

回転翼のホバリング飛行解析への CFD / 規定後流モデルハイブリッド手法の適用

武田 茂
 首都大学東京

田辺 安忠, 杉浦 正彦, 張替 正敏
 宇宙航空研究開発機構

菅原 瑛明
 (株) 菱友システムズ

Evaluation of a Hybrid Method of CFD/Prescribed Wake Model for Rotary Wings in Hover

by

Shigeru Takeda, Yasutada Tanabe, Masahiko Sugiura, Masatoshi Harigae and Hideaki Sugawara

ABSTRACT

This paper evaluates computational accuracy of a hybrid method coupled CFD and prescribed vortex wake model to analyze rotary wings in hovering flight. In this study, a single tip vortex wake model and multi-trailer vortex model are used for the hybrid method. Caradonna's experiment data is utilized to verify the computational accuracy of this method. Spanwise airload distribution and sectional pressure distribution of multi-trailer model are close to those of full CFD and experiment. Rotor performance estimated by the hybrid method with multi-trailer agrees better with full CFD than that with single vortex. Computational cost of the proposed hybrid method is reduced to one-fifteenth of that of the full CFD.

1. はじめに

現在、ヘリコプタは空の輸送手段の一角を担い、防災、救難、報道やビジネス、軍事など幅広く使用されている。山などの傾斜地が多く、さらには自然災害にも頻繁に見舞われる日本にとって非常に重要であり、今後さらに需要が見込まれている。ヘリコプタのロータ等の回転翼を設計する際には主にロータ性能、操舵量推定、構造設計の 3 つの要素を重視するが、これらを推定するにはホバリング条件での推力、トルク、ブレード上の圧力分布等を算出しなければならない。それを可能にする計算手法には表 1 のようなものが挙げられる。

表 1 各手法の特徴

計算手法	ロータ空力性能	操舵量推定	構造計算のための翼面圧力分布の計算	計算時間
Full CFD	◎	◎	◎	×
翼素理論	△	△	-	◎
渦理論	○	○	-	◎
ハイブリッド手法	○	○	○	○

◎:優 ○:良 △:可 ×:劣 - :不可

翼素理論や渦理論は CFD に比べ計算時間が短い、計算精度は劣り、ブレード上の圧力分布も求めることは出来ない。対して CFD は高精度の計算が可能だが、膨大な計算時間が必要である。そこで、JAXA では CFD と規定後流モデルを組み合わせた CFD/規定後流ハイブリッド手法を開発した。この手法は CFD と渦モデルを組み合わせたものである。通常 CFD では広範囲に格子を配置するが、ハイブリッド手法ではブレード周りの格子のみ使用し、それより外側の格子は不要になる。代わりに渦モデルを配置して、これより得られた誘導速度を CFD の境界条件として流れ場を解析する。このようにして計算量を大幅に削減することで CFD より短時間で解析が可能となり、計算時間と計算精度の両立が出来ること期待されている。このハイブリッド手法の解析性能の検証は HART II の国際ワークショップデータを用いて既に行われており、ある程度の計算性能を有していることが報告されている [1]。しかし、解析されているのは前進飛行のみで、ホバ

リング飛行解析の計算性能評価はまだ行われていない。そこで本研究では CFD/規定後流ハイブリッド手法をホバリング飛行解析に適用し、過去の実験にもとづいた解析を行うことで、ロータ性能・操舵量の推定・構造設計のための荷重分布を評価できる計算精度を有しているかを評価する。

2. 解析手法

2.1. CFD コード

2.1.1. 支配方程式

支配方程式は 3 次元圧縮性オイラー方程式を用いている。

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

ここで、 $V(t)$ は移動するコントロールボリューム、 $S(t)$ はコントロールボリューム境界面の面積である。 \mathbf{n} は境界面上の法線ベクトルである。このとき保存変数ベクトル \mathbf{U} と物理流束ベクトル \mathbf{F} は以下の式で表される。

$$\mathbf{U} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho \mathbf{v} \\ \rho e \end{pmatrix} \quad (2)$$

$$\mathbf{F} = \begin{pmatrix} (\mathbf{v} - \dot{\mathbf{x}}) \cdot \mathbf{n} \rho \\ (\mathbf{v} - \dot{\mathbf{x}}) \cdot \mathbf{n} \rho \mathbf{v} + p \mathbf{n} \\ (\mathbf{v} - \dot{\mathbf{x}}) \cdot \mathbf{n} \rho e + p \mathbf{v} \cdot \mathbf{n} \end{pmatrix} \quad (3)$$

$$\mathbf{v} = \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix}, \quad \dot{\mathbf{x}} = \begin{pmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{pmatrix} \quad (4), (5)$$

ここで \mathbf{v} は流れの速度、 $\dot{\mathbf{x}}$ は移動格子の速度である。 ρ は大気

密度、 p は圧力、 e は全エネルギーである。完全流体のとき、圧力は状態方程式と全エネルギーの定義を用いて $p = (\gamma - 1)\rho(e - \frac{1}{2}\mathbf{v} \cdot \mathbf{v})$ で求められ、比熱比は $\gamma = 1.4$ である。また音速は以下の式で表される。

$$c = \sqrt{\gamma \frac{p}{\rho}} \quad (6)$$

2.1.2. 数値解法

ブレード周りの流れ場を解析する手法として、有限体積法で空間の離散化を行い、移動重合格子法を使用している。ブレードは常に動いているため、支配方程式は非定常非線形方程式となり、時間積分には非定常陰解法として Dual time stepping 法を用い、擬似時間内での時間積分に LU-SGS(Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel)法[2]または DP-LUR(Data-Parallel Lower-Upper Relaxation)法[3]を使用している。また、数値流束の解法としては全速度型 SLAU (Simple Low-dissipation AUSM)スキーム[4,5]を採用し、移動重合格子法適用するために修正した Modified SLAU スキームを使用している。また、空間分解精度を上げるために空間 4 次精度の FCMT (Fourth-order Compact MUSCL TVD)法[6]を用いて値の再構築を行っている。

2.2. 規定後流モデル

上述のように CFD 部分の境界条件には規定後流モデルによる誘導速度を与える。

2.2.1. ビオ・サバールの法則

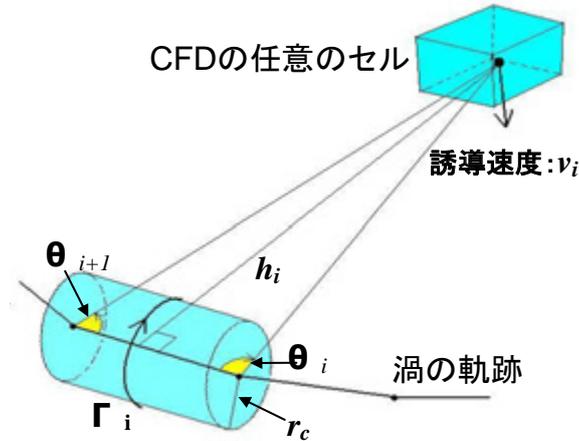


図 1 任意の点と渦の関係

任意の位置の誘導速度はビオ・サバールの法則によって求められる。

$$v_i = \frac{\Gamma_i}{4\pi} \frac{h_i}{\sqrt{r_c^4 + h_i^4}} (\cos \theta_i - \cos \theta_{i+1}) \quad (7)$$

$$r_c(t) = \sqrt{r_{c0}^2 + 4\alpha\delta vt} \quad (8)$$

上式は Vatistas の提案したモデル[7]を使用している。 r_c は渦のコア半径、 r_{c0} は渦のコア半径の初期値である。 α は Oseen parameter と呼ばれるレイノルズ数で決まる値である。また δ は渦粘性係

数、 ν は動粘性係数、 t は時間である。上式は図 1 のような、ある区間の渦から誘導される速度である。したがって、任意のセルに与えられる誘導速度は渦糸すべての区間についての総和になるので

$$\mathbf{v} = \sum_i^{i_{\max}} \mathbf{v}_i \quad (9)$$

となる。

2.2.2. 規定後流モデルの軌跡

本研究で用いられる規定後流の軌跡は以下の式で与えられる。

$$x_v = r \cos \Psi_v \quad (10)$$

$$y_v = r \sin \Psi_v \quad (11)$$

$$z_{v_i} = v_0 \frac{\Delta \Psi}{\Omega} \quad (12)$$

$$v_0 = R\Omega \sqrt{\frac{C_T}{2}} \quad (13)$$

$$\Delta \Psi = \Psi_b - \Psi_v \quad (\Delta \Psi < 0) \quad (14)$$

$$r = R[\kappa + (1 - \kappa)\exp(g\Delta \Psi)] \quad (15)$$

$$\kappa = 0.78 \quad (16)$$

$$g = 0.145 + 27C_T \quad (17)$$

ここで x_v, y_v, z_v は渦の座標を表す。また r は渦の半径、 Ψ_v は翼端渦放出時のブレードの回転角、 Ψ_b は計算時のブレードの回転角、 v_0 はロータ・ディスクへの吹き降ろしであるが、推力係数 C_T によって決まる。 R はロータ・ディスク半径、 Ω は回転数、 κ は収縮係数、 g はダンピング係数を表している。式(13), (14), (15) は Landgrebe が提案したモデル[8]であるが、これらはブレードのスパン方向に対する収縮の仕方を表したもので、経験的に作られている。

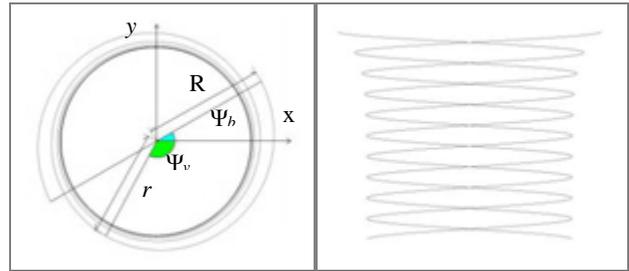


図 2 翼端渦のみの規定後流モデルの形状

2.2.3. 循環強度

循環の強さ Γ_0 は一定で、Beddoes によって経験的に求められた式[9]を使用している。

$$\Gamma_0 = \frac{2.4cR\Omega C_T}{\sigma} \quad (18)$$

$$\sigma = \frac{N_b c}{\pi R} \quad (19)$$

ここで、 c はブレード翼弦長、 R はブレード半径、 Ω はブレードの角速度である。また C_T は推力係数、 σ はソリディティ(ロータ・ディスク面積とブレード翼面積の比)、 N_b はブレード枚数である。

2.3. 規定後流モデルの修正

本研究では 2.2.2 に示された規定後流モデルの修正を行った。従来までは翼端渦のみのモデルであったが、揚力線理論に基づき、新たに渦をブレードのスパン方向に等分布となるよう複数追加、マルチトレーラとした。また、各渦に与える循環強度についても分割した翼素の循環を、運動量理論を満足するように調整した。

2.3.1. 規定後流の複数追加

上述のように、揚力線理論に基づいて、ブレードをスパン方向に分割し、各分割点から渦モデルを放出するようにした(図 3)。渦の軌跡は 2.2.2 で示したものと同じ式を用いている。

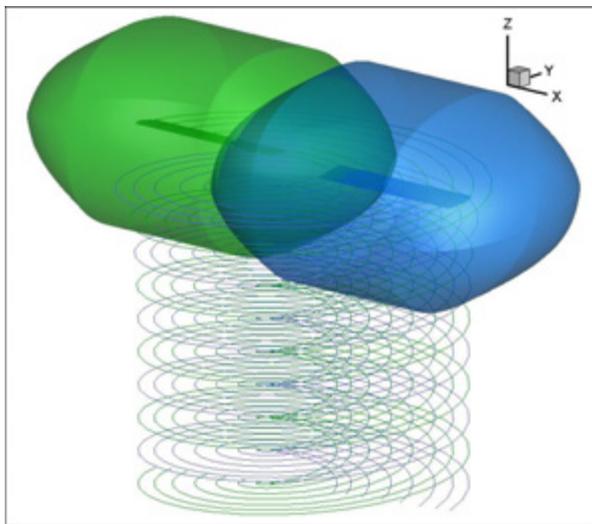


図 3 修正規定後流モデルを適用したハイブリッド手法の可視化図

2.3.2. 循環強度の修正

ロータ・ディスクを分割し、この与えられた規定後流渦よりそれぞれの場所での誘導速度を計算する。このとき、各渦の循環強度は CFD 部分で計算された渦度を翼素ごとに積分したものを使用している。

$$T_i = 2\dot{m}_i v_i = 2\rho v_i^2 \quad (20)$$

ロータ・ディスク全体で足し合わせて

$$T_{MT} = \sum_{i=1}^{i_{\max}} T_i \quad (21)$$

を得る。これより推力係数 $C_{T_{MT}}$ を以下のように求める。

$$C_{T_{MT}} = \frac{T_{MT}}{\rho\pi R^2 (R\Omega)^2} \quad (22)$$

添え字の MT は Momentum Theory の略である。また、CFD 部分の計算で圧力分布等が求められ、ここから推力 T_{CFD} が得られるので、同様に推力係数 $C_{T_{CFD}}$ が

$$C_{T_{CFD}} = \frac{T_{CFD}}{\rho\pi R^2 (R\Omega)^2} \quad (23)$$

で求まる。この運動量理論による推力係数と CFD 部分による推

力係数は本来なら一致しなければならないが、誘導速度が正しくないと両者に誤差が発生する。そこで以下のようにして循環強度を修正する。

$$\Gamma^{j+1} = \Gamma^j \sqrt{\frac{C_{T_{CFD}}}{C_{T_{MT}}}} \quad (24)$$

ここで、 j は繰り返し数である。循環の修正はブレードが 1 周するごとに行っている。式(20)~(22)、(24)を何回か繰り返して新しい循環の値が収束すれば次の周回に進むことが出来る。

3. 計算条件

3.1. Caradonna の実験

Caradonna の実験[10]は NASA で行われたホバリング実験で、回転翼の数値解析ツール開発のための精度検証データベースとなるものである。表 2 に実験に使用されたブレードの条件について示す。ブレードは 2 枚で振り下げもない単純な構造となっている。また弾性変形の考慮をしなくても良いように非常に強固な作りになっており、ハブもヒンジが無いリジッドタイプである。

表 2 ブレード諸元

Airfoil	NACA0012
Number of blades	2
Blade radius [m]	1.143
Chord [m]	0.1905
Aspect ratio	6
Wash out [deg]	0
Root cut	0.2

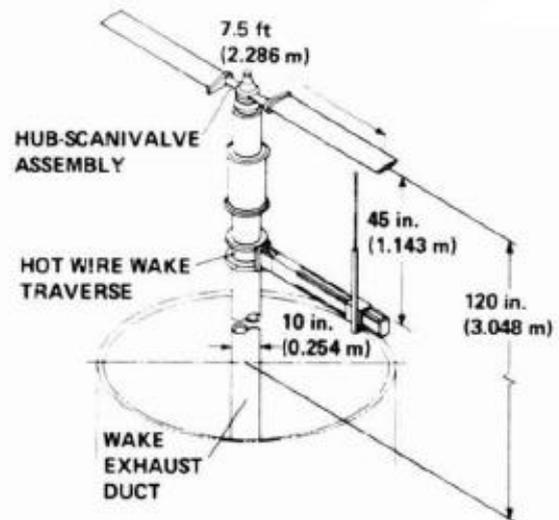


Figure 1.- The model and experimental set-up.

図 4 実験ブレードのモデル図

3.2. 計算条件

計算ケースを図 5 のように決めた。これはコレクティブ・ピッチ角に対する推力の推移と、様々な速度域で精度が保たれているかを見るためである。

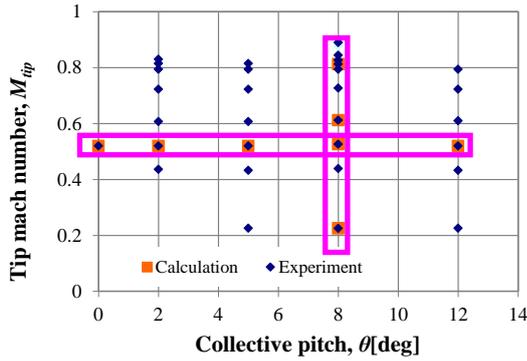
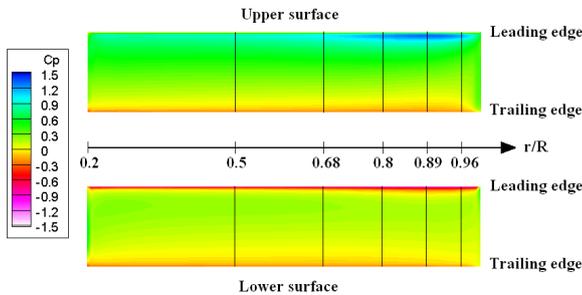
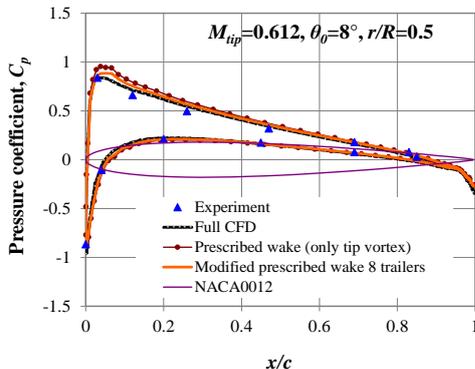


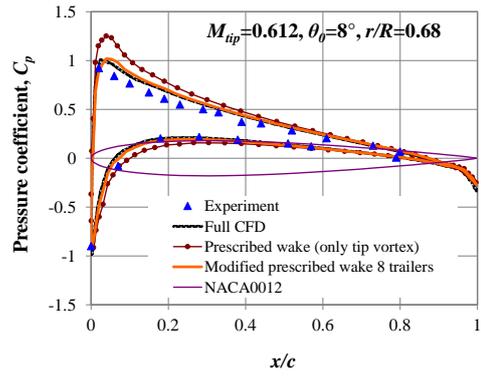
図 5 全実験ケースと使用した計算ケース

4. 解析結果

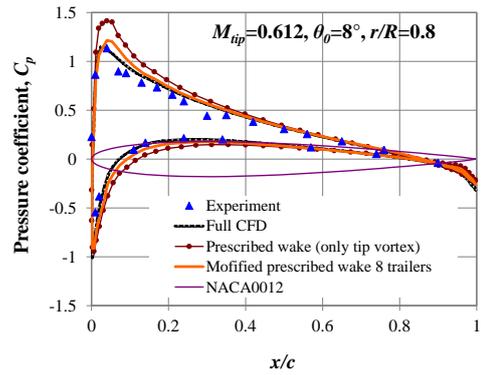
図 6 に、翼端マッハ数 0.612, コレクティブ・ピッチ角 8° における修正規定後流モデル(ブレード 1 枚辺り 8 本の渦糸)を適用した場合のブレードの圧力分布を示す。翼弦方向を通過している 5 本の線は断面圧力分布の計測位置であり、実験に従い $r/R=0.5, 0.68, 0.8, 0.89, 0.96$ となっている。同図より、ブレードの上面の前縁側、 $r/R=0.8\sim 0.96$ 付近で強い負圧を受けていることがわかる。図 7(a)~(e) に翼端マッハ数 0.612, コレクティブ・ピッチ角 8° における断面圧力分布の比較を示す。オレンジ線が修正規定後流モデル(ブレード 1 枚辺り 8 本の渦糸)を適用したハイブリッド手法、茶線が翼端渦のみの規定後流モデルを適用したハイブリッド手法である。また黒の網線が full CFD、青の三角点が実験値である。full CFD とは過去に行われた CFD による同実験に対する解析の結果[11]である。ハイブリッド手法において、翼端渦のみの規定後流モデルを用いた場合には全体的に過大評価を示しているが、モデルの修正を加えることによって大きく改善され、full CFD や実験値とおおむね一致しているのが見て取れる。

図 6 修正規定後流モデルを適用した場合の翼端マッハ数 0.612, コレクティブ・ピッチ角 8° におけるブレードの圧力分布

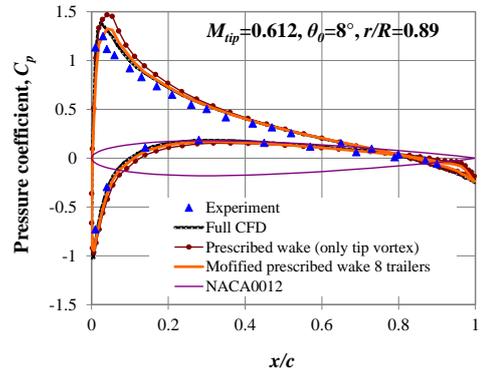
(a)



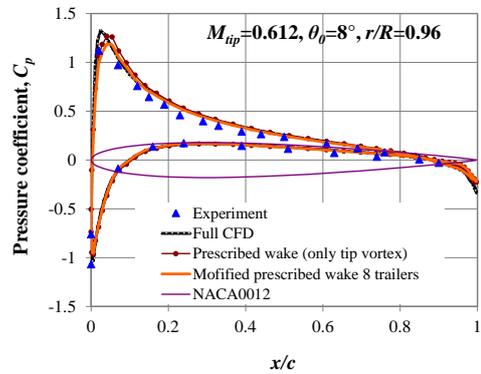
(b)



(c)



(d)



(e)

図 7(a)~(e) 翼端マッハ数 0.612, コレクティブ・ピッチ角 8° における断面圧力分布の比較

ここで図 8 にスパン方向に対しての空力荷重分布の比較を示す。

翼端渦のみのモデルでは $r/R=0.5$ 以上において full CFD に対し過大評価しているが、修正モデルを適用することで大幅な改善が見られた。しかし、まだ全体的に過大評価になっており、改善の余地はある。

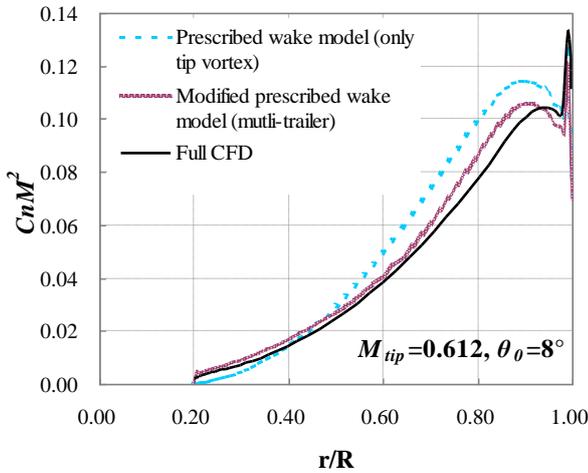


図 8 スパン方向に対しての空力荷重分布の比較

図 9 にロータ性能曲線図を示す。翼端渦のみの後流モデルでも良い一致を示しているが、修正モデルではさらに full CFD に近づいている。このことから、本ハイブリッド手法はロータ性能について十分な精度で予測出来ると言える。

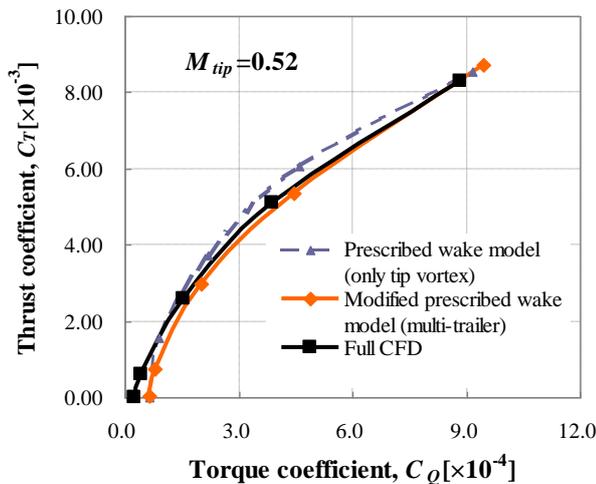


図 9 翼端マッハ数 0.520 でのロータ性能曲線の比較

図 10 に翼端マッハ数 0.520 でのコレクティブ・ピッチ角に対する推力係数の推移を示す。翼端渦のみのモデルでは大きな誤差があるが修正モデルでは曲線の形状は full CFD におおむね一致している。図 11 に図 10 のコレクティブ・ピッチ 8° について拡大したものを示す。翼端渦のみのモデルでは角度の誤差は約 1.2° で、許容とされる誤差の 1° を上回っていたが、修正モデルでは約 0.3° に収まっている。よって今回の規定後流モデルの修正で操舵量の推定が可能な精度まで改善できたと言える。

また、今回使用した計算資源では 1 ケースあたり 2 日かかっている。同じ資源で full CFD による計算を行うと 1 ヶ月程度かかるので、15 倍の計算効率となる。

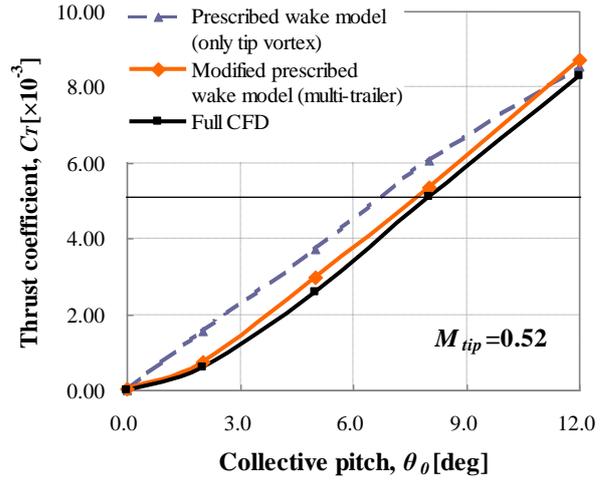


図 10 翼端マッハ数 0.520 でのコレクティブ・ピッチ角に対する推力係数の推移

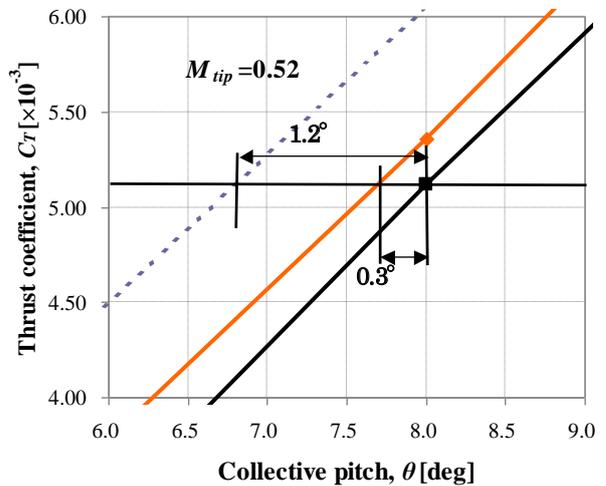


図 11 コレクティブ・ピッチ角に対する推力係数の誤差

5. おわりに

本研究では回転翼設計のためのホバリング飛行解析に対し、翼端渦のみの規定後流モデル及びマルチトレーラ化した修正規定後流モデルを適用した規定後流モデル/CFD ハイブリッド手法を用いて計算を行った。その結果以下のようなことが判明した。

1. 翼端渦のみのモデルからマルチトレーラにすることにより、空力荷重分布・圧力分布は実験値や full CFD に大きく近づいた。
2. ロータ性能曲線は翼端渦のみのモデルでも full CFD と良い一致を示したが、修正モデルでは full CFD とほぼ一致した。
3. 操舵量推定についてはコレクティブ・ピッチ 8°において、翼端渦のみのモデルでの計算では誤差 1.2°であったのが修正モデルでは 0.3°まで改善された。
4. 計算時間は full CFD の約 1/15 まで短縮した。

以上のことから短時間でロータ性能・操舵量・荷重分布の推定が可能となり、効率良く回転翼の設計が出来るようになった。しかし、荷重分布にはまだ若干の改善の余地がある。今後は規定後流モデルの軌跡にも着目し計算精度をさらに向上していく予定である。

参考文献

- 1) 杉浦正彦, 田辺安忠, “ヘリコプタの BVI 騒音予測に向けた規定後流モデルと CFD のハイブリッド手法の構築”, 第 50 回飛行機シンポジウム, 2012.
- 2) Zhang, L.P. & Wang, Z.J., “A Block LU-SGS Implicit Dual Time-Stepping Algorithm for Hybrid Dynamic Meshes,” *Computers & Fluids*, Vol.33, pp.891-916, 2004.
- 3) Wright, M.J., Candler, G.V. & Prampolini, M., “Data-Parallel Lower-Upper Relaxation Method for the Navier-Stokes Equations,” *AIAA Journal*, Vol.34, No.7, July 1996, pp.1371-1377.
- 4) 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).
- 5) 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).
- 6) Yamamoto, S. & Daiguji, H., “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.
- 7) Vatisas, G. H., Kozel, V., and Mih, W. C., “A Simpler Model for Concentrated Vortices”, *Experiments in Fluids*, 1991.
- 8) Landgrebe, A. J. “An Analytical and Experimental Investigation of Helicopter Rotor Hover Performance and Wake Geometry Characteristics,” USAAMRDL TR 71-24.
- 9) Beddoes, T. S., “A Wake Model for High Resolution Airloads”, 2nd International Conference on Basic Rotorcraft Research, 1985.
- 10) Caradonna F.X. and Tung C., *Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover*, NASA TM-81232, 1981.
- 11) 田辺安忠, 齊藤茂, 菅原瑛明, “ロータ周りの流れ場の高解像度 CFD 解析と検証”, 第 47 回飛行機シンポジウム, 2009.