）を考え、空間内部の節点 p の空間内移動量に対してこれらの表面がどれだけ寄与するかを評価する。影響を及ぼす集合の選定方法は、 $n_{surfaces}$ 個

図1 Surface Influence 法模式図⁹⁾

の移動面に対して、各面から n_{connect} 個（実装では節点 p に近い 4 個）の表面要素を選ぶ方法になっている。重み係数の算出方法では、並進移動と回転移動を分解して考えることが本手法の特徴である。具体的な式は、節点 p の座標を $\mathbf{X}^p = (x, y, z)$ 、移動量を $\Delta\mathbf{X}^p$ とおくと、

$$\Delta\mathbf{X}^p = \sum_{ns=1}^{n_{\text{surfaces}}} \phi^{p,ns} \left(\begin{array}{l} \Delta\mathbf{X}_T^{p,ns} (1 - \psi^{p,ns})^2 \\ + \Delta\mathbf{X}_R^{p,ns} (1 - \psi^{p,ns})^{sr} \end{array} \right) \quad (1)$$

で表される。ここで、 $\Delta\mathbf{X}_T^{p,ns}$ 、 $\Delta\mathbf{X}_R^{p,ns}$ はそれぞれ移動面 ns における n_{connect} 個の表面要素平均並進移動量、移動面 ns における n_{connect} 個の表面要素平均回転移動量を示す。回転移動の重みにかかる指数 sr は、Ji 等の修正値である $sr = 2^{6-\psi^{p,ns}}$ を用いた。式(1)中の $\phi^{p,ns}$ が移動量に対する重み係数に対応し、次の式で評価される。

$$\phi^{p,ns} = \frac{S_{\text{surface}}^{p,ns}}{S_{\text{Total}}^p}, \quad S_{\text{Total}}^p = \sum_{ns=1}^{n_{\text{surface}}} (S_{\text{surface}}^{p,ns})^2 \quad (2)$$

$$S_{\text{surface}}^{p,ns} = \frac{S_{\text{min}}^p}{S_{p,ns}^p}, \quad S_{p,ns}^p = \sum_{nc=1}^{n_{\text{connect}}} S_{nc}^{p,ns} / n_{\text{connect}}$$

$$S_{\text{min}}^p = \min(S^{p,1}, S^{p,2}, S^{p,3}, \dots, S^{p,n_{\text{surfaces}}})$$

ここで $S_{nc}^{p,ns}$ は、節点 p と移動面 ns 上要素 nc との間の距離を表す。ただし、単純形状で試解析をおこなったところ、元文献の式(2)では移動表面の位置関係によっては重み係数として不適切な値を出すことがわかったため、次の式に修正をおこなった。

$$\phi^{p,ns} = \frac{(S_{\text{surface}}^{p,ns})^2}{S_{\text{Total}}^p}, \quad S_{\text{Total}}^p = \sum_{ns=1}^{n_{\text{surface}}} (S_{\text{surface}}^{p,ns})^2 \quad (2')$$

一方、式(1)中の $\psi^{p,ns}$ は移動面 ns から遠い節点の移動量を小さくするための影響減衰率を表し、

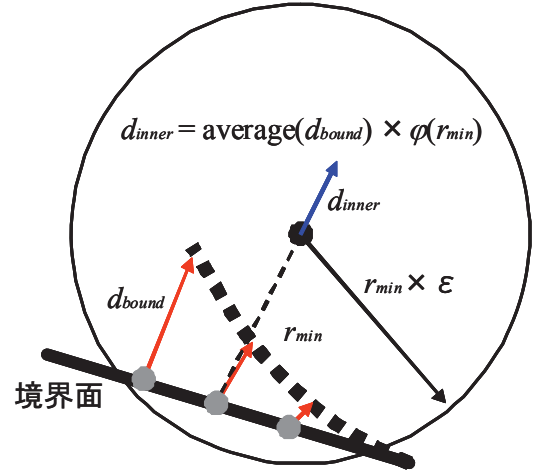


図2 提案手法の概念図

$$\psi^{p,ns} = \frac{S^{p,ns}}{S_F^p + S^{p,ns}} \quad (3)$$

で計算される。式(3)の S_F^p は、節点 p と固定面 F の間の最短距離を表す。

2. 1. 1. 回転移動量の合成

Surface Influence 法の式(1)における $\Delta\mathbf{X}_R^{p,ns}$ を算出するためには、表面要素の回転移動を何らかの手法で平均する必要がある。Allen の提案、Ji 等の修正案では回転行列を使用することになっているが、三次元空間中の回転表現とその合成をおこなうには実装面で問題があると考えた。

そこで、表面要素の回転移動を quaternion で表現し、それらの quaternion を線形球面補間で平均することとした¹¹⁾。手順としては次の通りである。

1. ある表面要素について、変形前の法線ベクトルと変形後の法線ベクトルの外積及び内積を計算することで、回転軸ベクトルと回転角度を求める。
2. 回転軸ベクトルと回転角度から、表面要素の回転を表す quaternion $\mathbf{R}_{nc}^{p,ns}$ を求める。
3. 影響を及ぼす集合内の表面要素の quaternion に対して順番に線形球面補間を施し、合成 quaternion $\mathbf{R}^{p,ns}$ を求める。また、その共役である $\mathbf{Q}^{p,ns}$ を求める。
4. 集合内表面要素の座標を平均して回転原点を設定し、その原点から見た節点 p の座標 (x', y', z') を求める。
5. quaternion $\mathbf{P} = (0, x', y', z')$ を生成して、quaternion 積 $\mathbf{R}^{p,ns} \mathbf{P} \mathbf{Q}^{p,ns} = (0, x'', y'', z'')$ を計算すると、最終的に $\Delta\mathbf{X}_R^{p,ns} = (x'' - x', y'' - y', z'' - z')$ で平均回転移動量が求められる。

この方法では、法線ベクトルを軸とする回転を考慮することができないが、それは表面要素（群）の並進移動に含まれており問題無いと判断した。

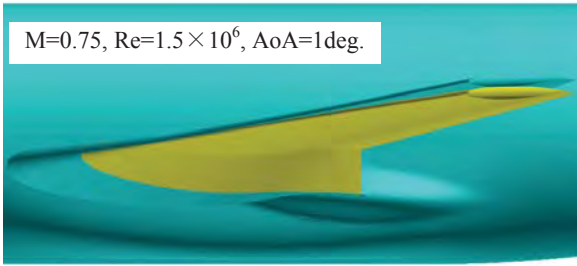


図3 DLR-F6 FX2B 風洞模型の翼面変形
(黄色：元形状、青色：Z21 モデル¹²⁾ による変形形状)

2. 2. 提案する空間格子変形手法

Surface Influence 法では複数の移動表面を想定できるため、複雑形状の変形後の格子品質が良くなる利点があるが、風洞模型の翼変形程度にはオーバースペックであると思われる。また、 $\psi^{p,ns}$ という減衰率が設定されているものの、原理的には空間中の全格子節点が大なり小なり移動するため、それなりの計算負荷が生じる。したがって、重み係数計算の簡略化、変形する領域の制限をおこなうことで、実行速度の高速化が図れないかと考えた。その結果として、

以下の手順で移動量を算出する手法を提案する。

提案手法 1

1. 図2のような状況を考え、移動させたい空間格子節点に対して、一番近い表面要素までの距離 r_{min} を求める。
2. 影響係数パラメータ $\epsilon > 1$ を用いて、節点を中心とする半径 $r_{min} \times \epsilon$ の球を描き、その内部に含まれる表面要素を、影響を及ぼす集合に設定する。
3. 変形の影響減衰率 ϕ を r_{min} の関数として定義する。ここで、 $0 \leq \phi \leq 1$ とし、 ϕ が0の場合は4.の手順をおこなわず節点移動量を0とする。
4. 集合内表面要素の移動量 d_{bound} を算術平均して、影響度 ϕ との組み合わせをおこなうことで、節点移動量 d_{inner} を求める。

本手法における変形の品質を決定するのは、影響係数パラメータ ϵ と変形の影響減衰率 ϕ である。いくつかの数値実験により、影響係数パラメータ ϵ については、1.05 の固定値を採用した。影響減衰率 ϕ は、Wendland の RBF⁸⁾

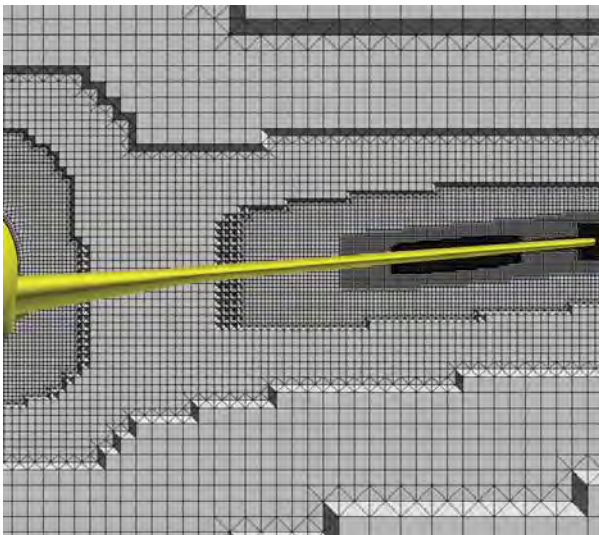


図 4.1 翼付近空間格子配置 (元形状)

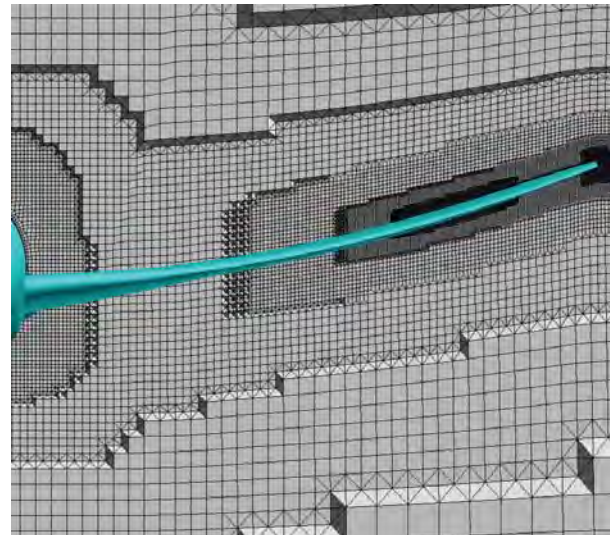


図 4.3 翼付近空間格子配置 (提案手法 1)

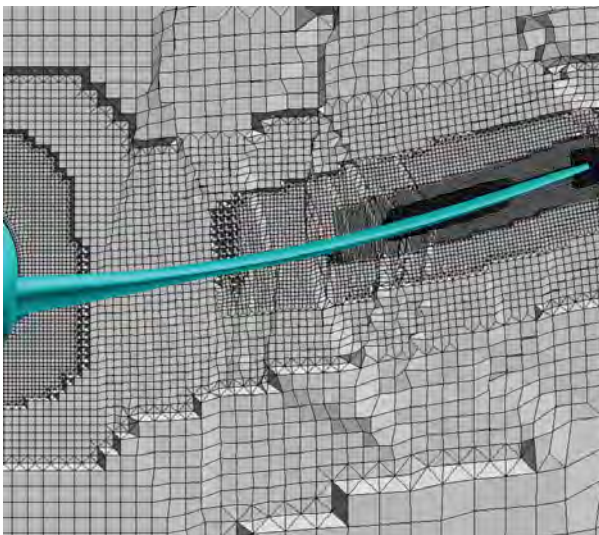


図 4.2 翼付近空間格子配置 (Surface Influence 法)

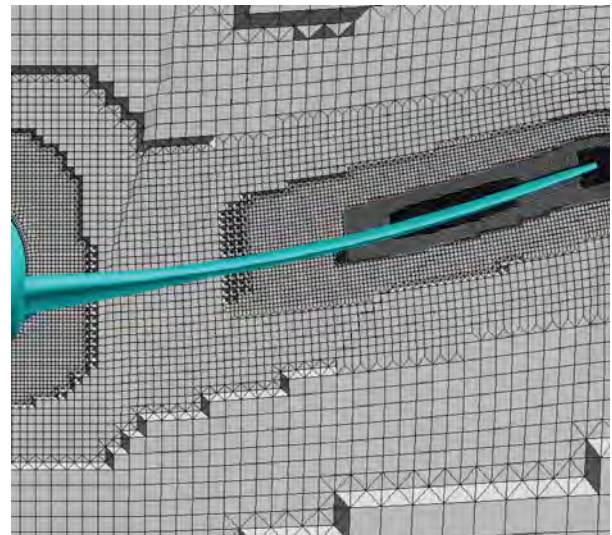


図 4.4 翼付近空間格子配置 (提案手法 2)

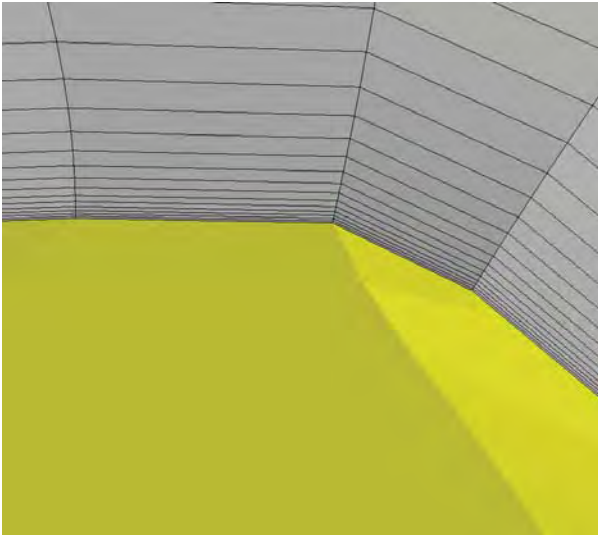


図 5.1 上面翼端付近拡大図 (元形状)

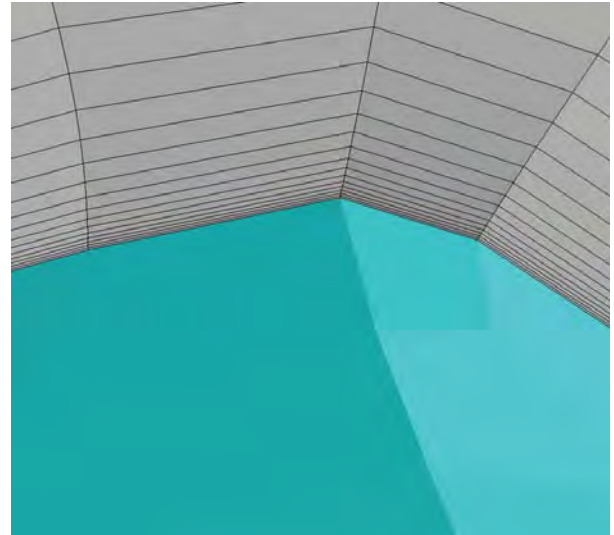


図 5.3 上面翼端付近拡大図 (提案手法 1)

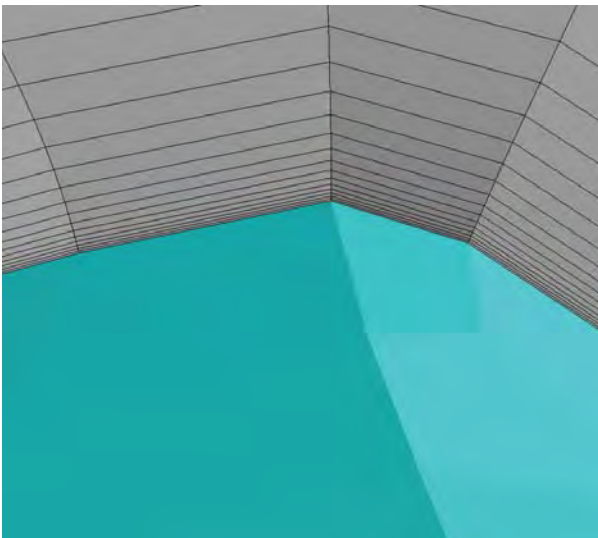


図 5.2 上面翼端付近拡大図 (Surface Influence 法)

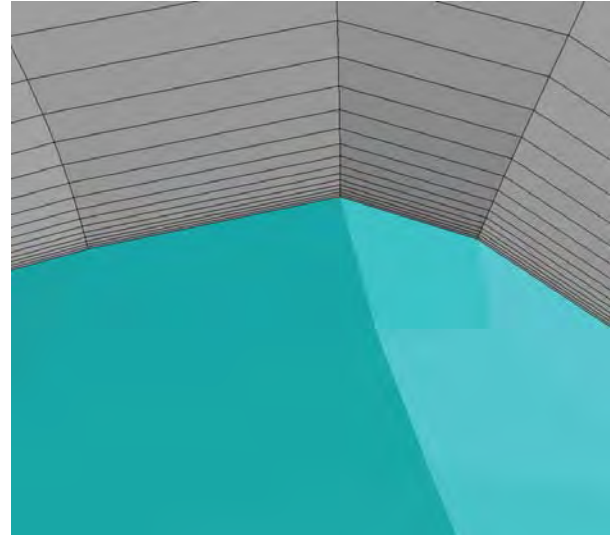


図 5.4 上面翼端付近拡大図 (提案手法 2)

$$\varphi(x) = \begin{cases} \left(1 - \frac{x}{R}\right)^4 (4 \times \frac{x}{R} + 1) & \text{if } \frac{x}{R} \leq 1 \\ 0 & \text{if } \frac{x}{R} > 1 \end{cases} \quad (4)$$

で support radius R に物体特性長 (風洞模型の場合は、スパン長) を用いると良好な結果を示すことがわかったため、これを採用した。

また、提案手法 1 では並進移動のみを考慮しているが、
2. 1. 1. の合成法を用いて回転移動成分を提案手法 1 の手順 4. に追加した提案手法 2 を、比較のために実装した。

3. 各手法で変形した格子による検証計算

以上のように実装をおこなった空間格子変形手法に対して、HexaGrid 及び FaSTAR と組み合わせた際の評価をおこなうため、DLR-F6 FX2B 風洞模型形状を用いた検証計算を実施した。模型表面の変形については、同時に実装された、模型変形計測データを反映した CFD 表面格子修正法¹²⁾の Z21 モデルを使用し、実際の風洞試験で測定された変形量から変形をおこなった。ただし、今回の計算では、CFD 表面格子修正法のパラメータチューニングが不十分な状態で変形量を算出したため、実際の変形量と比べて大きめの変形になっている。図 3 に模型表面、特に翼の変形の様子を

表 1 各変形手法の実行時間比較

	Surface Influence	提案手法 1	提案手法 2	Hexa Grid
計測時間(s)	99	93	181	261
CPU time(s)	718.7	668.4	1374.8	—

示す。Z21 モデルによる評価では、この条件で、翼端で平均翼弦長の約 4.5%持ち上がり、0.4 度程度ねじり下げの変形が生じている。

この表面変形を用いて、HexaGrid で生成した空間格子を変形した結果を図 4、5 に示す。この空間格子は格子依存性解析では medium に分類される規模で、節点数が約 732 万点、セル数が約 850 万セル、変形する表面要素数は約 18 万個となっている。図には、翼付近の機体 x 軸に垂直な断面と交差する空間格子の形状分布が描かれている。なお、これらの図では変形の様子を見やすくするために、変位量を 10 倍に増幅して描画していることに注意されたい。したがって、格子品質は見た目ほど悪くはなっていない。図 4 の空間格子を見ると、Surface Influence 法を用いた場合は多少いびつな変形となっているが、これは各面から n_{connect} 個の

表面要素を選ぶ方法で、個数(4個)が少ないか選び方に偏りがあるかに原因があると考えられる。個数を増やせば提案手法のような滑らかな形状になると予想されるが、これは後述するように実行時間との trade-off となる。図5の翼表面近傍の格子を見ると、いずれの手法についても、特に変形時には厳しい境界層部分の積層格子部でも格子が潰れることなく、良好に格子変形がおこなえていることがわかる。格子の直交性については、提案手法1において変形に伴い崩れてはいるものの、非構造格子ソルバでは問題にならない程度と思われる。

空間格子変形に要した実行時間比較を表1に示す。空間格子変形では、OpenMPによる並列化をおこない、Xeon X5570の8並列で実行した。比較としてHexaGridの空間格子生成時間を載せたが、こちらはXeon X5680でシリアル実行の結果である。並列化によりHexaGridよりも高速な実行が可能となっているが、提案手法では時間短縮がさほど実現できておらず、特に提案手法2で回転移動を含めると、Surface Influence法の倍近くの実行時間を費やしている。Surface Influence法では影響を及ぼす集合に属する表面要素数が元文献に従い最大4個であるのに対し、提案手法では手順2によって、物体表面近くでは剛体的に移動するように1個、ある程度離れた場所では平均的に移動するように数万个程度の表面要素が集合に含まれる設定になっている。したがって、Wendland RBFを用いて移動する空間節点数を制限した計算量削減より、集合内表面要素数の増加による計算量増加が勝ってしまったことが理由と考えられる。

次に、元形状、変形時の各手法で変形した空間格子を用いて、FaSTARによるRANS解析を実施した。流れ場の条件は、 $M=0.75$ 、 $Re=1.5 \times 10^6$ 、迎角1度で完全乱流状態を仮定した。解析手法として、乱流モデルに生成項を一部修正したSpalart-Allmarasモデルを用いた。空間離散化にはHLLW schemeを、再構成手法はGLSQ法¹³⁾、勾配制限は昨年度提案した手法¹⁴⁾を使用した。

翼表面の圧力係数 C_p 分布について元形状と変形形状で比較した結果を図6に示す。ここでは代表として、Surface Influence法を用いて変形させた格子による結果を載せている。Surface Influence法を用いて得られた C_p 分布を元形状にマッピングして、元形状 C_p 分布とのずれを可視化した図6.3を見ると、翼端付近の変形により翼上面の衝撃波位置が上流側へずれていることがわかる。その差は、表2に示すように、特に空力係数の翼面成分の変化に反映されている。

一方、今回の解析では、空力係数を見る限り各変形手法に対する解析結果の依存性はほとんど現れなかった。この程度の変形で十分に細かな格子を配置していれば、格子の回転移動は省略しても構わないと言える。

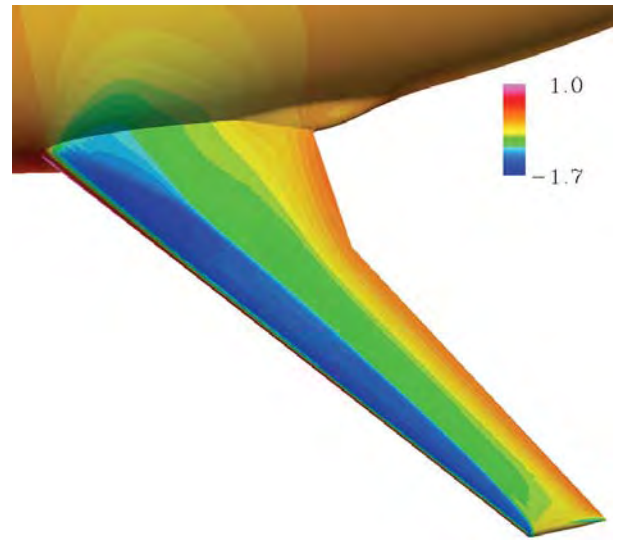


図 6.1 翼面上 C_p 分布 (元形状)

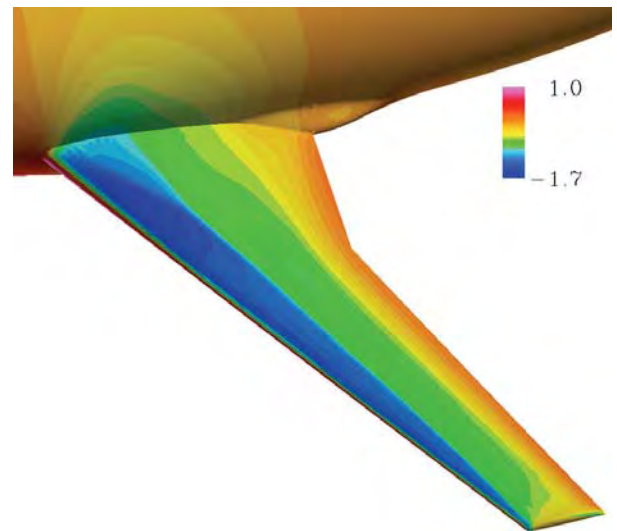


図 6.2 翼面上 C_p 分布 (Surface Influence 法)

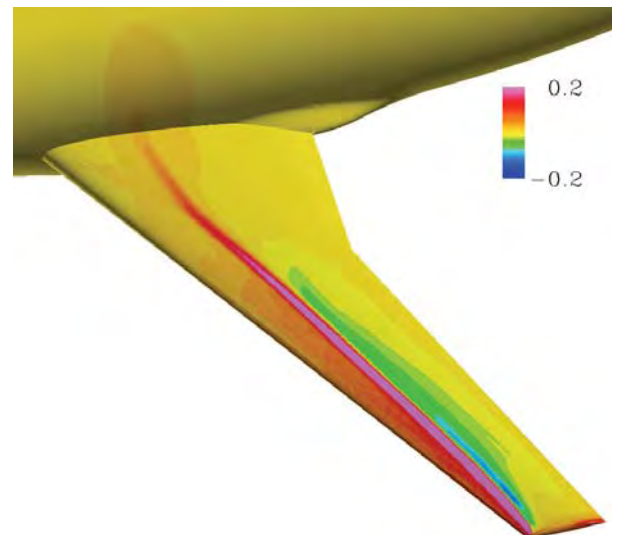


図 6.3 C_p 分布のずれ (Surface Influence 法－元形状)

表 2 空力係数の格子形状依存性

	$C_{Dp}(Wing)$	$C_{Dr}(Wing)$	$C_{Dp}(Body)$	$C_{Dr}(Body)$
Surface Influence	0.01664	0.00581	0.00346	0.00842
提案手法1	0.01664	0.00581	0.00346	0.00842
提案手法2	0.01664	0.00581	0.00346	0.00842
元形状	0.01830	0.00573	0.00350	0.00842

	C_L	C_m
Surface Influence	0.56484	-0.11768
提案手法1	0.56483	-0.11767
提案手法2	0.56483	-0.11767
元形状	0.59311	-0.12604

4. まとめ

空弾効果による物体変形に伴い空間格子を変形させる手法として、代数的空間格子変形法に着目して Surface Influence 法を含むいくつかの手法を検討、提案した。そして、HexaGrid 及び FaSTAR の解析システムと組み合わせた際の検証をおこない、空間格子変形速度で良好な結果が得られ、システムへの適合性が確認できた。

今回検証解析に用いた DLR-F6 FX2B 模型の変形では、比較的単純な形状で変形量も小さいため、変形手法の違いが解析結果へ及ぼす影響はほとんど見られなかった。今後は、懸架物がある場合の変形などへ検証範囲を広げ、実行速度と格子品質のバランスが取れる手法への改良、パラメータチューニングをおこなっていく。

参考文献

- 1) 口石茂, 渡辺重哉, 加藤裕之, 青山剛史, 村上桂一, 橋本敦, 藤田直行, 松尾裕一, 船江幸弘, 荻野純, “JAXAにおけるEFD/CFD融合に向けた試み—デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞構想 (第3報)—,” 第42回流力/ANSS 2010講演集 (2010)
- 2) R. Heinrich, N. Kroll, J. Neumann, B. Nagel, “Fluid-Structure Coupling for Aerodynamic Analysis and Design - A DLR Perspective,” AIAA 2008-561 (2008)
- 3) S. Keye and R. Rudnik, “Aero-Elastic Simulation of DLR's F6 Transport Aircraft Configuration and Comparison to Experimental Data,” AIAA 2009-580 (2009)
- 4) D.R. McDaniel and S.A. Morton, “Efficient Mesh Deformation for Computational Stability and Control Analyses on Unstructured Viscous Meshes,” AIAA 2009-1363 (2009)
- 5) 岩宮敏幸, P.R. Lahur, “直交格子に基づく流体および構造解析用の自動格子生成法,” 日本機械学会誌, Vol.111, No.1074, p.445 (2008)
- 6) 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, 菱田学, 大野真司, 坂下雅秀, ラフールパウルス, 佐藤幸男, “高速流体ソルバ FaSTARの開発,” 第42回流力/ANSS 2010講演集 (2010)
- 7) S. Jakobsson and O. Amoignon, “Mesh Deformation using Radial Basis Functions for Gradient-based Aerodynamic Shape Optimization,” FOI-R--1784--SE (2005)
- 8) A. de Boer, M.S. van der Schoot and H. Bijl, “Mesh deformation based on radial basis function interpolation,” Computers and Structures, 85, pp.784-795 (2007)
- 9) C.B. Allen, “Parallel universal approach to mesh motion and application to rotors in forward flight,” Int. J. Numer. Meth. Engng, 69, pp.2126-2149 (2007)
- 10) L. Ji, R. Wilson, K. Sreenivas and Daniel Hyams, “A Parallel Universal Mesh Deformation Scheme,” AIAA 2010-4938 (2010)
- 11) <http://www015.upp.so-net.ne.jp/notgeld/quaternion.html>
- 12) 保江かな子, 口石茂, 橋本敦, 村上桂一, 加藤裕之, 中北和之, 渡辺重哉, 菱田学, “模型変形計測データを反映したCFD表面格子修正法の検討,” 第43回流力/ANSS 2011講演集 (2011)
- 13) 嶋英志, 北村圭一, 葛生和人, 藤本圭一郎, “八分木格子を含む非構造有限体積法での勾配計算法について,” 第23回数値流体力学シンポジウム (2009)
- 14) 菱田学, 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, “非構造高速流体ソルバFaSTARにおける勾配制限関数,” 第42回流力/ANSS 2010講演集 (2010)