

航空機舵角応答の数値シミュレーション

Numerical Simulation of Aircraft Response to Control Surface

村山光宏, 東北大・院, 〒980-8579 仙台市青葉区荒巻字青葉 01, E-mail: murayama@ad.mech.tohoku.ac.jp
 中橋和博, 東北大・工, 〒980-8579 仙台市青葉区荒巻字青葉 01, E-mail: naka@ad.mech.tohoku.ac.jp
 松島紀佐, 東北大・工, 〒980-8579 仙台市青葉区荒巻字青葉 01, E-mail: kizam@ad.mech.tohoku.ac.jp
 Mitsuhiko MURAYAMA, Tohoku Univ., Aramaki-Aza-Aoba 01, Sendai, 980-8579, JAPAN
 Kazuhiro NAKAHASHI, Tohoku Univ., Aramaki-Aza-Aoba 01, Sendai, 980-8579, JAPAN
 Kisa MATSUSHIMA, Tohoku Univ., Aramaki-Aza-Aoba 01, Sendai, 980-8579, JAPAN

In this paper, computational techniques required for the unsteady simulation of the dynamic flight control of a maneuvering airplane are discussed. An unstructured dynamic mesh method to treat the change of the attitude angle of the airplane and the deflection angle of the control surface, such as a horizontal tail wing, is developed. To evaluate the capability of the method, the method is applied to simulations of response to the angle change of control surface of NAL experimental supersonic airplane.

1. 緒言

近年の計算機環境の発達に伴い、数値流体力学(CFD)は大きく進歩し、設計点における定常的な航空機周りの流れの計算に関しては成熟段階に達しつつある。今後航空分野の CFD においては、定常的な解析からより非定常的な解析、そして最終的には飛行試験全体を CFD により解析することが望まれる。飛行試験を模擬するには、航空機離着陸時の空力解析はもちろんのこと、空力弾性といった流体と構造との連成問題や、舵角応答をも考慮する必要がある。航空機の舵角変化時における空力特性変化の正確な見積もりは、航空機の飛行において重要であるが、これまでは舵角を変えて風洞試験を行い、その定常的なデータを元に飛行空力データを作成している。しかしながら、実際には非定常的に変化する舵角面に対する非定常的な空力応答を知る必要があるが、このような状態を風洞試験で計測することは非常に難しく、CFD における解析が求められている。

航空機舵角応答問題解析のためには、複雑形状を取り扱う手法、そして移動・変形する機体・舵面を取り扱う手法が必要となる。流体計算において物体の移動・変形問題を考える上では、物体の変形に伴い格子を移動・変形させる移動格子法が必要である。

複雑物体形状を容易に取り扱うことができる非構造格子を用いた計算において、これまでいくつかの移動格子法が提案されてきている⁽¹⁻⁷⁾。現在一般的に用いられてきている引っ張りバネ系を模擬した移動格子法⁽¹⁾は、物体の移動や変形が大きい場合には容易に格子の重なりや歪みが生じロバスト性が低い。その対処法として一般的には移動格子法に、格子の歪みや重なりが生じた際に格子を再生成する格子再生成法を組み合わせる計算が行われている⁽⁷⁾。しかし、格子再生成には保存則の欠如という問題や、新旧格子間の情報伝達の際に計算コストがかかり、理想的とは言えない。引っ張りばね系を模擬した移動格子法において容易に格子の歪みや重なりが生じるのは、計算格子の要素形状が考慮されていないことがその一因として考えられる。

著者らは非構造四面体計算格子において、要素形状を考慮することにより移動格子法のロバスト性を向上させ、格子再生成法の必要性を減らす方法を提案した⁽⁸⁾。本論文ではその非構造移動格子法を応用し、航空機舵角応答問題を解析するために必要となる手法を構築し、その適用例として航空宇宙技術研究所(NAL)小型超音速実験機の舵角変化に対する空力応答の解析を行い、その手法の有用性及び妥当性を検証する。

2. 非構造空間格子移動法

非構造格子の節点の移動には引っ張りバネ系を模擬した方法⁽¹⁾が最も多く用いられる。この方法では図1に示されるように計算格子上の各節点がそれぞれ引っ張りバネでつながれていると考える。格子点が移動することにより、そのバネには変位により次式のような力が働く。

$$\mathbf{F}_{spring\ ij} = k_{spring\ ij} \Delta \mathbf{x}_{ij} \quad (1)$$

ここで $k_{spring\ ij}$ はバネ定数、 $\Delta \mathbf{x}_{ij}$ は各節点の変位である。通常バネ定数に次式のような辺の長さの逆数を用いる。

$$k_{spring\ ij} = 1/l_{ij} \quad (2)$$

ここで l_{ij} は辺の長さである。この各節点につながるバネにより生じる力を重ね合わせ、次の力の釣り合い式を解くことにより各節点の変位を求める。

$$\sum_{j \in \epsilon_{ij}} \mathbf{F}_{spring\ ij} = 0 \quad (3)$$

ここで $\sum_{j \in \epsilon_{ij}}$ は節点 j を含む辺に関する総和を意味している。この方法ではバネ定数に辺の長さの逆数を用いることにより、辺の長さがゼロになるのを防ぐことができるが、要素形状を考慮していないため、辺同士が交差するのを防ぐことができず、変位が大きい際には格子の重なりを生じる場合がある。

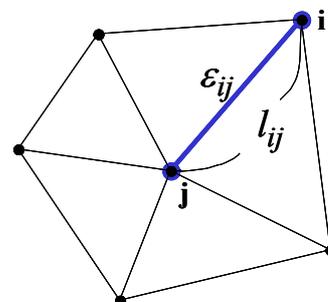


Fig. 1 Spring analogy

そこで本研究ではこの引っ張りバネ系を模擬した移動格子法に、要素形状を考慮した次式の効果を組み合わせる⁽⁸⁾。

$$C_i = \frac{1}{\sin^2 \theta_i} \quad (4)$$

(4)式を用いることにより、三角形要素の内角が 0°や 180°となるのを防ぎ、辺同士が交差し格子が重なることを防止することができる。図 2 に示されるように、三角形面に対してはそれぞれの三辺に対して対角を次の(5)式のようにバネ定数に加える。

$$k_{angleij} = \sum \frac{1}{\sin^2 \theta_k}$$

$$k_{ij} = k_{spring ij} + k_{angleij} \quad (5)$$

三次元問題における四面体計算格子要素に対しては、まず各三角形面においてそれぞれの三辺に対して対角をバネ定数に加える。また図 3 のように四面体要素がつぶれるのを防ぐために、ねじれの位置にある辺を共有する二つの面がなす角をバネ定数に加える。具体的に説明すると図 4 において辺 i-j に関しては面 k-l-i と面 k-l-j のなす角 $\theta_{kli-klj}$ を辺 i-j に関するバネ定数に加える。

また、引っ張りバネのバネ定数に物体壁面からの距離を用いた関数を使用し、物体近傍のバネ定数を大きく設定することにより物体近傍の格子移動・変形を減らし、計算精度低下の防止を図る。

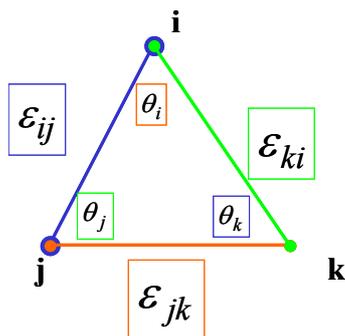


Fig. 2 Determination of spring coefficients at a triangle

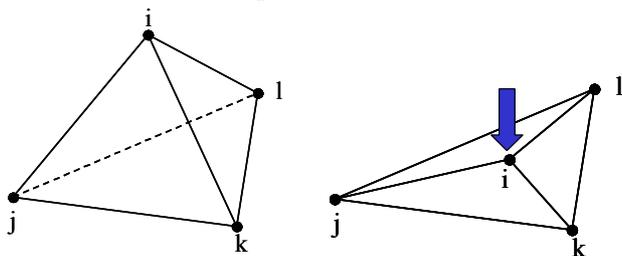


Fig. 3 Squashed mesh

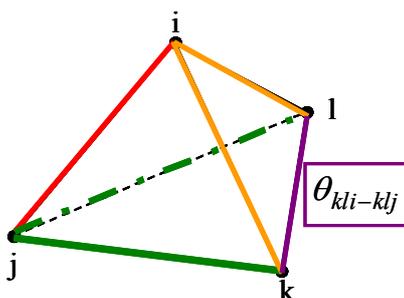


Fig. 4 Determination of spring coefficients at a tetrahedron

3. 非構造表面格子移動法

今回計算を行う NAL 小型超音速実験機では水平尾翼全体が縦方向の舵面として動くが、その舵角変化時における計算格子の取り扱いが問題となる。機体胴体と水平尾翼の間を少し空け計算格子を移動させる場合、隙間の小さな格子が移動格子法を適用する際につぶれた要素となり、大きく舵角を変化させることが難しい。そこで本計算では胴体と尾翼の間に隙間は作らず、水平尾翼が機体胴体の表面に沿って舵角を変えたと仮定し、機体胴体の表面格子も移動させることにより水平尾翼の角度変化を行い、そのロバスト性を向上させる。しかしながら、胴体のような 3 次元曲面において直接表面格子を移動させるのは困難であるため、図 5 に示されるように 3 次元曲面を 2 次元空間に写像⁽⁹⁾、その 2 次元空間で移動格子法を適用する著者らにより提案された表面格子移動格子法⁽⁸⁾を用いる。

図 6 に示された NAL 小型超音速実験機の計算格子に対して適用し、以下にその手順を示す。

- (1) 必要領域の表面格子を抽出 (図 7(a))
- (2) 表面の曲面に沿った規則的なパッチ格子を作成(図 7(b))
- (3) 表面格子とパッチ格子との間の位置関係の内挿情報を構築
- (4) パッチ格子を 2 次元パラメータ空間へ写像 (図 8(a))
- (5) (3)で構築した内挿情報を用い、写像されたパッチ格子に基づいて 3 次元表面格子を 2 次元パラメータ空間に写像 (図 8(b))
- (6) 2 次元パラメータ空間で格子移動を行い、内挿情報を再構築 (図 9)
- (7) 移動した格子を 3 次元空間に戻す (図 10)

図 11 に最終的な計算格子を示す。このように本手法を用いることにより、非定期的に変化する舵角を取り扱うことが容易になる。

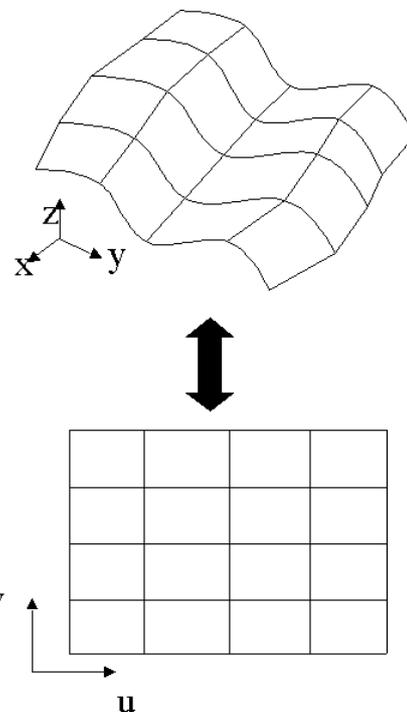
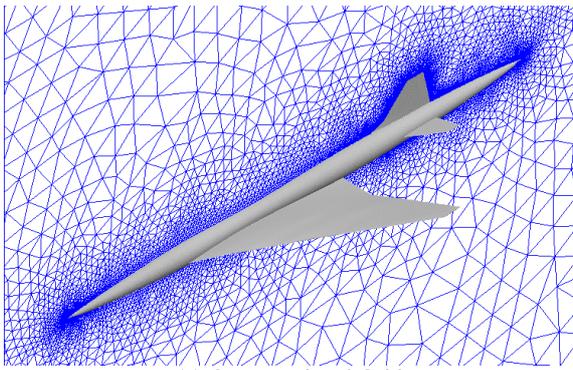
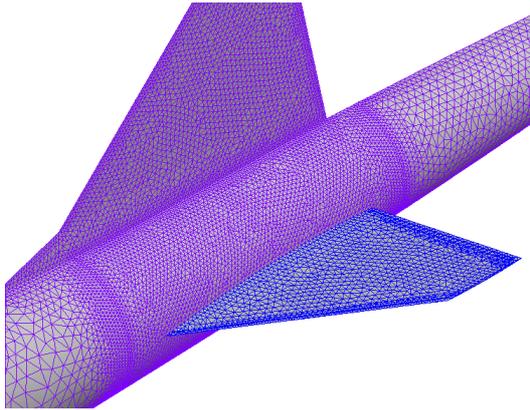


Fig. 5 Mapping of surface

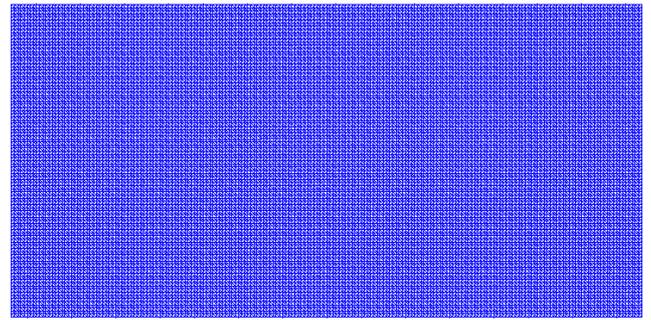


(a) Computational Grid

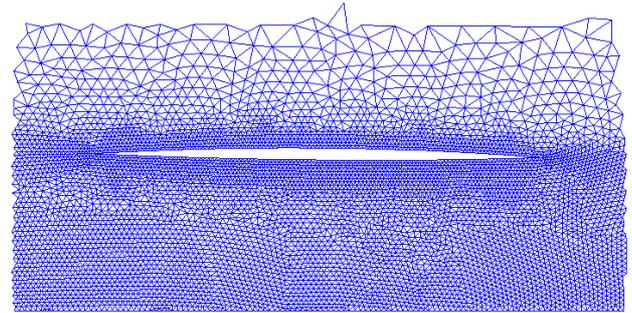


(b) Close-up view near the horizontal tail wing

Fig. 6 Computational grid of an experimental supersonic airplane of the National Aerospace Laboratory of Japan

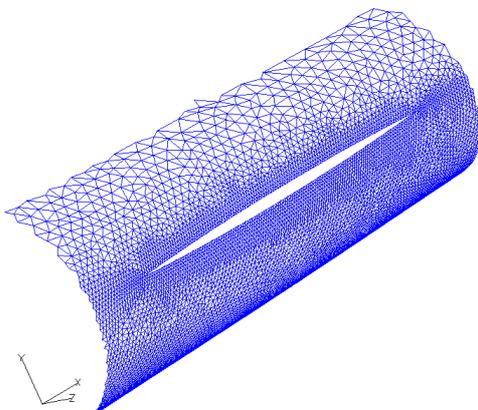


(a) Surface grid

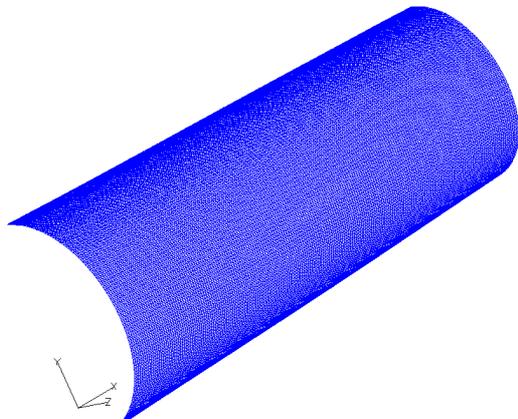


(b) Patch grid

Fig. 8 Grids transformed to the two-dimensional parameter domain



(a) Three-dimensional surface grid



(b) Three-dimensional patch grid

Fig. 7 Surface grid cut out near the horizontal tail wing and its patch

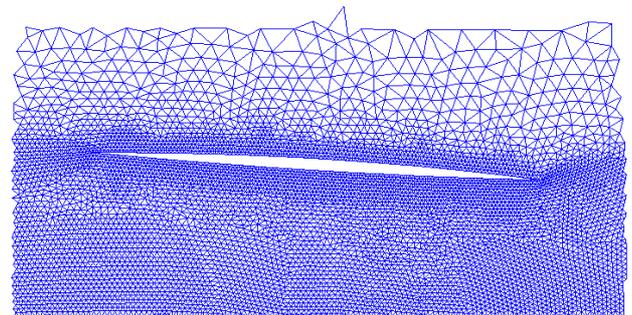


Fig. 9 Grid moved on a parameter domain

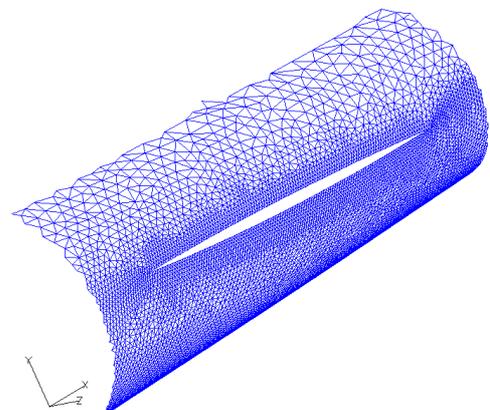
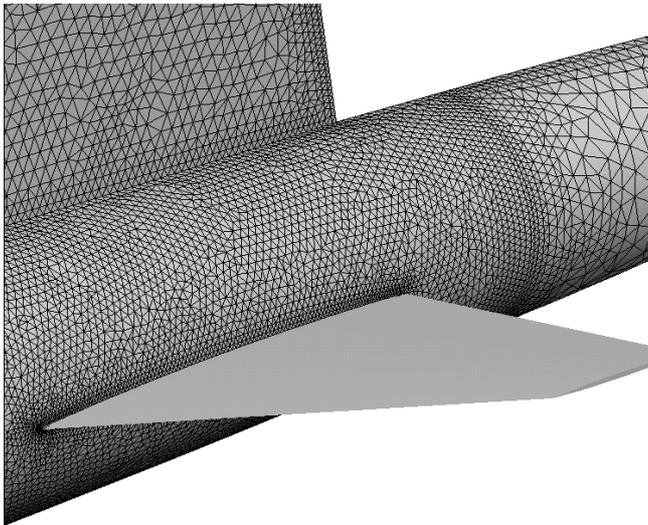
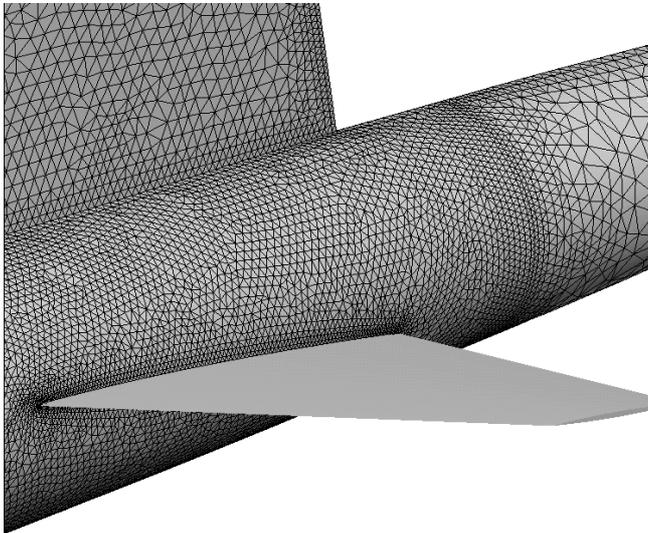


Fig. 10 Grid transformed back to the three-dimensional surface



(a) Before grid movement



(b) After grid movement

Fig. 11 Surface grid movement: Close-up views near the horizontal tail wing

4. 数値計算方法

本計算では支配方程式として3次元オイラー方程式を用い、セル節点有限体積法によって離散化し、形状融通性に優れた非構造格子^(10,11)上で解く。流束の評価にはHLLW法⁽¹²⁾を用いる。時間積分にはLU-SGS陰解法⁽¹³⁾を用いる。

5. 計算結果

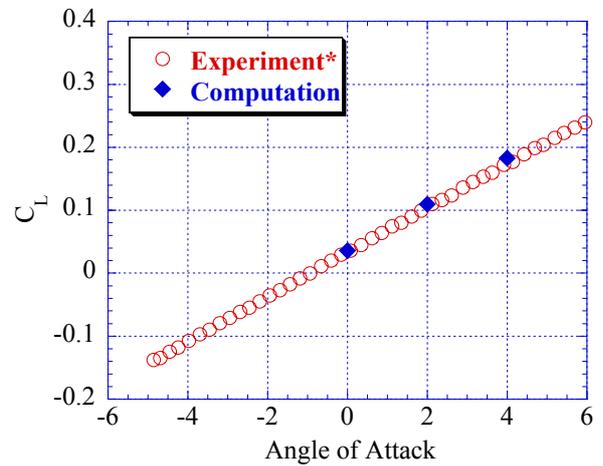
本手法をNAL小型超音速実験機の舵角応答数値シミュレーションへ適用した。本論文では本手法の有効性及び妥当性を検証するために、風洞試験と同様に迎え角及び舵角を変化させ、定常計算を行い実験結果と比較を行った。主流マッハ数は $M_\infty = 2.0$ とした。実験結果はNAL小型超音速実験機空力グループに提供していただいた結果である。

図12(a)と図12(b)に水平尾翼を舵面として用いた舵角を0度固定し、迎え角を変化させた際の揚力係数及びピッチングモーメント係数の変化を示す。迎え角が大きくなるにつれてピッチングモーメントにおいて実験結果と計算結果の差が少し大きくなるが、良い一致を示している様子が分かる。

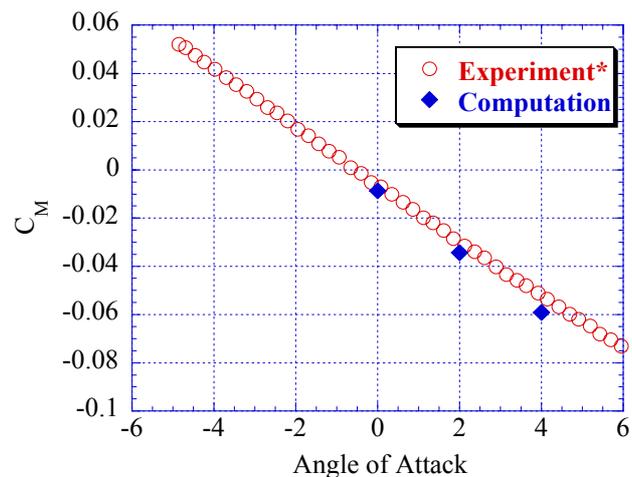
次に迎え角を固定し、舵角を変化させた際の結果を示す。

図13(a)に迎え角0度、水平尾翼の舵角0度における等マッハ線図と図13(b)に迎え角を4度、水平尾翼の舵角を-5度に変化させたときの等マッハ線図を示す。本手法を用いることにより、機体姿勢角及び水平尾翼の舵角を適切に変化させることができている様子が分かる。図14に舵角の変化に対する揚力係数及びピッチングモーメント係数の変化を示す。この図により、この範囲における迎え角・舵角では、揚力係数及びピッチングモーメント係数が舵角に応じ線形的に変化している様子が分かる。迎え角4度においては、舵角0度においても実験結果と計算結果に差があり、そのため全体的に揚力係数は大きく、ピッチングモーメント係数は小さくなっているが、実験結果と計算結果の舵の効きはほぼ一致している様子が分かる。これらの結果により定常状態における本手法の妥当性が示された。

これまでこのような舵角を変えた計算を行う際には、舵角を変えるごとにユーザーが形状再定義及び表面格子作成を行い、さらに空間格子を新たに作成する必要がある、形状再定義、表面格子及び空間格子生成に少なくとも約2時間必要であった。一方、本手法を用いることにより、約5~10分程度で自動的に、かつ適切に形状を変化させることができ、効率よく解析を行うことが可能となった。



(a) Lift coefficients



(b) Pitching moment coefficients

Fig. 12 Variations of the lift coefficients and pitching moment coefficients by angle of attack

* by courtesy of the aerodynamic group of NAL's scaled experimental SST project

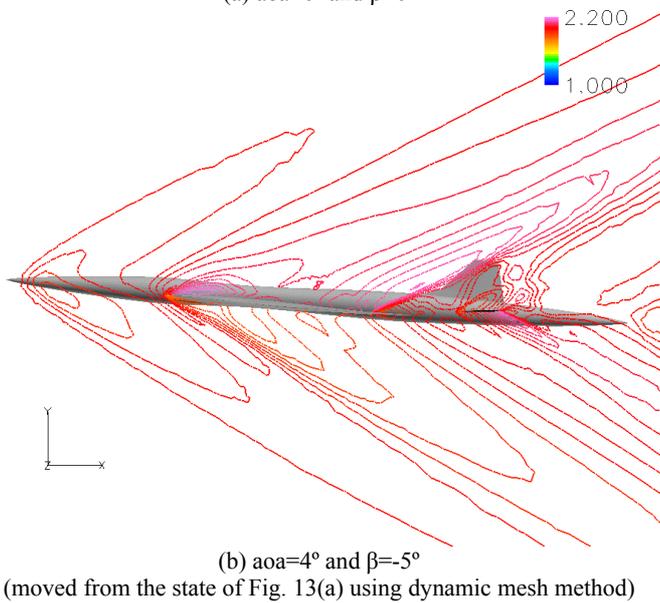
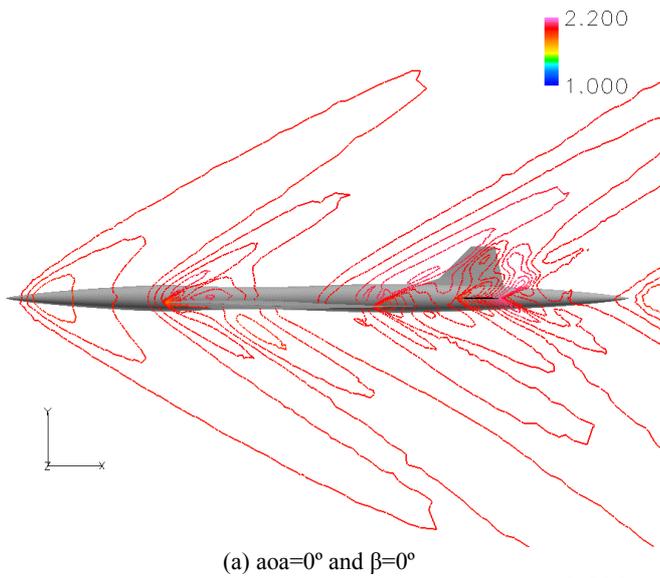


Fig. 13 Computational results: Contours of Mach number ($M_\infty=2.0$) aoa : angle of attack, β : deflection angle of the horizontal tail wing

6. 結論

航空機舵角応答問題を解析するために必要となる手法を構築し、航空宇宙技術研究所(NAL)小型超音速実験機の舵角変化に対する空力応答の解析を行った。定常計算による風洞試験データとの比較において、揚力係数及びピッチングモーメント係数に関して計算結果と実験結果は良い一致を示し、本手法の妥当性が検証された。また、本手法により、容易で効率的な舵角応答問題解析を行うことができることが示された。

謝辞

本研究を行うにあたって NAL 小型超音速実験機空力グループの方々に風洞試験データを提供していただき、研究に関する御助言、御協力をしていただきました。ここに深く感謝の意を表します。

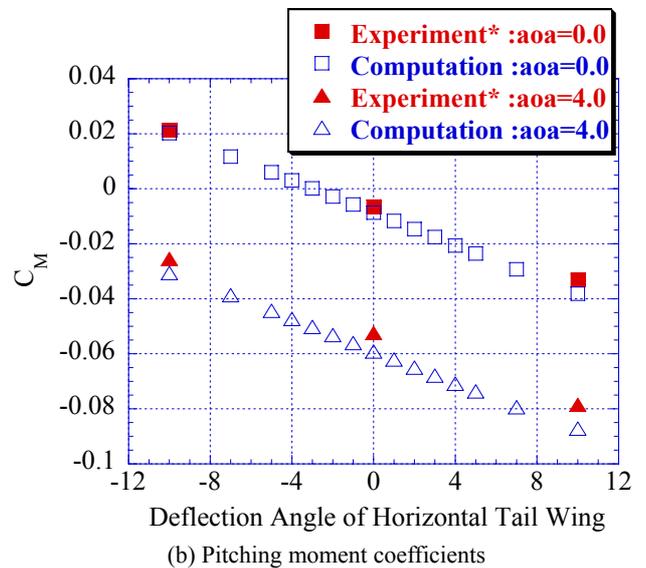
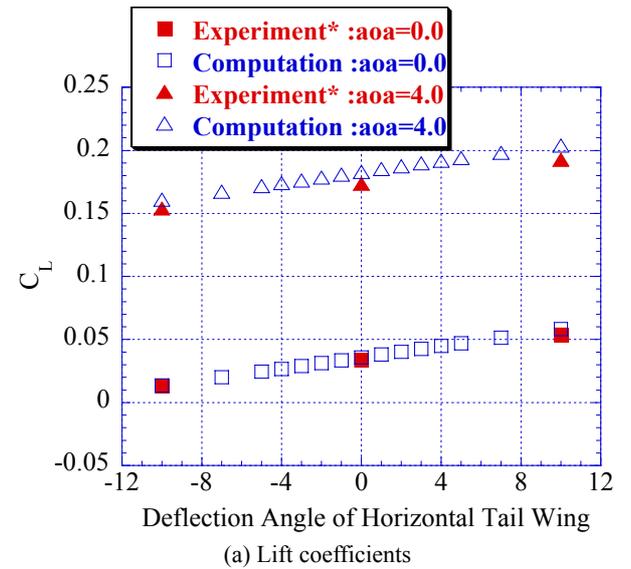


Fig. 14 Variations of the lift coefficients and pitching moment coefficients by the deflection angle of the horizontal tail wing * by courtesy of the aerodynamic group of NAL's scaled experimental SST project

参考文献

- (1) Batina, J. T., "Unsteady Euler Algorithm with Unstructured Dynamic Mesh for Complex-Aircraft Aerodynamic Analysis," *AIAA Journal*, Vol. 29, No.3, pp.327-333, 1991.
- (2) Venkatakrisnan, V. and Mavriplis, D. J., "Implicit Method for the Computation of Unsteady Flows on Unstructured Grids," AIAA Paper 95-1705-CP, 1995.
- (3) Crumpton, P. I. and Giles, M. B., "Implicit Time Accurate Solutions on Unstructured Dynamic Grids," AIAA Paper 95-1671-CP, 1995.
- (4) Tezduyar, T. E., "Finite Element Methods for Flow Problems with Moving Boundaries and Interfaces," *Archives of Computational Methods in Engineering*, Vol. 8, No. 2, pp. 83-130, 2001.
- (5) Farhat, C. Degand, C. Koobus, B. and Lesoinne, M., "An Improved Method of Spring Analogy for Dynamic Unstructured Fluid Meshes," AIAA Paper 98-2070.
- (6) Zeng, D. and Ethier C. R., "A Semi-Torsional Spring Analogy

- Model for Updating Unstructured Meshes,” Proceedings of 9th Annual Conference of the CFD Society of Canada, 2001.
- (7) Löhner, R., Yang, C., Baum, J. D., Luo, H., Pelessone, D., and Charman, C., “The Numerical Simulation of Strongly Unsteady Flows With Hundreds of Moving Bodies,” *Int. J. Num. Meth. Fluids* 31, pp.113-120, 1999.
 - (8) Murayama, M., Nakahashi, K., and Matsushima, K., “Unstructured Dynamic Mesh for Large Movement and Deformation,” AIAA Paper 2002-0122, 2002. (to appear in AIAA)
 - (9) Morgan, K., Peraire, J., and Peiro, J., “Unstructured Grid Methods for Compressible Flows,” AGARD-R-787, 1992.
 - (10) Ito, Y. and Nakahashi, K. “Direct surface triangulation using stereolithography (STL) data,” AIAA Paper 2000-0924, January 2000 (to appear in AIAA Journal).
 - (11) Sharov, D. and Nakahashi, K., “Hybrid Prismatic/Tetrahedral Grid Generation for Viscous Flow Applications,” *AIAA Journal*, Vol. 36, No.2, pp.157-162, 1998.
 - (12) Obayashi, S. and Guruswamy, G. P., ”Convergence Acceleration of an Aeroelastic Navier-Stokes Solver,” AIAA Paper 94-2268, 1994.
 - (13) Sharov, D. and Nakahashi, K., “Reordering of Hybrid Unstructured Grids for Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel Computations,” *AIAA Journal*, Vol.36, No.3, pp.484-486, 1998.