

移動格子を適用した任意多面体非構造圧縮性 ソルバーによる振動翼解析

葛生和人, 北村圭一, 藤本圭一郎, 嶋英志
宇宙航空研究開発機構

Oscillating Wing Simulation using Arbitrary Polyhedra Unstructured Compressible Flow Solver combined with Moving Grid System

by
Kazuto Kuzuu, Keiichi Kitamura, Keiichiro Fujimoto, Eiji Shima
JAXA

ABSTRACT

We newly introduced a moving grid system for LS-FLOW, which is a finite volume compressible flow solver applied to unstructured meshes including arbitrary polyhedra. Using this solver, we show some numerical results of a oscillatory wing. Calculated airfoil is NACA0012, which oscillates according to periodic pitching movement around 1/4-chord line. Applied reduced frequencies are 0.04, 0.08 and 0.10, and free stream conditions are $M_\infty = 0.75$, $Re = 5.5 \times 10^6$. Results are compared with existing experimental data, and it was confirmed that the present solver can provide correct estimation of aerodynamic characteristics in moving grid system.

1. はじめに

JAXA 情報計算工学センター (JEDI)では、これまで、航空機・宇宙輸送機の設計に迅速に対応できる次期基盤 CFD 解析ツールとして、直交・物体適合ハイブリッド非構造格子生成ツール (LS-GRID) と任意多面体非構造圧縮性ソルバー (LS-FLOW) の開発に取り組んできた¹⁾²⁾。特に、LS-FLOW に関しては、ロバスト性の向上、低マッハ数流れへの対応、非定常大規模剥離への対応など幅広い実用性を目指しており、すでに、新たな数値流束スキーム

(SLAU, SLAU2) や再構築手法 (GLSQ) の開発³⁾⁴⁾⁵⁾、前処理付き陰解法、DES/DDES などの導入⁶⁾⁷⁾を実施している。それらの性能評価、検証結果についてはそれぞれの参考文献を参照されたい。また、本解析ツールを用いた次期固体ロケットの空力特性解析の結果もすでに報告しており⁸⁾、設計開発ツールとしての実績も上がりつつある。

本研究では、上記解析ツールのさらなる実用性の向上を目指し、圧縮性ソルバーLS-FLOW に新たに移動格子を導入した。本論文では移動物体の非定常空力特性解析ツールとしての性能評価を報告する。解析対象はNACA0012振動翼の非定常空力特性とし、既存の実験結果との比較検証を行った。

2. 解法

本解析において使用した非構造圧縮性ソルバーLS-FLOWの数値計算手法と移動格子導入に伴うソルバーの拡張方法について述べる。

LS-FLOWは、直交・物体適合ハイブリッド非構造格子への対応を前提とした任意多面体非構造圧縮性ソルバーであり、支配方程式は3次元非定常圧縮性Navier-Stokes方程式

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V Q dV + \oint_S F^e(Q) dS = \oint_S F^v(Q) dS \quad (1)$$

に基づいている。空間離散化にはセル中心有限体積法を適用している。ここで、 Q は保存量ベクトル、 $F^e(Q)$ 、 $F^v(Q)$ は非粘性流束ベクトル、粘性流束ベクトルである。

時間刻みの離散化には3点後退差分近似、

$$V_i \frac{3Q_i^{n+1} - 4Q_i^n + Q_i^{n-1}}{2\Delta t} + \sum_{k \in N(i)} (\bar{F}_{ik}^e - \bar{F}_{ik}^v) dS_k = 0 \quad (2)$$

を採用し、時間発展陰解法にはLU-SGS法を用いている。ここでサフィックス*i*はセル*i*、*k*は隣接セル*k*、 V_i はセル*i*の体積、 dS_k はセル*i*-*k*の境界面積、 \bar{F} は数値流束である。

また、LS-FLOWは乱流モデルとしてRANS系のBaldwin-Lomax (BL)モデル⁹⁾、Spalart-Allmaras (SA) モデル¹⁰⁾、さらに非定常流れの解析を目的としてDES/DDES乱流モデル¹¹⁾を実装している。ここではDDESモデルを適用した。その他、本解析では数値流束として非粘性項にSLAU³⁾、粘性項にWangの方法¹²⁾、再構築のための勾配計算法はGreen-Gauss法、勾配制限関数にVenkatakrishnan¹³⁾などを採用した。

次に、移動格子の導入について述べる。

本研究では、従来のソルバーの支配方程式(1)に代えて移動座標系を考慮した3次元非定常圧縮性Navier-Stokes方程式

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V Q dV + \oint_S (F^e(Q) - Q \mathbf{v}_g \cdot \mathbf{n}) dS = \oint_S F^v(Q) dS \quad (3)$$

を導入している。ここで \mathbf{v}_g は面要素*dS*の移動速度である。なお、本解析における移動格子の定義は格子全体が並進または回転するものに限定し、格子自体の変形は伴わないものとした。したがって、(3)式第一項の体積要素変化分はここでは省略する。

(3)式を有限体積法に基づいて離散化すると、

$$V_i \frac{\partial Q_i}{\partial t} + \sum_{k \in N(i)} (\bar{F}_{ik}^e - (Q \mathbf{v}_{gn})_{ik}) dS_k = \sum_{k \in N(i)} \bar{F}_{ik}^v dS_k \quad (4)$$

さらに、保存量の線形化を考慮して、

$$D \Delta Q_i^n + \frac{1}{2} \sum_{k \in N(i)} [\bar{F}_{ik}^e(Q_k^n + \Delta Q_k^n) - \bar{F}_{ik}^e(Q_k^n) - \lambda_{ik} \Delta Q_k^n - 2v_{gn} \Delta Q_k^n] dS_k = - \sum_{k \in N(i)} [\bar{F}_{ik}^e(Q_k^n) - \bar{F}_{ik}^v(Q_k^n) - v_{gn} Q_k^n] dS_k \quad (5)$$

を得る。ここで、

$$D = \frac{V_i}{\Delta t} + \frac{1}{2} \sum_{k \in N(i)} \lambda_{ik} dS_k \quad (6)$$

である。

なお、物体面上の速度境界条件は、壁面隣接セル流速 \mathbf{u}_v 、バーチャルセル（壁面内）流速 \mathbf{u}_v 、物体面要素の移動速度 \mathbf{v}_g とすると、非粘性スリップ条件：

$$\mathbf{u}_v = \mathbf{u} - 2(\mathbf{u} - \mathbf{v}_g)_{\perp} \cdot \mathbf{n} \quad (7)$$

粘性ノンスリップ条件：

$$\mathbf{u}_v = -\mathbf{u} + 2\mathbf{v}_g \quad (8)$$

で与えられる。

解析条件は Landon らの実験⁽¹⁴⁾で採用された NACA 0012 翼型のピッチング振動実験条件に合わせて、Reynolds 数 5.5×10^6 、一様流マッハ数 $M_{\infty} = 0.75$ とし、1/4 翼弦長まわりに迎角、

$$\alpha = \alpha_m + \alpha_0 \sin(\omega t) \quad (8)$$

の周期振動を行うものとした。特に、ここでは振動振れ角 $\alpha_0 = 2.5^\circ$ 、中心迎角 $\alpha_m = 0^\circ, 1^\circ, 2^\circ$ 、無次元振動数 $k = \omega c / 2U_{\infty} = 0.04, 0.08, 0.10$ としている。計算格子は、翼型まわりの O 型構造系メッシュを非構造セルデータとして扱った 6 面体セルメッシュ (47520 セル) を採用し、外部境界を半径 20c 円 (c =翼弦長)、スパン方向計算領域を 0.1c、最小格子幅 $\delta w = 2.5 \times 10^{-7}c$ とした。なお、側面境界は鏡面对称条件としている。翼型付近のメッシュ構造概要を図 1 に示す。

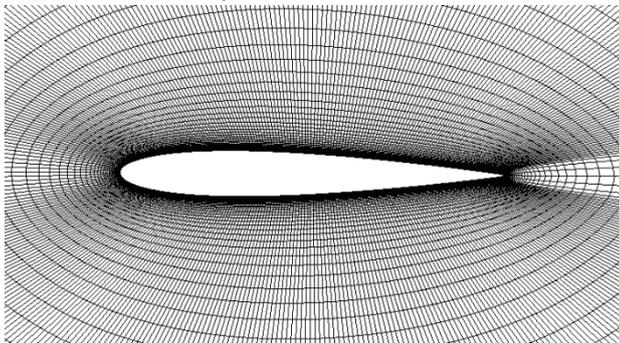


図 1 翼型周りメッシュ構造

3. 結果および考察

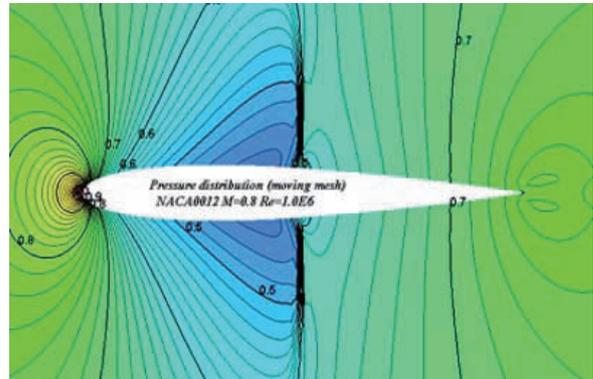
3. 1 移動座標系解析の検証

まず、移動座標系解析の検証として計算格子を一様流速度で移動させる解析を実施し、固定座標系での従来の解析結果との比較を行った。解析条件は、迎角 0° として遷音速条件 ($M_{\infty} = 0.8, Re = 1.0 \times 10^6$) による解析と、低マッハ数条件 ($M_{\infty} = 0.01, Re = 1.0 \times 10^6$) による解析の 2 ケースを行った。なお、低マッハ数解析では、通常の LU-SGS と同様に前処理付き LU-SGS 陰解法にも移動格子としての計算処理を施している。

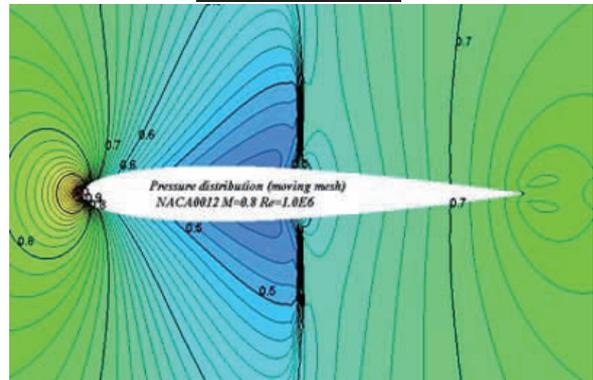
図 2-(a),(b)は遷音速条件 ($M_{\infty} = 0.8, Re = 1.0 \times 10^6$) における翼まわり圧力分布を示したものである。それぞれ固定座標系 (一様流速 $M_{\infty} = 0.8$) の計算結果と移動座標系 (格子移動速度 $M = -0.8$) での計算結果である。図 3 は翼面上の圧力分布を示している。いずれの結果からも固定座標系、移動座標系で一致した値を得ていることが確認できる。これらの結果から移動格子導入による計算精度への影響は少ないとみてよい。

次に、低マッハ数条件 ($M_{\infty} = 0.01, Re = 1.0 \times 10^6$) での解析結果を図 4-(a),(b)および図 5 に示す。遷音速条件

と同様に、固定座標 (一様流速 $M_{\infty} = 0.01$ 条件) の計算結果と移動座標 (格子移動速度 $M = -0.01$ 条件) での計算結果を比較している。これらの結果から前処理付き LU-SGS 陰解法でも、移動格子導入による計算精度への影響は少ないと見なせる。



(a) 固定座標系解析



(b) 移動座標系解析

図 2 翼型周り圧力分布 ($M_{\infty} = 0.8$)

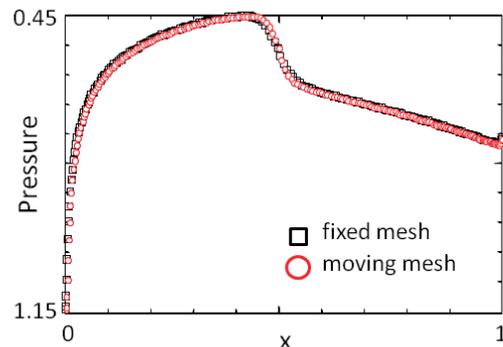
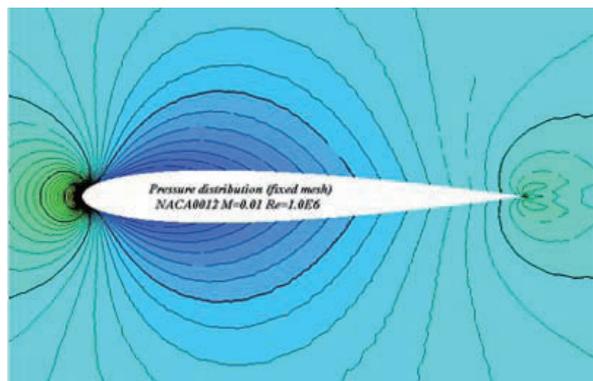
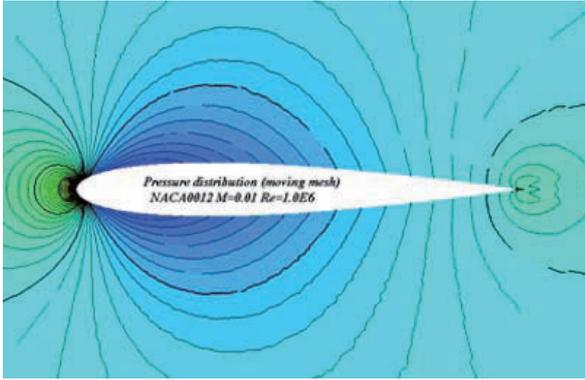


図 3 翼面上圧力分布 ($M_{\infty} = 0.8$)



(a) 固定座標系解析



(b) 移動座標系解析

図 4 翼型周り圧力分布 ($M_\infty = 0.01$)

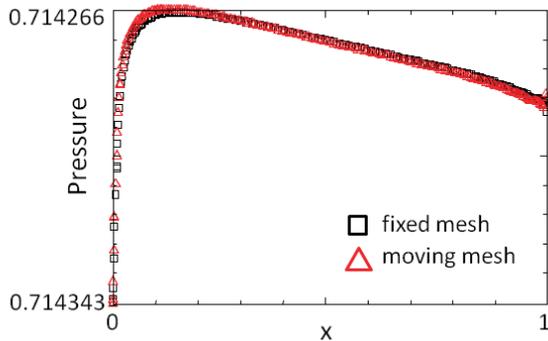


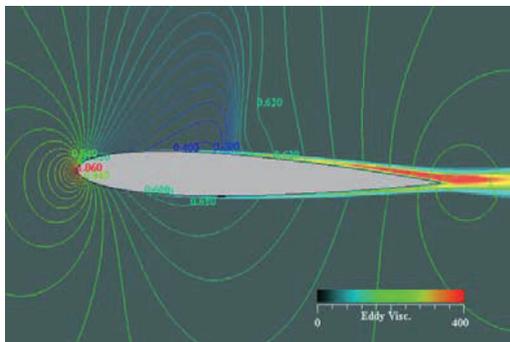
図 5 翼面上圧力分布 ($M_\infty = 0.01$)

3. 2 振動翼解析

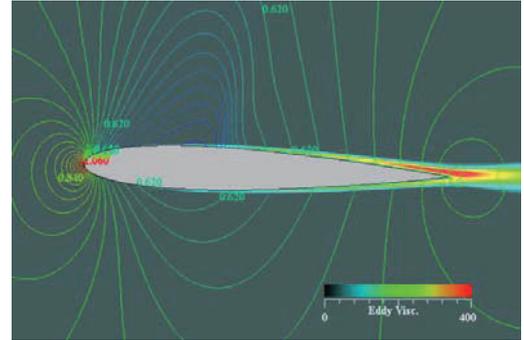
振動翼解析における代表的な流れ場の計算結果を示す。

図 6-(a)(b)、図 7-(a)(b)は、一様流マッハ数0.75、Reynolds 数 5.5×10^6 、迎角 2.12° と 4.33° のときの固定翼（定常値）と振動翼（迎角増大時の瞬間値）の流れ場の圧力分布と渦粘性分布を示したものである。このときの振動条件は振動振れ角 2.5° 、中心迎角 2° 、無次元振動数0.04である。

図から明らかなように参照している迎角での翼面上の流れ場は、非定常運動の特性を反映して固定翼の場合と振動翼の場合で異なっているのがわかる。いずれの迎角の場合も大規模な剥離は伴っていないものの、振動翼の方が衝撃波の生成が若干遅れぎみであり、それに伴い衝撃波後方での剥離の発生や渦粘性の発達の遅れも認められる。

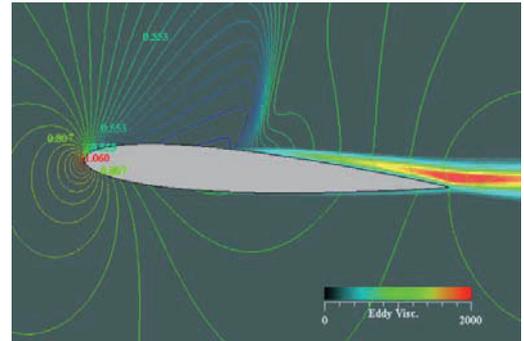


(a) 固定翼

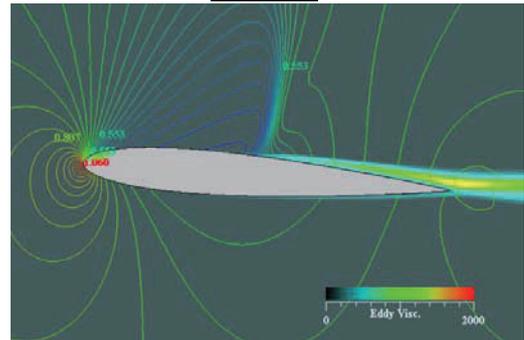


(b) 振動翼

図 6 圧力、渦粘性分布 ($\alpha = 2.12^\circ$)



(a) 固定翼



(b) 振動翼

図 7 圧力、渦粘性分布 ($\alpha = 4.33^\circ$)

次に、異なる振動条件での非定常空力特性の解析結果を示す。

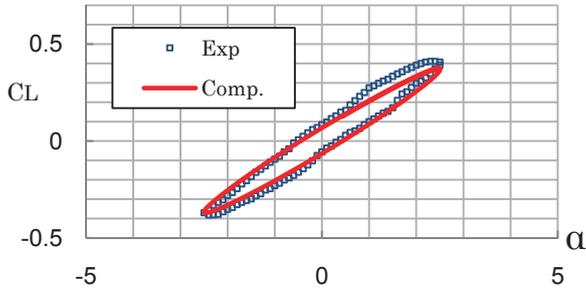
解析条件は表 1 示す通り無次元振動数、中心迎角をそれぞれ 3 ケースとした計 9 ケースである。各ケースの振動特性の計算結果は Landon らによる実験結果¹⁴⁾と比較した。

表 1 解析ケース（振動数と中心迎角）

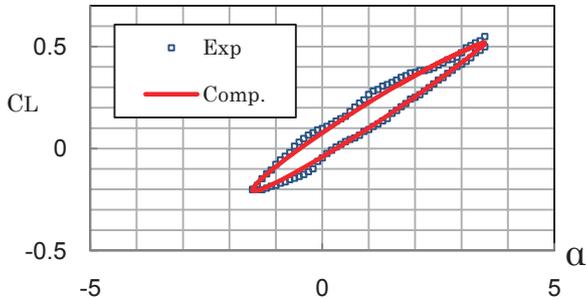
無次元振動数 \ 中心迎角	中心迎角		
	0°	1°	2°
0.04	Case I	Case II	Case III
0.08	Case IV	Case V	Case VI
0.10	Case VII	Case VIII	Case IX

最初に、揚力係数 CL の動的特性を示す。図 8 (Case I ~IX) に示した通り、全体的には実験結果と良好な一致を示しており、迎角の増加、減少に伴う空力特性変化の位相的ずれも、本解析結果がよく追従していることが分かる。

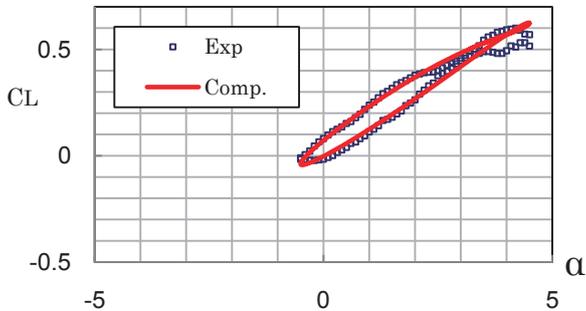
また、中心迎角 2° での実験データから明らかであるが、低振動数 ($k = 0.04$)、高迎角時 (最大迎角 4.5° 付近) においては衝撃波剥離による失速とその動的な遅れから生ずる CL 軌跡の反転が認められ (Case III)、それが高振動数 ($k = 0.08, 0.10$) になるに従い失速回避の傾向 (Case VI, IX) へとつながっている。グラフから明らかなように、計算結果もそれらの傾向を再現しており、振動翼の特徴的な動的特性の 1 つが捉えられていると言える。



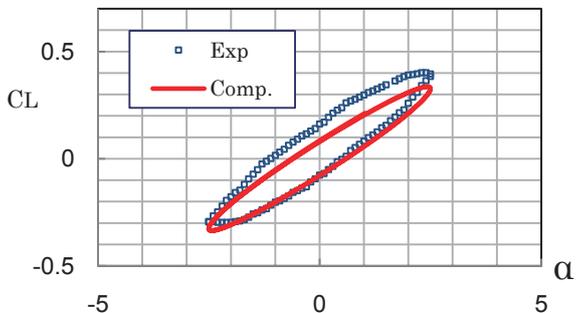
Case I



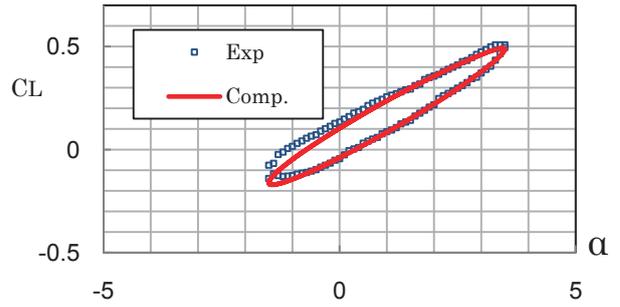
Case II



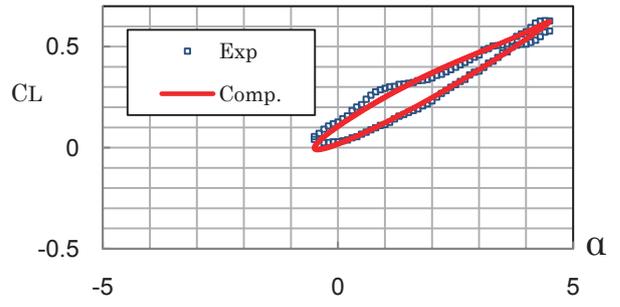
Case III



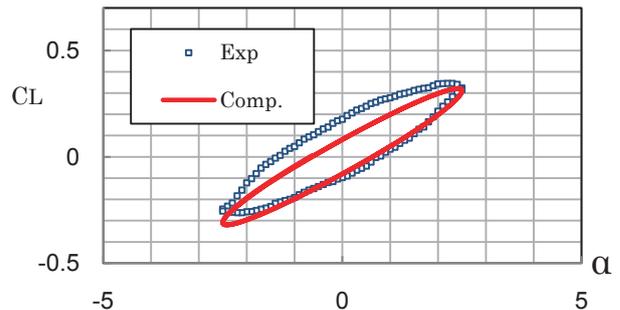
Case IV



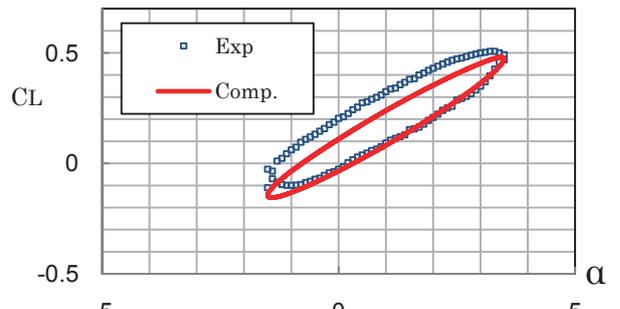
Case V



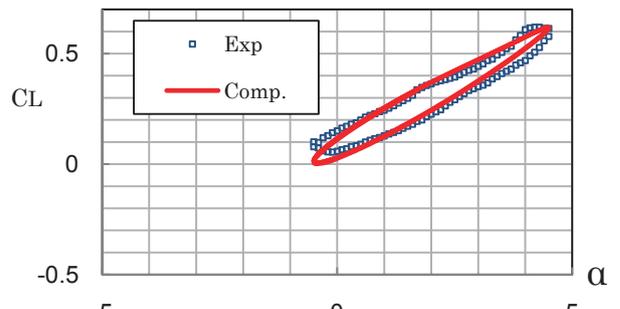
Case VI



Case VII



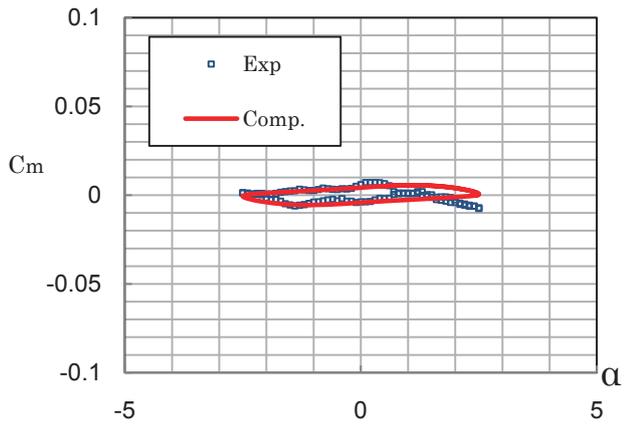
Case VIII



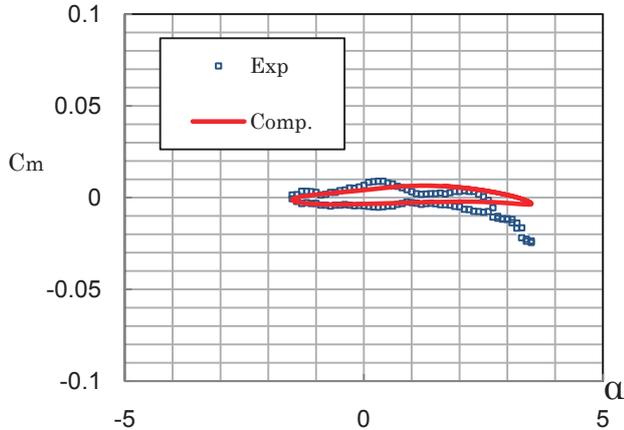
Case IX

図 8 迎角変化に伴う揚力の非定常特性

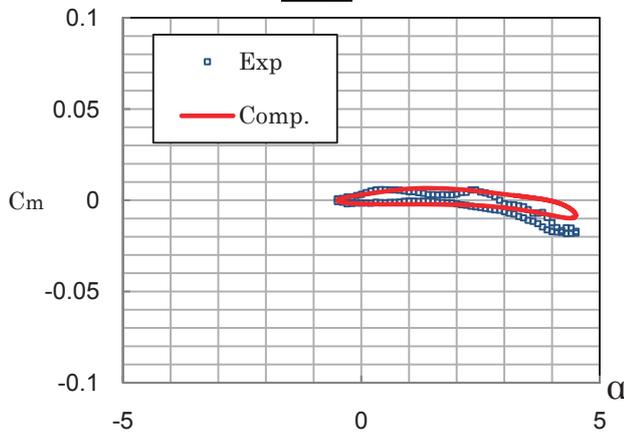
次に、モーメント係数 C_m の非定常特性を図 9 (Case I ~IX) に示す。モーメント係数に関しては小迎角 ($\alpha = -2^\circ \sim +2^\circ$) においては位相的な遅れを含めてその動的特性を定量的にも良く捉えていることがわかる (Case I, IV, VII)。しかし、高迎角の範囲 ($\alpha > +2^\circ$) では非定常的なモーメント特性の変化を定性的な傾向としては捉えているものの、定量的な一致までには至らなかった。本解析条件での翼型のモーメント係数は翼前縁の負圧ピークへの立ち上がりや衝撃波捕獲位置に対する感度が高く、本解析ではそれらの精度誤差が C_m 値に大きく影響していると推測される。それぞれの精度に関しては、メッシュ解像度の影響を含めさらなる検討が必要となるであろう。



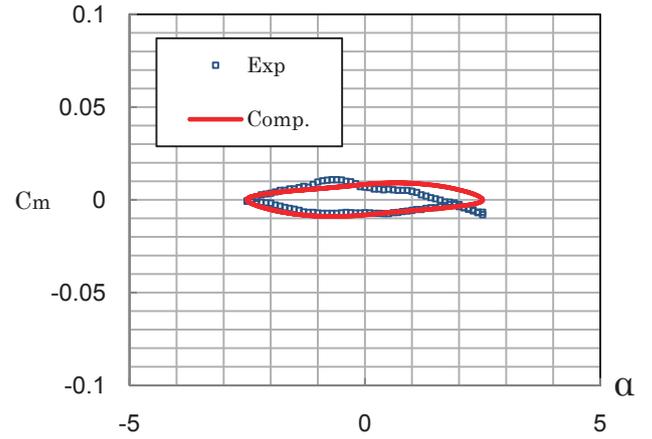
Case I



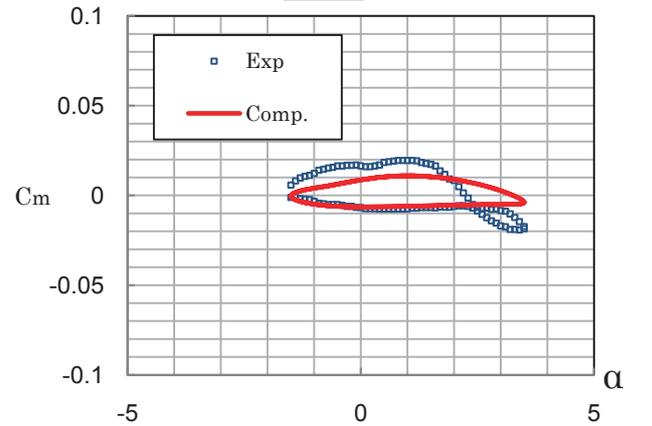
Case II



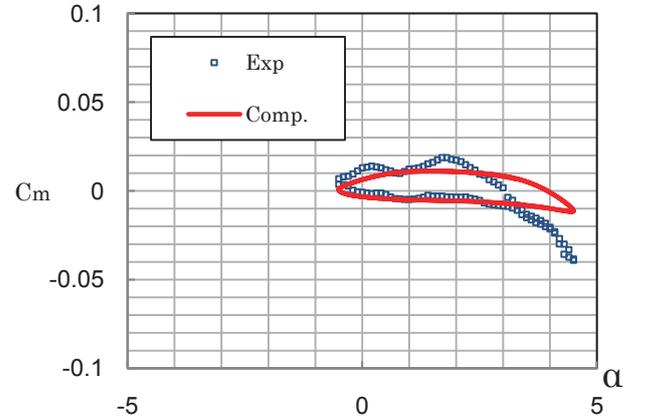
Case III



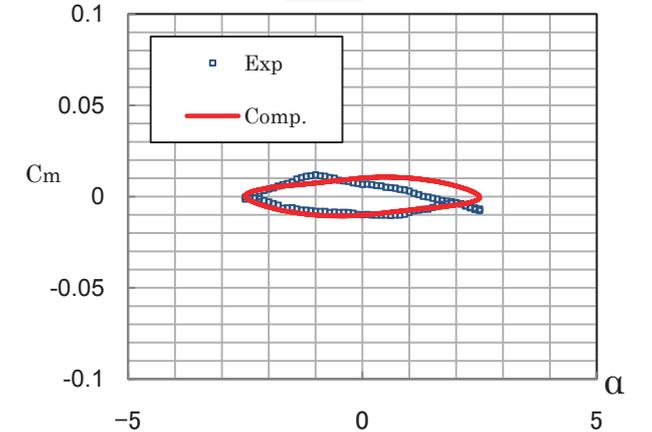
Case IV



Case V



Case VI



Case VII

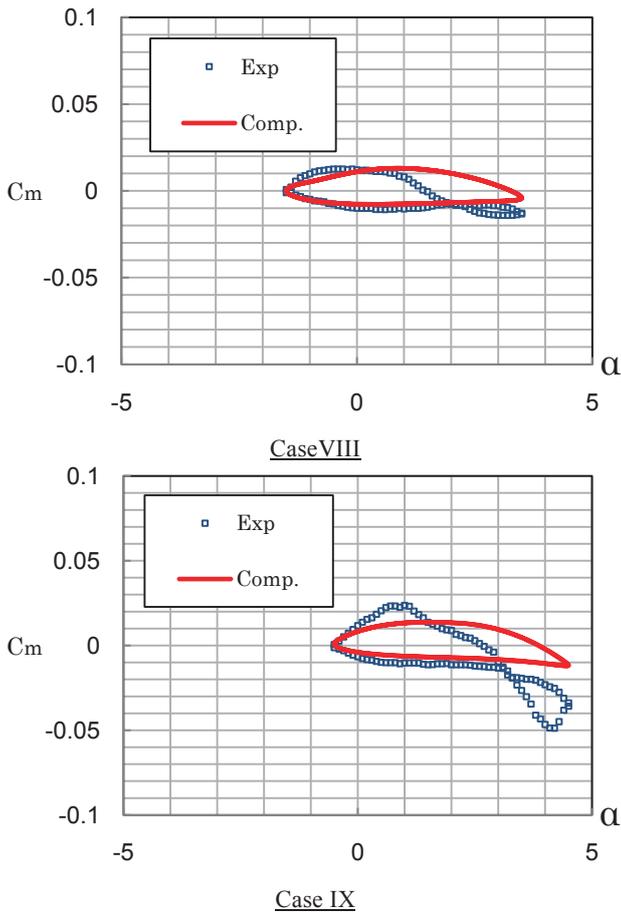


図9 迎角変化に伴うモーメントの非定常特性

4. 結論

任意多面体非構造圧縮性ソルバーLS-FLOWに移動格子を導入し、NACA0012翼型を対象とした振動翼解析を通して、移動座標系非定常解析ツールとしての性能評価を行った。

実験データと比較した結果、振動翼の空力特性値の位相遅れ、動的失速特性など、本解析ツールが特徴的な非定常現象を再現しうることを確認した。ただし、モーメント特性に関しては、高迎角付近での特性値の定量的な一致までには至らなかった。今後は、前縁付近の負圧ピークへの立ち上がりや衝撃波捕獲位置の精度など、メッシュ解像度の影響を含めて検討する必要があるだろう。

参考文献

- 1) Fujimoto, K., and Fujii, K., "Study on the Automated CFD Analysis tools for Conceptual Design of Space Transportation Vehicles," FEDSM 2007-37128, Proc. 5th ASME/JSME Joint Fluid Engineering Conference, San Diego, California, July 2007.
- 2) Fujimoto, K., and Fujii, K., "Optimization-based Robust Feature Preserving Technique for Body-fitted Cartesian Grid Method," 10th International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Field Simulations (CD-ROM), Crete, Greece, September, 2007.
- 3) 嶋, "AUSM 族全速度スキームと前処理付き陰解法," 第22回数値流体力学シンポジウム, C7-4 (2008).
- 4) 北村,嶋,"SLAU法の改良による衝撃波不安定/振動の回避," 平成21年度衝撃波シンポジウム,19-A-1-3, 2010.
- 5) 嶋,北村,葛生,藤本,"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, E4-4 (2009).

- 6) Kitamura, Fujimoto, Shima, "Performance of Low-Dissipation Euler Fluxes and Preconditioned Implicit Schemes in Low Speeds," AIAA 2010-1272 (2010).
- 7) 葛生,北村,藤本,嶋,"直交・物体適合ハイブリッド非構造格子ソルバーにおけるDES,DDESの適用とその評価について," 第23回数値流体力学シンポジウム, A2-4 (2009).
- 8) 北村,藤本,野中,入門,福添,葛生,嶋,"次期固体ロケット空力特性についての風洞試験と数値解析," 2009年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2009.
- 9) Baldwin, and Lomax,"Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows," AIAA 78-257 (1978).
- 10) Spalart, Allmaras, "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," AIAA 92-0439 (1992).
- 11) Spalart, Jou, Strelets, and Allmaras, "Comments of the Feasibility of LES for Wings, and on a Hybrid RANS/LES Approach," Advances in DNS/LES, 1st AFOSR Int. Conf. on DNS/LES, (1997).
- 12) Wang, "A Quadtree-based adaptive Cartesian/ Quad grid flow solver for Navier-Stokes equations," Computers and Fluids, Vol.27, (1998), pp.529-549.
- 13) Venkatakrishnan, "Convergence to Steady State Solutions of the Euler Equations on Unstructured Grids with Limiters," Journal of Comp. Phys., Vol. 118, 1995, pp.120-130.
- 14) Landon, "Compendium of Unsteady Aerodynamic measurements: NACA0012 Oscillatory and Transient Pitching," AGARD Report, 702 (1982).