

ヘリコプタの流れ場解析におけるSLAUスキームの適用

田辺安忠, 齊藤 茂 (宇宙航空研究開発機構)
大谷一平 (東京ビジネスサービス)

Application of SLAU Scheme to Helicopter CFD

by
Yasutada Tanabe and Shigeru Saito (JAXA)
Ippei Otani (Tokyo Business Service Co., Ltd)

Abstract

The flowfield around a helicopter is generally very complicated. Unsteady flow regions where the dominant flow velocities ranging from the very slow to the transonic co-exist, cause computational difficulties for numerical schemes without pre-conditioning treatment. An efficient and robust all-speed scheme SLAU is incorporated into a moving overlapping grids approach and a new CFD code named rFlow (rotor Flow solver) is developed. Comparisons and validations of the new CFD code are performed and advantageous results are obtained. The capability of this new code is shown with samples of complicated flowfields around rotary wings.

1. はじめに

ヘリコプタはそのすぐれた飛行能力から、救急救難などの場面でますます多く使われるようになってきているが、その運用を阻害する要因としては騒音問題がよく挙げられる。また、乗り心地も一般的に振動が大きいといわれている。特に飛行状態によって、騒音の発生とともに振動も大きくなる傾向にある。これら騒音と振動の発生する主な空力的な原因としては、回転するブレードの後流と別のブレードが干渉することで、ブレード表面の圧力変化が激しく、空力荷重もそれに従って大きく変動することが挙げられる。よって、回転翼の空力騒音や振動を改善するためには、その発生メカニズムの詳細な解明が不可欠であり、実験手法とともに、CFDによる流れ場の解明も重要な手段として期待されている。

しかしながら、固定翼の一般的な流れ場と比較して、回転翼周りの流れ場においては、低速から遷音速までの流域が併存し、また、ロータ・ブレードが回転しながら、弾性変形を伴い、複雑な非定常運動を行っている[1,2]。そのため、低速から遷音速領域にわたって解析精度が保証できる全速度型数値計算スキームが望まれる。嶋によって提案されたSLAUスキーム[3,4]は在来JAXAのヘリコプタのCFDコードで用いてきたSHUSスキーム[5]をベースに修正したものであり、導入が容易で、また、嶋が示したように優れた安定性と堅牢性が保証できること[3,4]から、本研究で採用することにした。さらに、数値解法についても、より安定性が高く、計算効率にも利点があるDual time-stepping法[6]を採用し、有限体積法に基

づく定式化で、GCLを完全に満たせるようにした。移動重合格子法で移動変形するブレード格子と直交背景格子間で情報を交換しながら非定常計算を進めているが、各格子での計算においては、MPIによる自動計算領域分割で並列化している。また、領域間での情報交換量を少なくするため、DP-LUR解法[7]を用いた。新しく開発されたコードはrFlow (rotor Flow solver)と呼ばれ、単独胴体[8]や、ホバリング中のロータ[9]、ロータと胴体との干渉問題[10]などについて解析を行い、実験結果との比較などを通じて検証を行った結果について報告する。

2. 計算手法

移動変形する格子系において、時間と共に体積 $V(t)$ と境界 $S(t)$ が変化する計算セルに注目すると、Euler方程式は以下のALE (Arbitrary Lagrangian-Eulerian)形式で記述できる[11]。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{V(t)} \mathbf{U} dV + \int_{S(t)} \mathbf{F} \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad \text{--- (1)}$$

ここで、

$$\mathbf{U} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho \mathbf{v} \\ \rho e \end{pmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{pmatrix} (\mathbf{v} - \dot{\mathbf{x}}) \cdot \mathbf{n} \rho \\ (\mathbf{v} - \dot{\mathbf{x}}) \cdot \mathbf{n} \rho \mathbf{v} + p \mathbf{n} \\ (\mathbf{v} - \dot{\mathbf{x}}) \cdot \mathbf{n} \rho e + p \mathbf{v} \cdot \mathbf{n} \end{pmatrix}$$

\mathbf{v} は流れの速度ベクトルで、 $\dot{\mathbf{x}}$ は移動セル境界の速度ベクトル、 \mathbf{n} は境界に垂直で外部向けの単位ベクトルである。 ρ は空気の密度、 p は空気の圧力、 e は比全エネルギーである。完全気体においては、状態方程式

$p = (\gamma - 1)\rho(e - \frac{1}{2}\mathbf{v} \cdot \mathbf{v})$ が成り立ち、空気の場合は、 $\gamma = 1.4$ である。

式(1)を有限体積法で離散化し、時間刻みが Δt のとき、セル i について、以下の時間進行2ステップの陰解法スキームを得ることができる。

$$\frac{V_i^{n+1}\mathbf{U}_i^{n+1} - V_i^n\mathbf{U}_i^n}{\Delta t} + (1 - \alpha)\mathbf{R}_i^{n+1} + \alpha\mathbf{R}_i^n = 0 \quad \text{--- (2)}$$

ここで、 $\alpha = 0$ のときは一次時間精度の後退Euler法で、

$\alpha = 1/2$ のときは二次時間精度のCrank-Nicolson法となる。

また、 $\mathbf{R}_i = \sum_{j \in N(i)} \tilde{\mathbf{F}}_{ij} s_{ij}$ で定義され、 $N(i)$ はセル i

に隣接するセル群を表し、 s_{ij} はセル i とセル j が接する境

界面積で、 $\tilde{\mathbf{F}}_{ij}$ はセル i からセル j への数値流束である。数

値流束については、さまざまなものが提案されているが、今回は全速度領域で使用できるSLAUスキーム[3]を移動格子へ適用できるように拡張を行い、使用した。また、式(2)はDual-time stepping法で各time stepで収束解を得られるようにLU-SGS、またDP-LURなどの解法を用いた。

さらに、GCL (Geometry Conservation Law)を満足するために、境界面積 ij が時間ステップ n から $n+1$ の間における移動速度は以下のように求めた：

$$\begin{aligned} (v_n)_{ij}^{n+1/2} &= [\dot{\mathbf{x}} \cdot \mathbf{n}]_{ij}^{n+1/2} = \left(\frac{V_i^{n+1} - V_i^n}{\Delta t} \right)_{ij} \left/ \left((1 - \alpha)s_{ij}^{n+1} + \alpha s_{ij}^n \right) \right. \\ \left(\frac{V_i^{n+1} - V_i^n}{\Delta t} \right)_{ij} \left/ \left((1 - \alpha)s_{ij}^{n+1} + \alpha s_{ij}^n \right) \right. &= \frac{\Delta V_{ij}^{n+1/2}}{\Delta t \left((1 - \alpha)s_{ij}^{n+1} + \alpha s_{ij}^n \right)} \quad \text{--- (3)} \end{aligned}$$

ここで、 $\Delta V_{ij}^{n+1/2}$ は境界面積 s_{ij} が時間ステップ n から $n+1$ の間にスイープした体積である。

回転翼機的全機解析に適した重合格子系として図1に示すように、外部直交背景格子、内部直交背景格子を設け、内部格子としては任意ブレード枚数の主ロータと尾部ロータの2系統の回転翼を想定し、さらに固定の胴体格子を設置できるようにした。

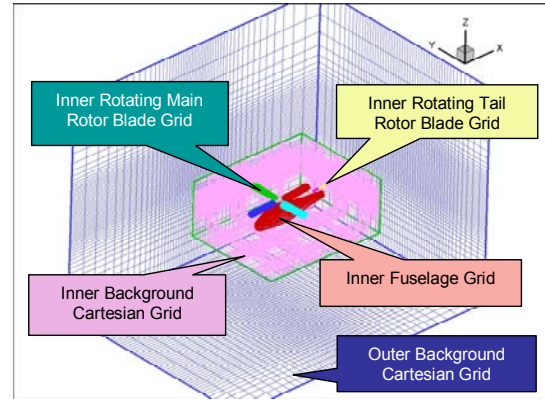
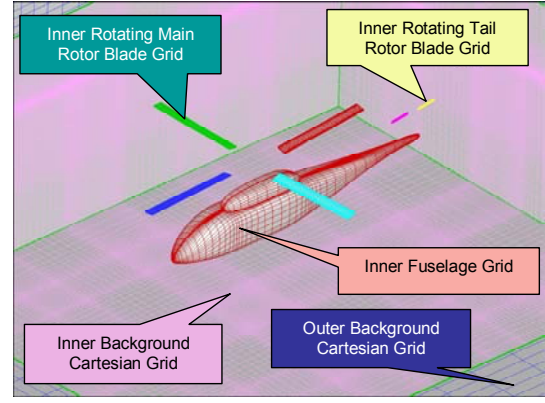


図1 回転翼機的全機計算重合格子例

重合する格子間のデータ交換はTrilinear補間法を用いた。

3. SLAUスキームの移動格子への拡張

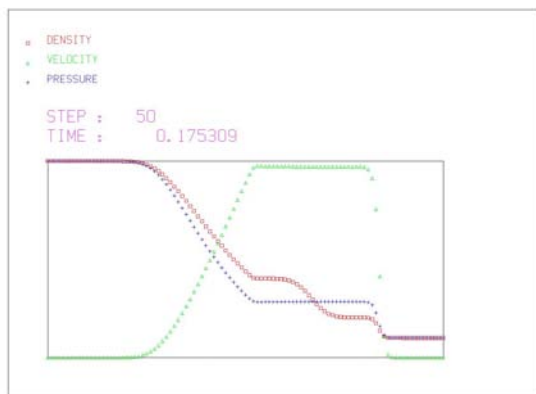
MUSCLなどの手法（本研究では4次精度のFCMT[12]を採用）で高精度に再構築された移動するセル境界の左 ($L, +$) と右 ($R, -$) の値を用いて、AUSM族に属するSLAUスキームの数値流束関数は以下のように表記される：

$$\tilde{\mathbf{F}} = \frac{\dot{m} + |\dot{m}|}{2} \Phi^L + \frac{\dot{m} - |\dot{m}|}{2} \Phi^R + \tilde{p}\mathbf{N} \quad \text{--- (4)}$$

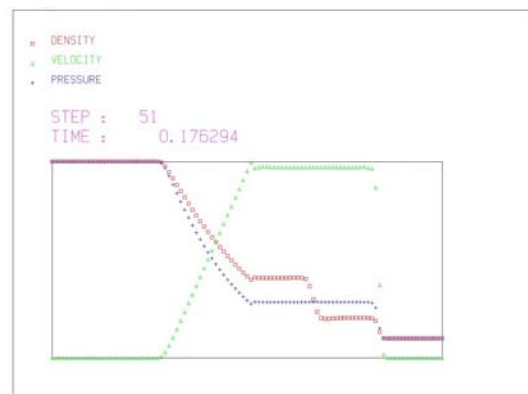
ここで、

$$\Phi = \begin{pmatrix} 1 \\ u \\ v \\ w \\ h \end{pmatrix}, \quad \text{移動格子では } \mathbf{N} = \begin{pmatrix} 0 \\ x_n \\ y_n \\ z_n \\ v_n \end{pmatrix},$$

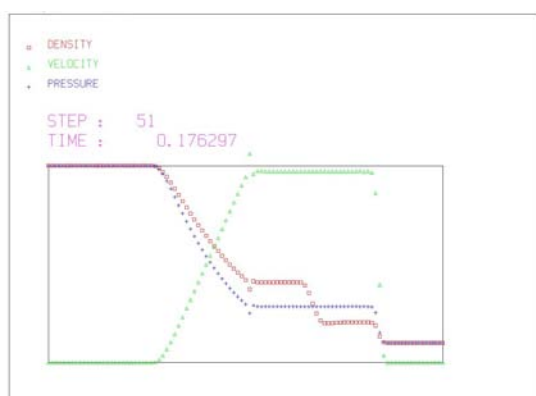
$$\text{また、 } h = (e + p) / \rho \quad \text{--- (5)}$$



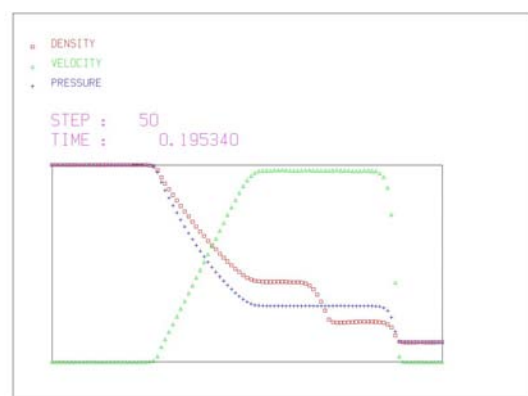
(a) Harten&Yee TVD(2nd)



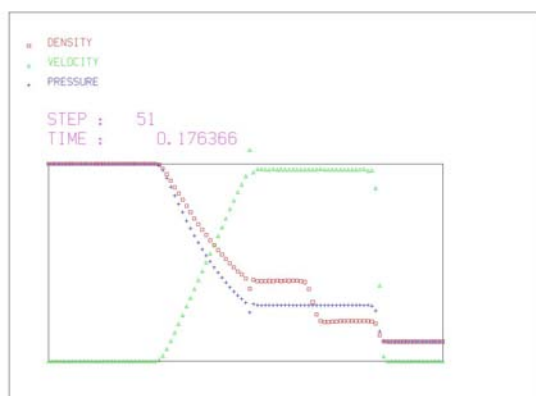
(d) SHUS+FCMT (4th)



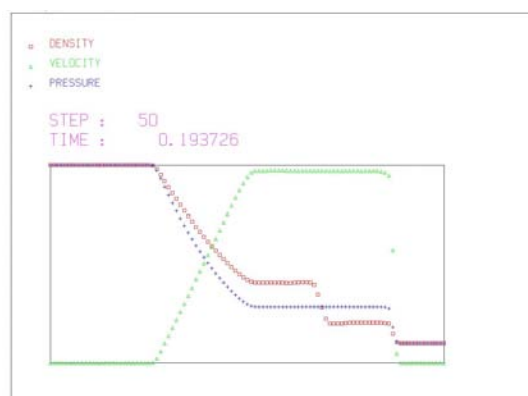
(b) MUSCL (3rd)



(e) SLAU+MUSCL+Albada Limiter (2nd)



(c) FCMT (4th)



(f) SLAU+FCMT (4th)

図2 圧力比10の衝撃波管内流れ

$$V_n = x_n u + y_n v + z_n w \quad \text{--- (6)}$$

と定義し、

$$\begin{aligned} \tilde{p} = & \frac{p^L + p^R}{2} + \frac{\beta^+ - \beta^-}{2} (p^L - p^R) \\ & + (1 - \chi)(\beta^+ + \beta^- - 1) \frac{p^L + p^R}{2} \quad \text{--- (7)} \end{aligned}$$

ここで、

$$\beta^\pm = \begin{cases} \frac{1}{4} (2 \mp M^\pm) (M^\pm \pm 1)^2, & |M^\pm| < 1 \\ \frac{1}{2} (1 + \text{sign}(\pm M^\pm)), & \text{otherwise} \end{cases} \quad \text{--- (8)}$$

$$M^+ = \frac{V_n^L - v_n}{\bar{c}}, \quad M^- = \frac{V_n^R - v_n}{\bar{c}} \quad \text{--- (9)}$$

$$\chi = (1 - \hat{M})^2 \quad \text{--- (10)}$$

$$\hat{M} = \min \left(1.0, \frac{1}{\bar{c}} \sqrt{\frac{(V_n^L - v_n)^2 + (V_n^R - v_n)^2}{2}} \right) \quad \text{--- (11)}$$

\hat{M} は移動境界に垂直な速度成分のみを考慮しており、オリジナルの定義式[3,4]と異なっていることを特記したい。質量流束は文献[4]に合わせ、

$$\dot{m} = \frac{1}{2} \left\{ \rho^L (V_n^L + |\bar{V}_n|^+) + \rho^R (V_n^R - |\bar{V}_n|^-) - \frac{\chi}{\bar{c}} \Delta p \right\} \quad \text{--- (12)}$$

$$|\bar{V}_n|^\pm = (1 - g) |\bar{V}_n|^+ + g |V_n|^\pm \quad \text{--- (13)}$$

$$g = -\max(\min(M^+, 0), -1) \cdot \min(\max(M^-, 0), 1) \quad \text{--- (14)}$$

$$|\bar{V}_n| = \frac{\rho^L |V_n|^+ + \rho^R |V_n|^-}{\rho^L + \rho^R} \quad \text{--- (15)}$$

$$\Delta p = p^R - p^L \quad \text{--- (16)}$$

$$\bar{c} = \frac{1}{2} (c^L + c^R) \quad \text{--- (17)}$$

となる。

4. 在来スキームとの比較と検証

(1) 衝撃波管問題

単純に10倍の圧力比の高圧室と低圧室の隔壁を瞬時に取り除いた場合に発生する衝撃波の流れを考え、全体の分割数100、CFL=0.8で、4 stages Runge-Kutta法で

計算し、在来よく用いられてきた種々のTVDスキームによる結果との比較を図2に示した。SLAU+FCMTで構成した空間4次精度のスキームは衝撃波と接触面の不連続面を鋭く捉えており、膨脹波の前方にはCarbuncleの発生もなく、膨脹波による速度の増加もほぼ線形的に再現できており、一番理論解に近い形の解が得られていた。

(2) NACA0012翼周りの流れ

一様流のMach数が小さいときの数値スキームの挙動を調べるため、図3に示すようなNACA0012翼型周りの単独格子を用いて、陽解法でHarten&YeeのTVD、SHUS+FCMTとSLAU+FCMTの比較を行った。

図4に示すように、TVD及びSHUSスキームのケースではCd値がそれぞれMach数0.3及び0.1辺りから発散し始めているが、SLAUスキームのほうはMach数0.005までCd値がゼロに漸近し、安定しており、全速度領域にわたり誤差の小さい解が期待できることが分かる。

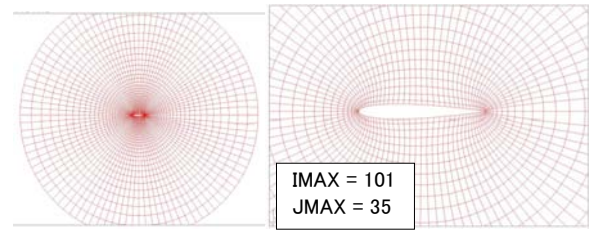
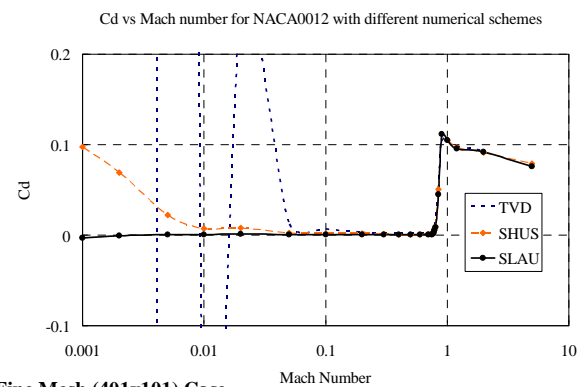


図3 NACA0012翼型周りの単独格子例



Fine Mesh (401x101) Case

図4 Euler解によるNACA0012翼型の圧力抵抗

5. 回転翼流れ場の計算例

SLAU+FCMTスキームをベースにした空間4次精度のrFlowコードは低Mach数における単独胴体[8]、ホバリング中のロータ[9]、及びロータと胴体との干渉問題

[10]についてテスト計算をしてみた。

図5はROBIN[8]というNASAで定義した一般的なヘリコプタ胴体形状が $M_\infty = 0.062$ 、迎角0度時の表面上の圧力分布を示す。図6はX/R=0.4669断面における圧力係数の比較を示しており、他の断面においても、計算値と実験値がよい一致をした。

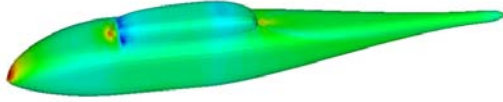


図5 ROBIN単独胴体の表面圧力分布
(迎角0deg, $M_\infty = 0.062$)

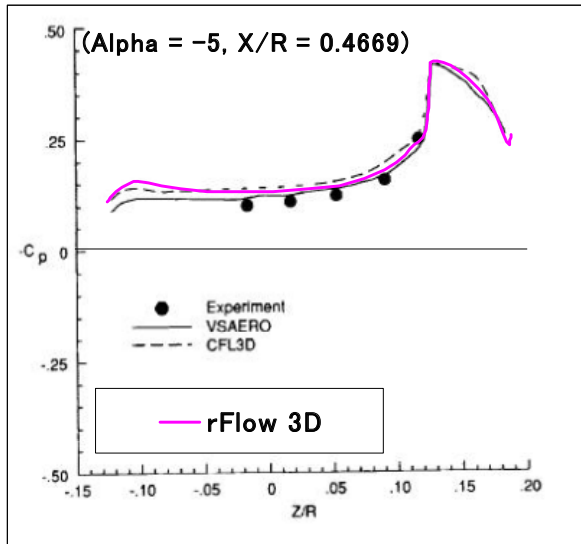


図6 ROBIN単独胴体の表面圧力分布比較[8]
(迎角0deg, $M_\infty = 0.062$)

図7はNASAで行ったCaradonnaら[9]の実験条件に基づく計算結果で、翼端渦の軌跡から分かるように、渦の減衰が小さく、下流において渦輪が徐々に崩壊している様子を捉えている。また、図8にブレード上面の圧力分布を示しているが、翼端部の細かい変化もよく捕らえられている。

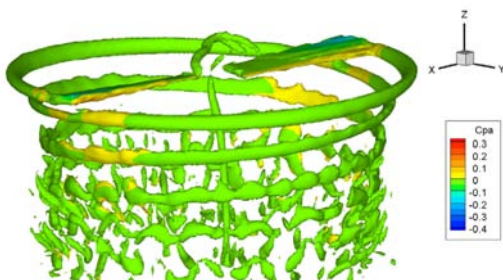


図7 ホバリング中のロータ[9]周りの渦度分布

($M_{tip} = 0.612$, $\theta_f = 8\text{deg}$)

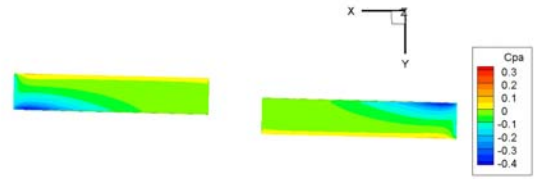


図8 ホバリング中のロータ[9]ブレード上面の圧力分布
($M_{tip} = 0.612$, $\theta_f = 8\text{deg}$)

図9は前出のROBIN胴体の上に4枚のロータをおいた場合に起こるロータと胴体との干渉の様子で、図10にロータ・ブレードが胴体の上に来たときに胴体表面の圧力が局所的に大きく変化する様子を示している。

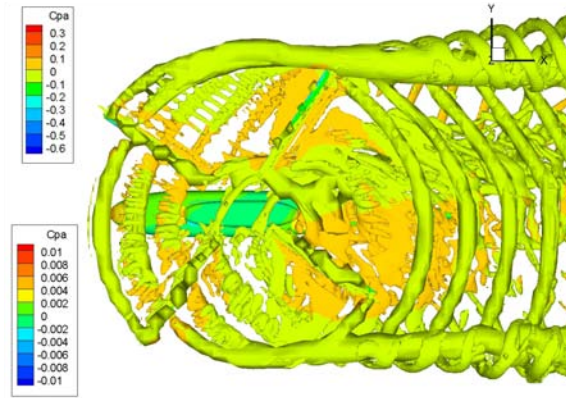


図9 ロータと胴体の干渉[10]における翼端渦の軌跡
($M_\infty = 0.088$, $M_{tip} = 0.55$, $C_T = 0.0063$)

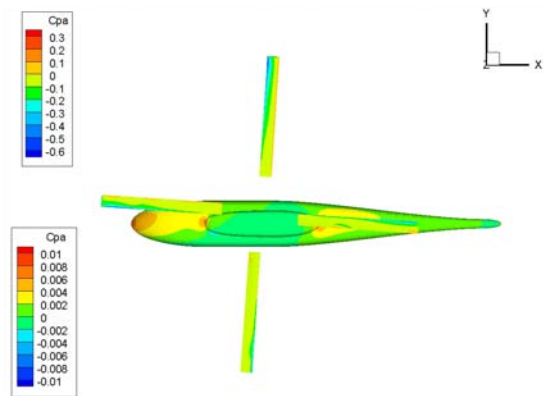


図10 ロータと胴体との干渉[10]における表面圧力分布
($M_\infty = 0.088$, $M_{tip} = 0.55$, $C_T = 0.0063$)

6. まとめ

回転翼機全機周りの流れ場における広い速度範囲の共存、非定常運動と弾性変形などの特性を考慮した移動重合格子法のCFDコード‘rFlow’を開発した。SLAUスキームを移動変形格子系へ拡張し、Dual-time stepping手法による陰解法で効率的な非定常解析を可能にした。衝撃波管、翼周りの流れなどについて検証計算を行い、在来の計算スキームよりも高精度で安定性に優れていることが明らかになった。また、回転翼機周りの流れ場について試験計算を行い、高い解析能力を有することが示された。

参考文献

- [1] Tanabe, Y., and Saito, S., “A Simple CFD/CSD Loose Coupling Approach for Rotor Blade Aeroelasticity,” 33rd European Rotorcraft Forum, Kazan, Russia, September 11-13, 2007.
- [2] Y. Tanabe and S. Saito, An integrated analyses code with CFD/rotor dynamics coupling developed in JAXA, AHS Specialists’ Conference on Aeromechanics, January 23-25, 2008.
- [3] 嶋英志、低マッハ数で誤差の小さい圧縮性CFD手法について、第40回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2008 (2008)。
- [4] 嶋英志、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 (2008)。
- [5] Shima, E., and Jounouchi, T., “Role of CFD in Aeronautical Engineering (No.14) - AUSM Type Upwind Schemes - ,” NAL SP-34, 1999, pp.7-12.
- [6] L.P. Zhang and Z.J. Wang, A block LU-SGS implicit dual time-stepping algorithm for hybrid dynamic meshes, Computers & Fluids, Vol.33, pp.891-916, 2004.
- [7] M.J. Wright, G.V. Candler and M. Prampolini, Data-Parallel Lower-Upper Relaxation Method for the Navier-Stokes Equations, AIAA Journal, Vol.34, No.7, pp.1371-1377, 1996.
- [8] M.S. Chaffin and J.D. Berry, Navier-Stokes and Potential Theory Solutions for a Helicopter Fuselage and Comparison With Experiment, NASA TM-4566, 1994.
- [9] F.X. Caradonna and C. Tung, Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover, NASA TM-81232, 1981.
- [10] R.E. Mineck and S.A. Gorton, Steady and Periodic Pressure Measurements on a Generic Helicopter Fuselage Model in the Presence of a Rotor, NASA TM-2000-210286, 2000.
- [11] C.W. Hirt, A.A. Amsden and J.L. Cook, An Arbitrary Lagrangian-Eulerian Computing Method for All Flow Speeds, J. Comp. Phys. Vol.14, pp.227-253, 1974.
- [12] S. Yamamoto and H. Daiguji, Higher-order- accurate upwind schemes for solving the compressible Euler and Navier-Stokes equations, Computers & Fluids, Vol.22, No.2/3, pp.259-270, 1993.