

ヘリコプタの BVI 騒音予測に向けた CFD と規定後流モデルのハイブリッド手法の改良

杉浦 正彦, 田辺 安忠
宇宙航空研究開発機構

菅原 瑛明
(株) 菱友システムズ

Improvements in the Hybrid Method of CFD and Prescribed Wake Model for Helicopter BVI Noise Prediction

by

Masahiko Sugiura, Yasutada Tanabe and Hideaki Sugawara

ABSTRACT

This paper describes a hybrid method of CFD and prescribed wake model developed at Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA). The base CFD code herein assumed is a three-dimensional compressible solver, <rFlow3D>, which has intensively been developed for helicopter applications at JAXA. The rFlow3D is a highly versatile CFD code that can numerically simulate flows around helicopter in a wide range of flow conditions, considering trimming and blade elastic deformation. In this study, the hybrid method is improved by introducing multi-trailers. Computational precision of the hybrid method is verified by comparing the computational results with the experimental data of HART-II (Higher harmonic control Aeroacoustics Rotor Test). Airload coefficient and BVI noise distribution approach to the experiment. And it is also found that computational time reduces about half to one-third of CFD/CSD (computational structural dynamics) coupling if CFD is conducted after the hybrid method is utilized since the hybrid method reflects periodic induced velocity of the prescribed wake model and a faster convergence in elastic deformation can be obtained.

1. はじめに

ヘリコプタの騒音, 特に, BVI (Blade Vortex Interaction) 騒音は, ヘリポート周辺の住民にとって環境問題のひとつとなっている. この BVI 騒音を減らすために, 近年, ブレード翼型の開発や翼端形状の改善など様々な改良がされてきた. 一方, ある飛行条件では, ミス・ディスタンスというブレードと翼端渦の垂直距離を制御できるので, ロータの能動制御は BVI 騒音を低減できると期待されている. BVI とは, 先行するブレードから発生した翼端渦が後続のブレードと干渉する現象であるので, BVI 騒音を理解するには, 翼端渦の挙動を正確に予測することが重要である.

高精度な CFD から簡易手法まで, 様々な BVI 騒音予測手法が精力的に世界中で開発されている[1-7]. CFD は詳細解析に適しているが, 計算時間が長いので, 実用的な計算精度と計算コストを目標として, 様々なハイブリッド手法が提案されている. ハイブリッド手法では, ブレード周りの領域を詳細に計算し, 後流域をラフに計算する. 例えば, ブレード周りの領域を CFD (ナビエ・ストークス方程式, または, オイラー方程式) で計算し, 後流域はラグランジュ法, 渦粒子法, パネル法, 規定後流モデルなどで計算する.

本研究では, オイラー方程式で十分計算精度があることが過去の研究で明らかになり[8], ナビエ・ストークス方程式よりも計算コストが低いので, ブレード周りの領域にはオイラー方程式を採用した. また, 経験的に翼端渦の軌跡を定義することで計算コストが劇的に減少するので, 後流域には規定後流モデルを採用した. 過去の研究では, CFD と規定後流モデルのハイブリッド手法が, 空力荷重を推定する上で実用的であることがわかったので[9], 本研究では, ロータ面の誘導速度分布の精度を向上させることで, 空力荷重の計算精度を上げることを目的とする.

2. 数値解析手法

2.1 規定後流モデル

翼端渦モデルにはいくつかあるが, 本研究では, 実験値とよく合う Vatistas $n=2$ モデル[10]を採用した. Lamb-Oseen モデル, Rankine モデルとともに, Vatistas モデルを図 1 に示す. 任意の点における流速はビオ・サバールの法則により求め, 時間が経つにつれ渦のコア半径は増加し周速が減衰する.

ブレードから放出された翼端渦は, 螺旋状に後方へ流れていく. この過程で翼端渦はロータの吹き下ろしを受けて徐々に下方へ移動し, 進行方向に対して傾斜を持つ配置となる(図 2). このような 3 次元的な渦の形状を表現するために, 規定後流モデルとして, modified Beddoes モデル[12]を採用する. modified Beddoes モデルは翼端渦の巻き上が

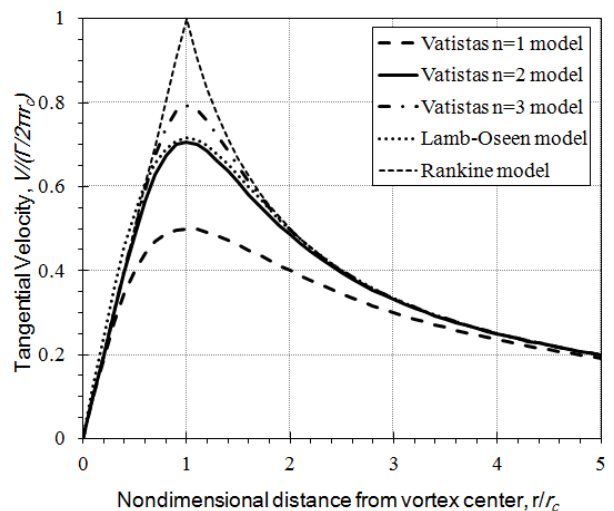


図 1 翼端渦モデルの周速の比較[11]

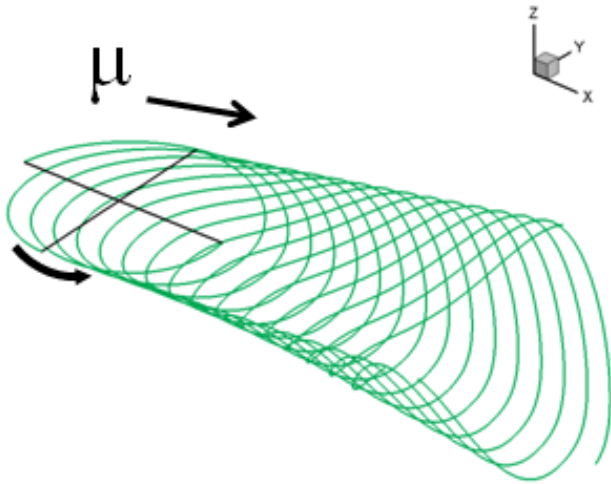


図2 規定後流 (modified Beddoes) モデルによる翼端渦の軌跡

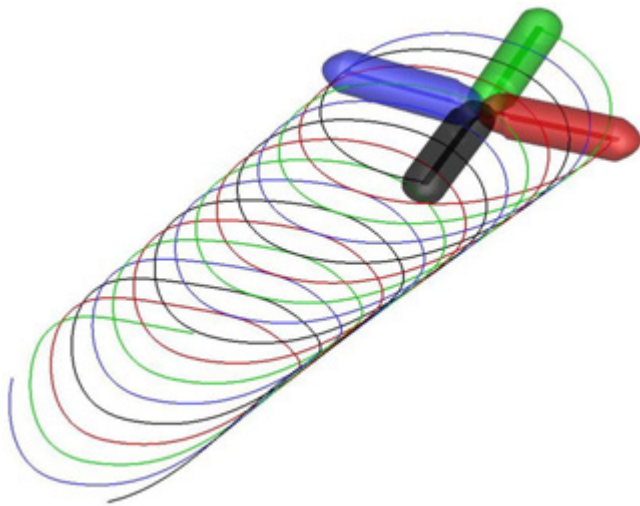


図3 CFD 計算格子と規定後流モデルのハイブリッドの様子の左右方向の非対称性を表現しているモデルで、過去の研究から実験値に最も近かった[9].

2. 2 CFD

CFD の支配方程式は3次元圧縮性オイラー方程式である。数値解法は、有限体積法で離散化を行い、移動重合格子法を使用している。数値流束には、全速度型 SLAU (Simple Low-dissipation AUSM) スキームを移動重合格子法に適用するため修正した mSLAU (modified SLAU) [13]を使用し、物理量の値の再構築に空間4次精度の FCMT (Fourth-order Compact MUSCL TVD) 法[14]を用いている。時間積分は、背景直交格子では4段階のルンゲ・クッタ法を、ブレード格子と胴体格子には dual-time stepping 法[15]で非定常陰解法を構築し、疑似時間の時間積分に LU-SGS/DP-LUR を使用している。各格子間の値の受け渡しは Tri-Linear 補間法を用いている。

2. 3 規定後流モデルと CFD のハイブリッド手法

本ハイブリッド手法は、CFD でブレード周りのみを計算し、後流域についてはポテンシャル領域とみなし、規定後流モデルで代用することで、計算コストを削減している。規定後流モデルによる誘導速度を CFD に与え、流れの密度、

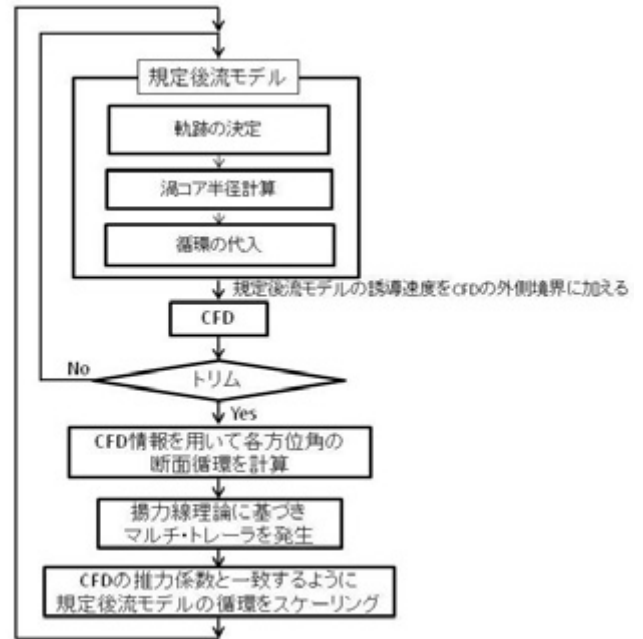


図4 ハイブリッド手法の計算手順フローチャート

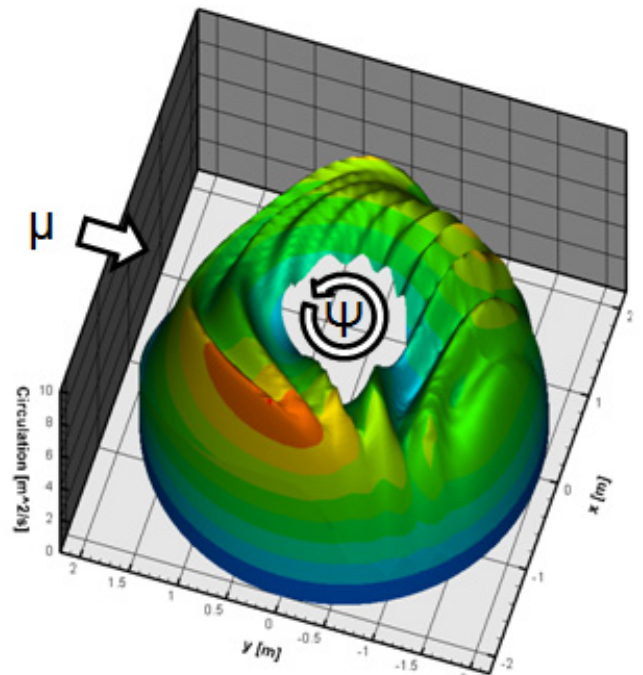


図5 ブレード上の循環分布

運動量、エネルギーを算出する。圧縮性の影響を考慮して、質量保存の法則を満たすように格子の外周3層までに規定後流モデルの誘導速度を CFD に加えている[16]。CFD 計算格子と規定後流モデルのハイブリッドの様子を図3に示す。

図4にハイブリッド手法の計算手順フローチャートを示す。トリムを取るたびに(例えば、4枚ブレードならば、180度ごとに)、次のステップが行われる:

- 1) CFD の情報を利用して、各方位角のブレード断面循環を計算する。
- 2) 揚力線理論に基づきブレード・スパン方向にマルチトレラを発生させる。
- 3) CFD の推力係数と一致するように規定後流モデルの循環をスケールリングする。

方位角によってブレード上の循環は大きく変動するが(図

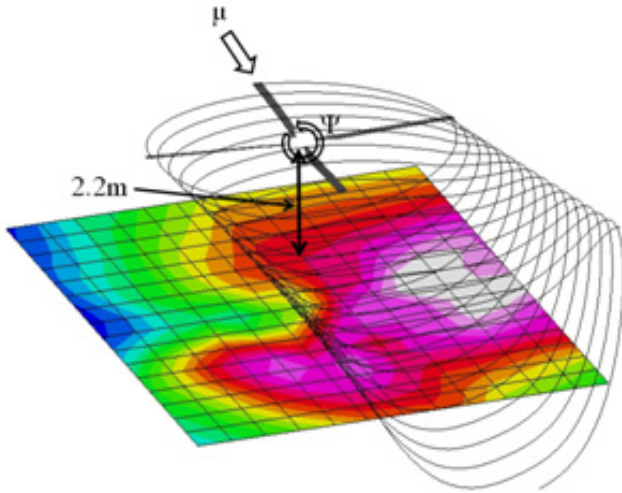


図 6 ロータと騒音計測面の位置関係

表 1 ブレード諸元

ブレード枚数	4
ロータ半径	2.0 m
ブレード翼型	NACA23012
翼弦長	0.121 m
捻り下げ	8.0 deg
ルートカット	0.44 m

表 2 標準条件

M_∞	0.09628
M_{tip}	0.6387
μ	0.1508
C_T	4.63E-03
C_{MX}	2.81E-05
C_{MY}	-2.81E-05
θ_0	3.800 deg
θ_{1c}	1.916 deg
θ_{1s}	-1.342 deg

5) , この変動は規定後流モデルの循環として位相毎に反映される。

2. 4 音響解析

本研究では, Lighthill の音響アナログに基づく音の波動方程式の解である Ffowcs Williams and Hawkins の Farassat の Formulation 1[17]と呼ばれる式を用いて音響解析を行う。

3. 数値解析条件

ロータ騒音に関する国際共同プロジェクトの HART-II (Higher harmonic control Aeroacoustics Rotor Test) の実験データ[18, 19]と比較することで, ハイブリッド手法の計算精度を検証する。HART -II では, ロータの高調波制御により騒音あるいは振動を軽減できることが示された。実験の様子を図 6 に示す。騒音の計測面はロータ中心より 2.2m 下の平面とした。以下に, 数値解析に使用した HART-II の残りの実験条件を示す。

ロータ・ブレードは 4 枚で, 諸元は表 1 のようになる。

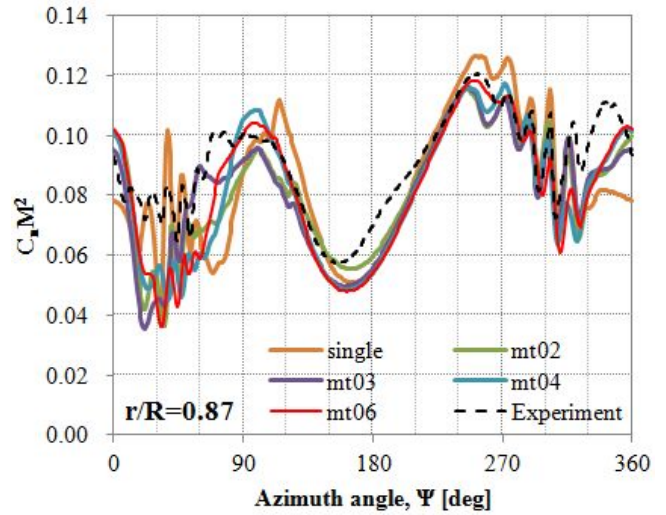


図 7 ブレード上の空力荷重係数

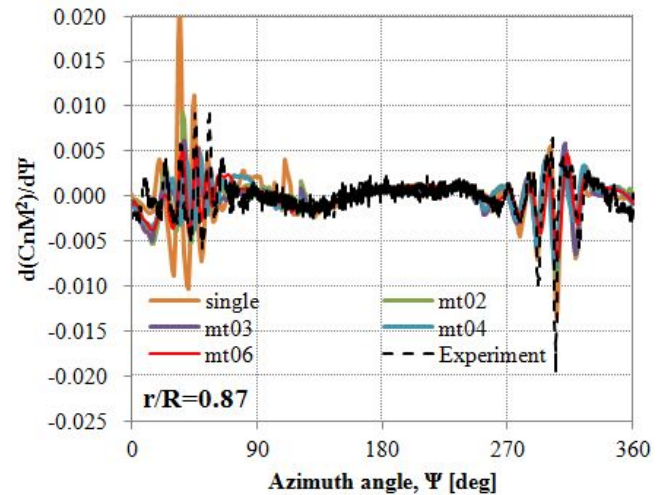


図 8 ブレード上の空力荷重係数の時間微分

計測実験には, 標準条件, 最小騒音条件, 最小振動条件とあるが, このうち標準条件を採用した (表 2) . M_∞ は一様流のマッハ数, M_{tip} はブレード翼端のマッハ数, μ は前進率, C_T はロータ推力係数, C_{MX} はロータ・ハブ・ローリング・モーメント係数, C_{MY} はロータ・ハブ・ピッチング・モーメント係数, θ はブレードのピッチ角を表しており, 次のように 1 次の調和振動で表される。

$$\theta(\Psi) = \theta_0 + \theta_{1c} \cos \Psi + \theta_{1s} \sin \Psi$$

ここで, Ψ はブレードの方位角, θ_0 はコレクティブ・ピッチ角, θ_{1c} は横サイクリック・ピッチ角, θ_{1s} は縦サイクリック・ピッチ角である。

ブレードの弾性変形は, 4 枚のブレードの変形量の平均値を取り, ブレードのスパン方向の距離, 方位角の関数として与える。

4. 数値解析結果

4. 1 Prescribed Motion

渦の本数を 1 本から 6 本まで増やした場合のハイブリッド手法による 87% スパン位置のブレード空力荷重係数 ($C_n M^2$) とその時間変動をそれぞれ図 7, 8 に示す。図より, マルチトレーラを導入することで空力荷重の振幅が前進側・後退側ともに減少し, 特に前進側でその減少が顕著であることがわかる。また, トレーラの本数を増やすにつれて振幅は減少し, 6 本の場合に一番実験値に近い。

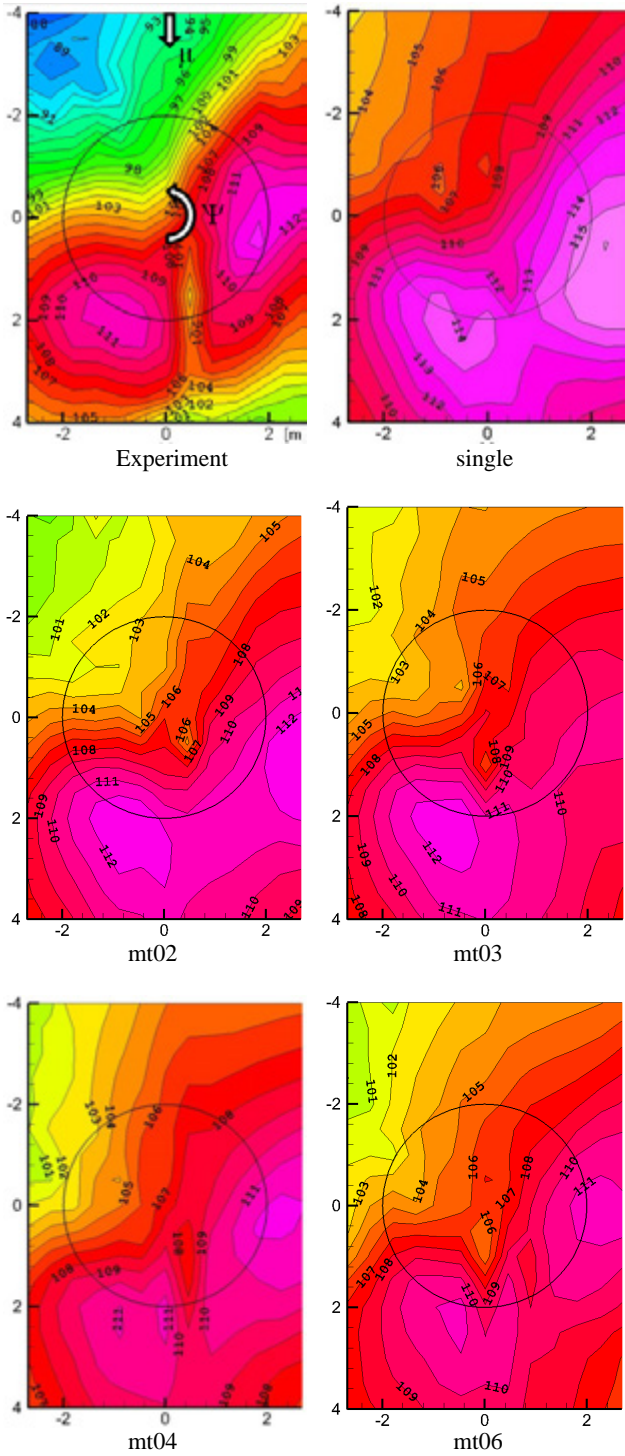


図9 BVI騒音分布の比較

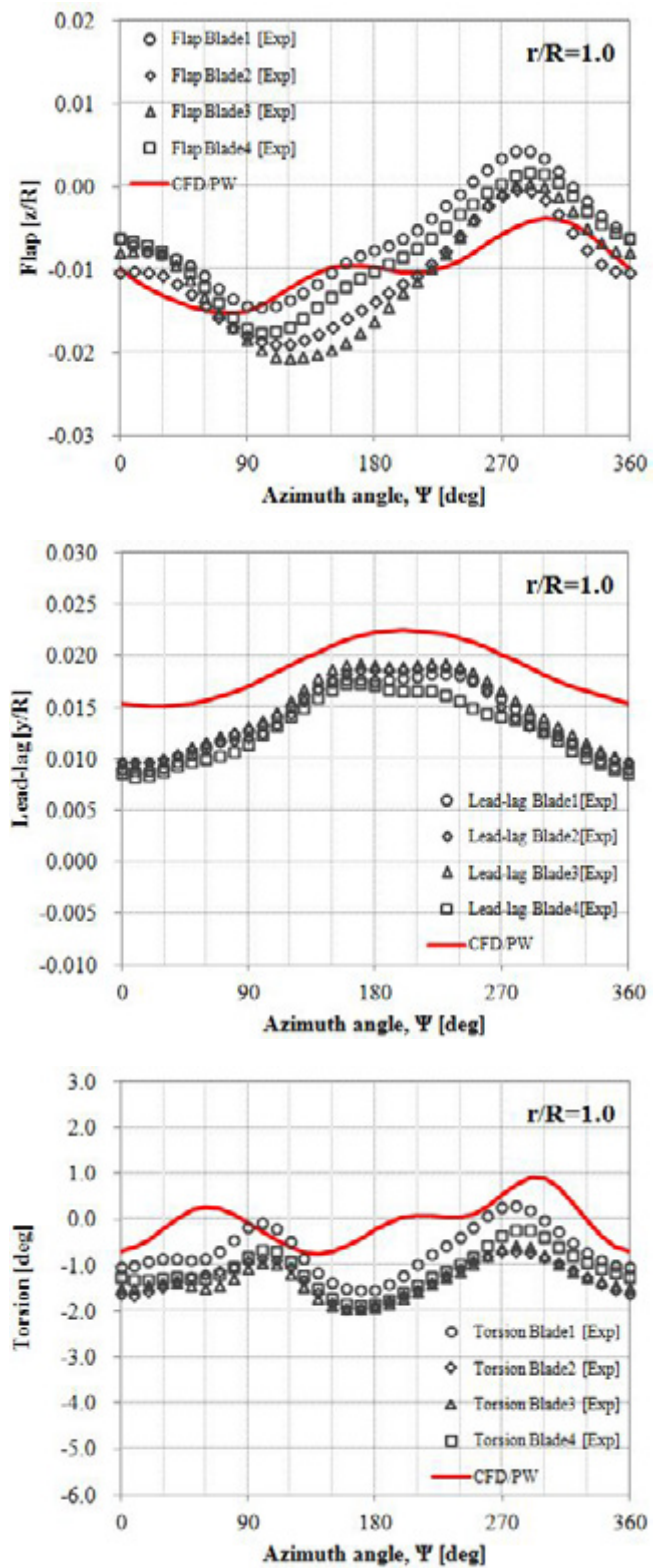


図10 ブレード弾性変形の比較

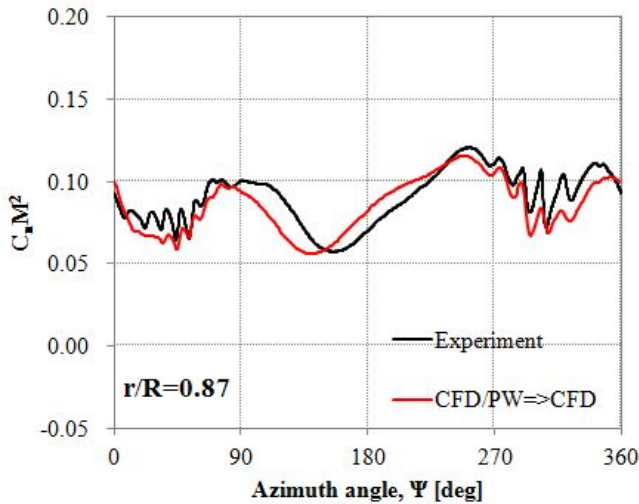


図 11 ブレード上の空力荷重係数

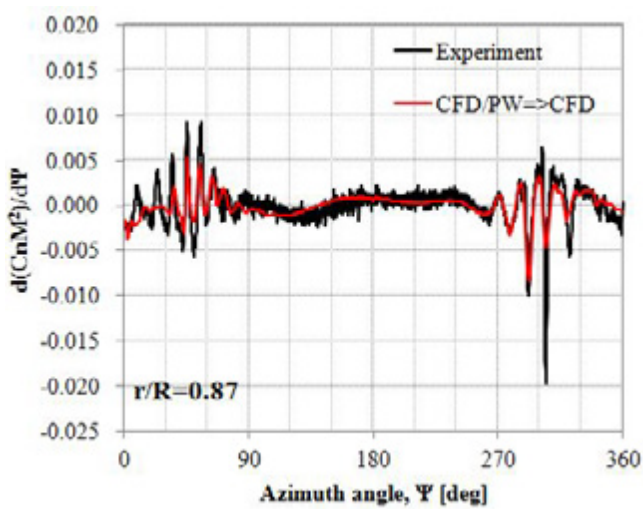


図 12 ブレード上の空力荷重係数の時間微分

また、図 9 に BVI 騒音分布を示す。図より 4 本あるいは 6 本のトレーラにの時に、BVI 騒音分布は最も計算精度が高いことがわかる。トレーラが 1 本の場合には BVI 騒音が過大評価され、2 本の場合だけ前進側のピーク位置が右側に寄っている。これは、トレーラの 1 本の場合に運動量理論に基づく循環のスケーリングを行っていないこと、および、2 本の場合にはトリム角の計算精度が他の場合よりも低いために、誘導速度の方向の計算精度も低くなっているためであると考えられる。

4. 2 弾性変形

前節のように事前にブレードの弾性変形量を知ることは難しい。JAXA では CFD と CSD (computational structural dynamics) の弱連成コードを開発している[20]。しかし、空気力と弾性変形が連成するので、計算が収束するのに時間がかかる。ハイブリッド手法は、規定後流モデルの周期的な誘導速度を反映するので、弾性変形を安定して解析でき、計算時間を短くすることができる。HART-II の実験条件の場合、計算時間は CFD/CSD カップリングの場合の 2 分の 1 から 3 分の 1 に減少した。

図 10 にハイブリッド手法で計算した弾性変形 (図中”CFD/PW”) と HART-II の実験値を示す。図より、ハイブリッド手法の結果が実験値の傾向を捉えていることがわかる。また、空力荷重係数の比較を図 11, 12 に示す。ハイブリッド手法を用いた後に CFD 計算を行うと (図中”CFD/PW

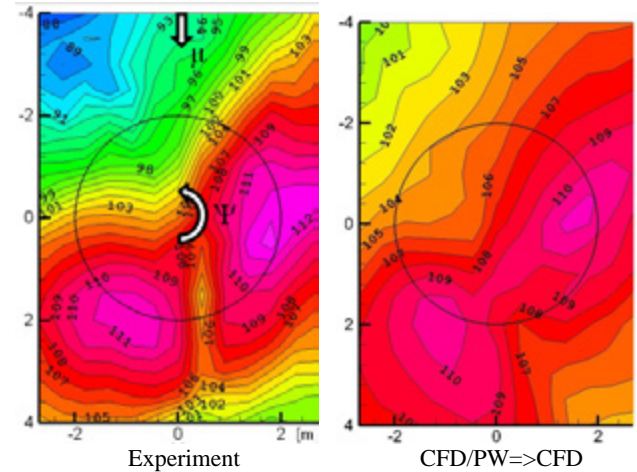


図 13 BVI 騒音分布の比較

=>CFD”)、空力荷重係数は実験値に近づく。これは、弾性変形が実験値とよく一致しているからである。

最後に、図 13 に BVI 騒音分布を示す。空力荷重係数の計算結果と同様に、”CFD/PW=>CFD”の結果が実験値に非常に近いことがわかる。

5. おわりに

本論文では、CFD と規定後流モデルのハイブリッド手法にマルチトレーラを導入することで、以前のハイブリッド手法よりも計算精度を改善した。また、ハイブリッド手法では規定後流モデルによる周期的な誘導速度を反映できるので、弾性変形をより速く収束させることができ、ハイブリッド手法を用いた後に CFD 計算を行うと、CFD/CSD カップリング計算を行った場合の 2 分の 1 から 3 分の 1 の計算時間に短縮できることがわかった。

今後は、このハイブリッド手法を用いて、ブレード形状の最適化、プロペラ、風車への応用等を行う予定である。

参考文献

- 1) Boyd, Jr., D.D., “HART-II Acoustic Predictions using a Coupled CFD/CSD Method,” 65th Annual Forum of the AHS, 2009.
- 2) Yongjie, S., Qijun, Z. and Guohua, X., “Single-blade based Hybrid CFD Method for Rotor Aerodynamics and Aeroacoustics Prediction,” 1st Asian Australian Rotorcraft Forum and Exhibition 2012, 2012.
- 3) Zhao, J. and He, C., “Coupled CSD/CFD and Viscous Vortex Particle Method for Rotorcraft Comprehensive Analysis,” American Helicopter Society 68th Annual Forum, 2012.
- 4) Park, S. H. and Lee, D.-J., “Development of a Coupled 2-D Panel / Euler Solver for Numerical Analysis of Transonic Flow,” 1st Asian Australian Rotorcraft Forum and Exhibition 2012, 2012.
- 5) Duque, E. P. N., et. al., “A Hybrid Vortex-Particle Method for Rotorcraft Applications,” 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2012.
- 6) Inada, Y. et. al., “Efficient Prediction of BVI Noise Using Euler Solver with Wake Model,” 1st International Forum on Rotorcraft Multidisciplinary Technology, 2007.
- 7) Lee, J. et. al., “BVI Prediction Using CFD-Wake Coupling Method,” 1st Asian Australian Rotorcraft Forum and Exhibition 2012, 2012.
- 8) Tanabe, Y., Saito, S., and Sugawara, H., “Evaluation of Rotor Noise Reduction by Active Devices Using a CFD/CSD Coupling Analysis Tool Chain,” 1st Asian Australian Rotorcraft Forum and Exhibition 2012, 2012.

- 9) Sugiura, M., et. al., "Hybrid Method of CFD and Prescribed Wake Model for Rotorcraft Aeroacoustics and Aerodynamics Prediction," 38th European Rotorcraft Forum, 2012.
- 10) Vatistas, G. H., Kozel, V., and Mih, W. C., "A Simpler Model for Concentrated Vortices", Experiments in Fluids, 1991.
- 11) Leishman, J. G., "Principles of Helicopter Aerodynamics (second edition)", Cambridge University Press, 2006.
- 12) van der Wall, B. G., "The Effect of HHC on the Vortex Convection in the Wake of a Helicopter Rotor", Aerospace Science and Technology, 2000.
- 13) Tanabe, Y. and Saito, S., "Significance of All-Speed Scheme in Application to Rotorcraft CFD Simulation", The 3rd International Basic Research Conference on Rotorcraft Technology, 2009.
- 14) Yamamoto, S. and Daiguji, H., "High-Order-Accurate Upwind Schemes for Solving the Compressible Euler and Navier-Stokes Equations, Computers & Fluids ,Vol.22, No2/3, pp.259-270, 1993.
- 15) Zhang, L. P. and Wang, Z. J., "A block LU-SGS implicit dual time-stepping algorithm for hybrid dynamic meshes", Computers & Fluids, Vol.33, pp.891-916, 2004.
- 16) Yang, Z., Sankar, L. N., Smith, M. J., and Bauchau, O., "Recent Improvements to a Hybrid Method for Rotors in Forward Flight", Journal of Aircraft, 2002.
- 17) Farassat, F., "Derivation of Formulations 1 and 1A of Farassat", NASA/TM-2007-214853, 2007.
- 18) Boyd, Jr., D. D., "HART-II Acoustic Predictions using a Coupled CFD/CSD Method", 65th Annual Forum of the AHS, 2009.
- 19) van der Wall, B. G., and Burley, C. L., "2nd HHC Aeroacoustics Rotor Test (HART II) -Part II: Representative Results -", DLR 1 B 111-2005/3, 2005.
- 20) Tanabe, Y., et. al., "Construction and Validation of An Analysis Tool Chain for Rotorcraft Active Noise Reduction," 38th European Rotorcraft Forum, 2012.