

ロータ試験データベースとの検証計算におけるモデル忠実度の影響

菅原瑛明¹, 田辺安忠², 齊藤茂²

1. (株) 菱友システムズ, 2. 宇宙航空研究開発機構

Influence of Geometry Fidelity on the CFD Validation with a Rotor Experimental Database

by

Hideaki Sugawara, Yasutada Tanabe, Shigeru Saito

ABSTRACT

This paper describes the influence of fidelity of CFD geometry model on the accuracy of prediction compared with the JAXA Multi-purpose Rotor Test System (JMRTS) experimental database. It is found that the blade grip has strong influence to the pressure distribution around the hub area, while the mast model increases the predicted accuracy on the fuselage surface downstream. It is also found that the existence of the fuselage model shows noticeable effect on the BVI strength. Although the complete complicated rotating details of the rotor hub are difficult to be included in the CFD geometry models, above simplified geometry models can deliver quite satisfactory prediction accuracy compared with experiments.

1. はじめに

ヘリコプタ周りの流れ場は非対称で非定常な流れ場となっており、非常に複雑な流れ場である。また、ヘリコプタには騒音や振動の問題等、多くの問題が残っている。これらの問題に対する現象の解明や改善には、実験的な取り組みと CFD のような数値計算による取り組みが挙げられるが、それぞれには課題がある。ヘリコプタの実験は、ロータ部が回転するため、試験装置が複雑になる。そのため、試験装置の製作コストが高く、圧力センサー等の計測機器を含めると、試験全体で高コストになりがちである。また、装置が動いているため、計測が困難なこと、施設等も少ないため試験期間に制約が生じてしまい、数多くの条件における試験の実施や現象の把握が困難である。一方、CFD は流れ場全体の情報を持っており、流れ場の詳細を知るには有用なツールになりうるが、結果の信頼性に課題があり、実験との検証が必要である。また、ヘリコプタのような移動物体の解析には計算コストが大きくデータの生産性が低い。特に騒音の解析は計算コストが大きくなる。以上のように、実験と CFD にはそれぞれ課題があり、ヘリコプタの諸問題の解決には、両者をうまく利用することが重要になってくる。

ヘリコプタにおける実験と CFD の両者の利用方法は次のように考えられる。まず、CFD を用いて形状最適化や試験計画の検討を行う。次に実験を実施し、試験データの計測を行う。得られたデータは、そのまま利用、もしくは CFD との比較・検証を行い計算結果の妥当性を把握し、実験データと合わせて流れ場等の現象の把握に用いる。次に、得られた結果を吟味した後、設計等の改善にフィードバックする等が考えられる。しかし、上述の流れでは、CFD の結果がある程度の精度が保証されていることが前提となり、検証が十分された CFD コードが必要となる。

JAXA では、ヘリコプタ用の統合解析ツールの開発をしている[1]。これは、ヘリコプタの空力解析とブレード弾性変形解析、トリム解析、騒音解析ができるツールである。現在は、それぞれの解析結果の比較・検証を行い、信頼性向上に取り組んでいる。また、近年のコンピュータの発展に伴い、ヘリコプタの CFD 技術は胴体を含めた解析が可能になった。しかし、ヘリコプタの胴体は形状が非常に複雑で、忠実に再現することが非常に困難なため、どの程度再現が必要か、それぞれの影響はどの程度なのかを検証する必要がある。以上のことから、ヘリコプタにおける解析技術において、まだ検証が必要な段階である。

ヘリコプタの公開されている実験データは、Caradonna らの行ったロータのみのホバリングにおける基礎的な実験[2]や、胴体を含めた ROBIN (Rotor Body Interaction) モデルによる空力干渉実験[3]、各国共同で行われた HARTII [4, 5] などがある。これらは、CFD 検証用のデータとしては利用可能な範囲が限られており、幅広い条件での検証用データが必要である。JAXA では、2008 年に CFD 検証用のデータ取得を目的として、前進飛行条件におけるロータと胴体の空力干渉試験と降下飛行条件における BVI 試験を実施して、幅広い条件でデータを取得し、独自のデータベースを構築した[6]。このデータベースを JMRTS (JAXA Multi-purpose Rotor Test System) データベースと呼ぶ。

本報告では、ヘリコプタにおける CFD の予測精度向上を目的として、JMRTS データベースを利用した、胴体の空力干渉問題と BVI の予測精度における検証計算を行い、形状モデル忠実度が解析結果に与える影響について検証を行った結果について報告する。

2. 回転翼風洞試験データベース

風洞試験に使用した試験装置を図 1 に示す。ロータの直径は 2.042m で、ブレードの翼型は NACA0012、コード長は 0.065m、振り下げは 8.168deg (8deg/m)、ルートカットは 0.206m、ブレード枚数は 4 枚である。

非定常圧力センサーを胴体とブレード上に取り付け、圧力を測定している。胴体上には 15 個の非定常圧力センサーが取り付けられ、取り付け位置は胴体中心線方向に 9 点、ロータ・ハブを中心として $x=-0.212m$ の断面に 7 点 (Pf4 も含む) 取り付けられている (図 2)。前者の取り付け位置をセンタライン、後者の取り付け位置をクロスラインと呼ぶ。また、ブレード上のセンサーの取り付け位置は、ロータ半径 90%位置の断面上に、ブレード上面 4%コードの位置とブレード下面 1%、4%、7%コード位置に計 4 点取り付けている (図 3)。

表 1 に試験条件を示す。試験条件は、前進飛行条件と降下飛行条件でそれぞれ行い、前進率 μ と推力係数 C_T をそれぞれ変更して計測を行い、幅広くデータを取得している。



図1 風洞試験装置

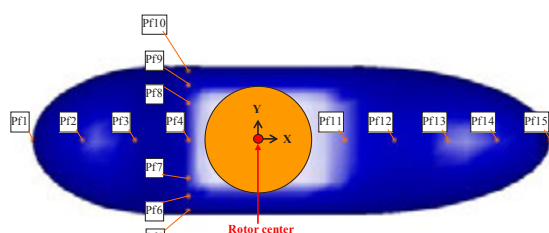


図2 胴体上の圧力センサー取り付け位置

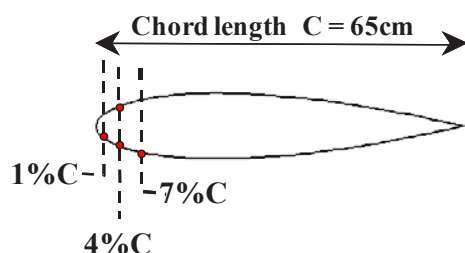


図3 ブレード上の圧力センサー取り付け位置

表1 風洞試験条件

Flight condition		Forward flight	Descent flight
Freestream Mach number	M_∞	0.015~0.161	0.035~0.059
Tip Mach number	M_{tip}	0.561	0.313
Advance ratio	μ	0.03~0.29	0.11~0.19
Experimental thrust coefficient	C_T	2.8×10^{-3} , 4.7×10^{-3}	6.0×10^{-3} , 7.5×10^{-3}
AOA of rotor shaft plane	α_s	-2 deg	4 deg

3. 数値計算法

3.1 rFlow3D [7]

CFD コードは、rFlow3D を使用する。支配方程式は、圧縮性オイラー方程式で、有限体積法で離散化している。また、このコードの大きな特徴として、回転翼の流れ場を解くために移動重合格子法を使用しており、ヘリコプタのロータブレードのような回転体の流れ場を解くことが可能である。計算格子の代表例を図4に示す。空間は2段階の格子解像度で格子点数を節約しており、外側の格子は粗い格子を、ブレードや胴体近傍の流れが複雑なところは細かい格子を使用している。外側の粗い方を外側背景格子、内側を内側背景格子と呼んでいる。また、両者の背景格子は直線格子である。ブレードと胴体格子、背景格子をそれぞれ重合させて計算している。

数値流束は、全速度型 SLAU スキームを移動重合格子法に拡張した mSLAU(Modified SLAU)[8] を使用し、高次精度化には空間4次精度の FCMT(Forth Order Compact MUSCL TVD)法を使用している。時間積分は、背景格子で4段階の

ルンゲクッタ法、ブレード及び胴体格子では Dual-time stepping 法で非定常陰解法を構築し、疑似時間での積分は DP-LUR 法、もしくは LU-SGS 法で求めている。各格子間の補間には Tri-linear 補間で値を受け渡している。

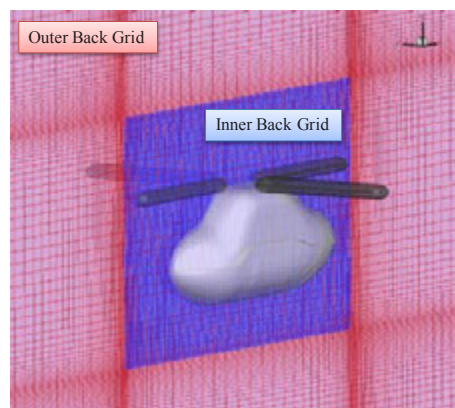


図4 計算格子の例

3.2 計算条件

計算条件は、部品ごとの影響を検証するため、以下の形状モデルを作成して計算を行った。

Model 1: ロータ単体

Model 2: ロータ+簡易胴体

Model 3: グリップ付きロータ+簡易胴体

Model 4: ロータ+マスト付き胴体

ここで Model 3 のグリップとは、ブレード取り付け部のハブ・グリップのことである。また、Model 4 のマストは、今回の計算上では回転をしていない。各モデルを図5にそれぞれ示す。

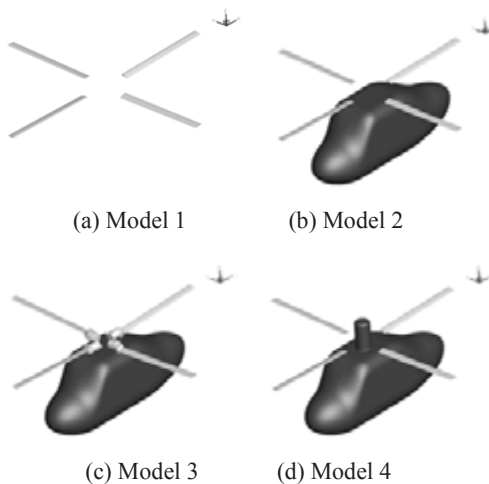


図5 形状モデル

ロータと胴体の空力干渉問題については、前進飛行条件で検証を実施した。計算条件は、表1の試験ケースから、推力係数 $C_T=4.7 \times 10^{-3}$ 、前進率 $\mu=0.16$ で行った。形状モデルはそれぞれ Model 2~Model 4 を利用して検証した。BVI 予測精度の検証は、降下飛行条件で行い、 $C_T=7.5 \times 10^{-3}$ 、 $\mu=0.17$ の条件で検証を行った。形状モデルは Model 1 と Model 2 を利用し、胴体の影響について検証を行った。計算条件を表2に示す。

また、本計算を行うにあたり、ブレードは剛性の高い材質のため、弾性変形は無視できるほど小さな変動と仮定し、剛体として計算を実施した。また、ブレードの運動は風洞試験より得られた舵角を利用して計算を行っている。ブレ

ード運動データは表 2 に示した実験から得られた値を用いた。ブレードの運動はフェザリング運動とフラッピング運動、リード・ラグ運動があり、それぞれの角度は 1 次の調和振動で表される。フェザリング角 θ は、

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

Ψ はブレードの方位角、 θ_0 はブレード・ルート部におけるコレクティブ・ピッチ、 θ_{1c} は横サイクリック・ピッチ、 θ_{1s} は縦サイクリック・ピッチである。フラッピング角 β は、

$$\beta(\Psi) = \beta_0 + \beta_{1c} \cos(\Psi) + \beta_{1s} \sin(\Psi) \quad (2)$$

β_0 はコーニング角、 β_{1c} は前後方向の傾き角、 β_{1s} は左右方向の傾き角である。リード・ラグ角 ζ は、

$$\zeta(\Psi) = \zeta_0 + \zeta_{1c} \cos(\Psi) + \zeta_{1s} \sin(\Psi) \quad (3)$$

ζ_0 はリード・ラグ角、 ζ_{1c} は 1 次調和振動の \cos 成分、 ζ_{1s} は 1 次調和振動の \sin 成分である。

表 2 前進飛行の計算条件

Flight condition		Forward flight	Descent flight
Freestream Mach number	M_∞	0.0879	0.0528
Tip Mach number	M_{tip}	0.561	0.313
Advance ratio	μ	0.16	0.17
Thrust coefficient	C_T	4.76×10^{-3}	7.56×10^{-3}
AOA of rotor shaft plane	α_s [deg]	-2	4.0
Blade collective pitch	θ_0 [deg]	11.01	13.45
Lateral cyclic pitch	θ_{1c} [deg]	2.72	3.94
Longitudinal cyclic pitch	θ_{1s} [deg]	-2.08	-2.71
Blade coning angle	β_0 [deg]	1.29	1.39
Longitudinal flapping angle	β_{1c} [deg]	0.05	-0.06
Lateral flapping angle	β_{1s} [deg]	-0.14	-0.04
Blade lag angle	ζ_0 [deg]	-1.06	-0.67
first harmonic cosin component	ζ_{1c} [deg]	0.05	-0.08
first harmonic sin component	ζ_{1s} [deg]	-0.17	-0.10

4. 計算結果と検証

4.1 形状忠実度による胴体上の圧力変動の予測への影響

形状忠実度が及ぼす胴体上の平均圧力分布および圧力変動の予測結果への影響を比較するため、前進飛行における計算結果を用いて考察を行う。図 6 に方位角 $\Psi = 0 \text{ deg}$ 時の各形状の圧力分布を示す。ロータ・ハブ周辺の圧力分布がそれぞれ異なっている様子が見て取れる。特に、ブレード取り付け部のハブ・グリップを含んだ Model 3 が顕著に異なっていることがわかる。

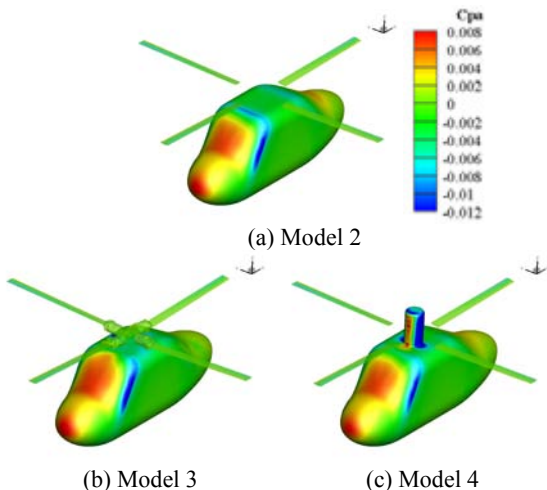
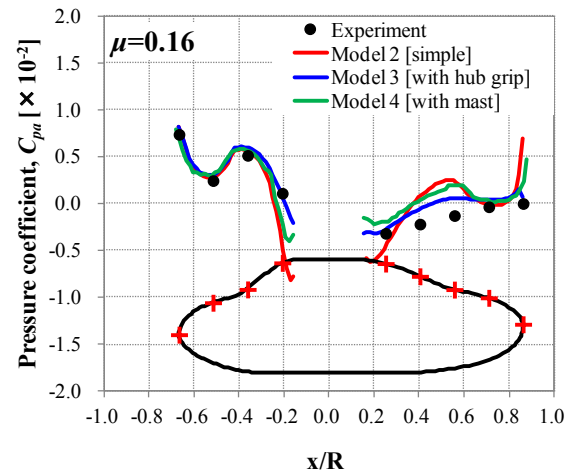


図 6 胴体上の圧力分布の様子

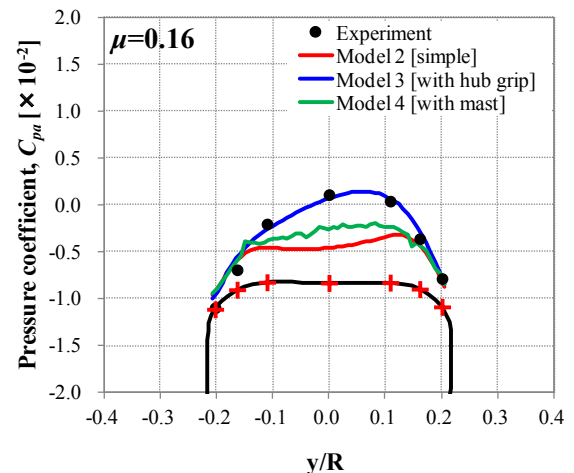
図 7 にセンタラインとクロスラインにおける平均圧力分布の実験値と計算結果の比較を示す。ここで、計算結果の平均圧力分布は、ロータ 1 周分の平均を示している。また、圧力係数は音速による動圧によって無次元化しており、以下のように計算している。

$$C_{pa} = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho a_\infty^2} \quad (4)$$

センタライン上の分布 (図 7 (a)) を見ると、胴体前方 ($x/R=0.7 \sim -0.3$) では各形状とも同様な結果を示しており、実験ともよく一致していることが見て取れる。胴体後方 ($x/R=0.3 \sim 0.8$) では、それぞれの形状で異なる傾向を示しており、Model 3 の結果が実験に最も近い結果を示している。次に、ハブ周辺 ($x/R=-0.3 \sim 0.3$) の分布を比較すると、これも形状ごとに分布が異なり、Model 3 が最も実験に近い結果を示している。ハブ周辺の圧力分布を比較するため、クロスライン上の分布 (図 7 (b)) を見ると、Model 2 では中心付近の圧力分布が実験と異なっており、Model 3 の結果が実験と良い一致を示している。図 8 に Model 2 と Model 3 の比較を示す。Model 3 のハブ・グリップは、クロスライン上にあり、かつ、胴体の非常に近くに隣接している。そのため、胴体に与える影響は大きく、実験結果と計算結果から、クロスライン上の圧力分布は、ハブ・グリップの通過に伴う圧力変動 (図 6 (b)) によって、図 7 (b) のような分布になっていることがわかる。



(a) センタライン



(b) クロスライン

図 7 胴体上の平均圧力分布の比較

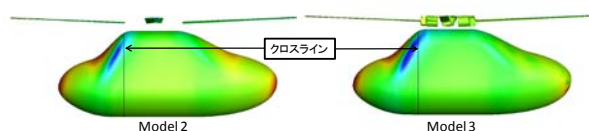
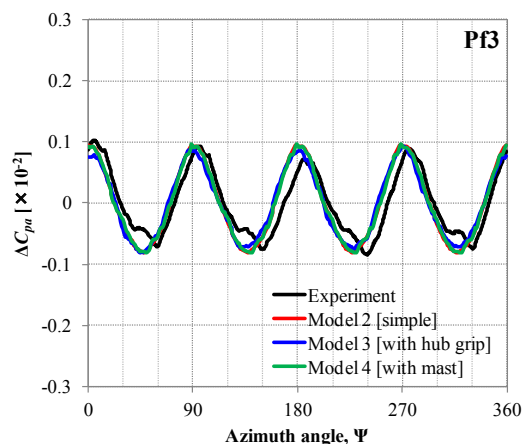


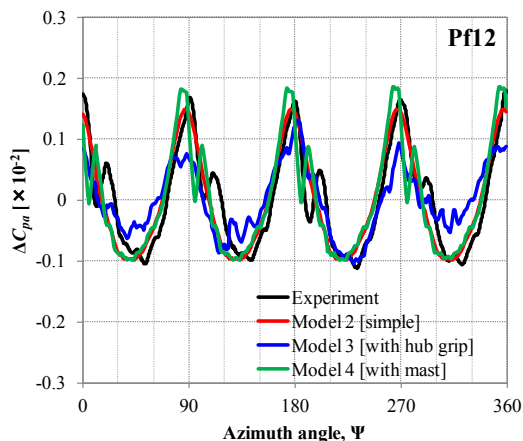
図 8 Model 2 と Model 3 の形状の比較

胴体上の圧力変動の比較を図 9 に示す。ここでは、代表的に胴体前方の Pf3 (図 9(a)) と胴体後方の Pf12 (図 9(b)) を示す。それぞれの比較結果から、ブレードの通過に伴って現れる周期的な変動を良く捉えている。Pf3 においては、形状に関係なく同様な結果が得られていることから、形状の影響が少ないことがわかる。Pf12 においては、ブレード通過に伴う圧力変動の後に小さな変動が実験値で見られ、Model 2 および Model 3 の計算結果では、その変動が見られない。Model 4 の結果を見ると、位相は異なっているが、小さな変動は捉えている。この現象について詳細に考察を行うため、図 10 に Model 2 と Model 4 の断面渦度分布を示す。図 10(a)に図 10(b)~(d)の拡大図の位置について示した。また、図中の黒の実線は、Pf12 の断面位置を示している。Model 4 の流れ場の様子 (図 10(c), (e)) を見ると、Pf12 を渦が通過している様子がわかる。また、Model 2 (図 10(b), (d)) では、流れ場は比較的乱れておらず、渦が生じていない。このことから、マストによって乱れた流れ場から生じる渦によって変動が生じていることがわかる。

以上の結果から、ハブ・グリップはハブ周辺の圧力分布と後方の圧力分布に、マストは胴体後方の圧力変動の予測結果に影響があることが確認され、実験の再現には、ハブ・グリップとマストをモデル化する必要があることがわかった。

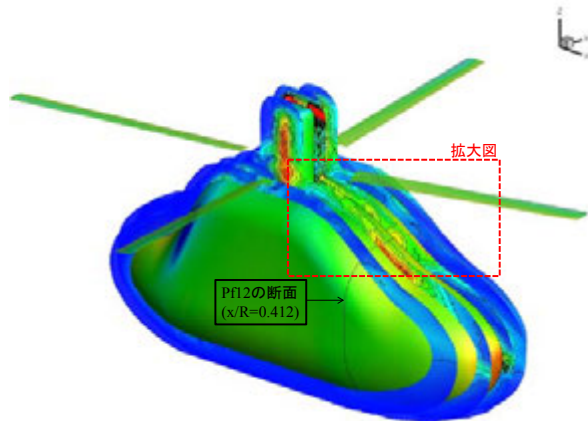


(a) Pf3

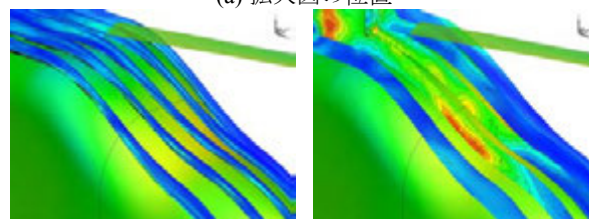


(b) Pf12

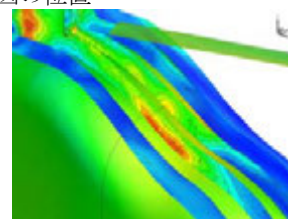
図 9 胴体上の圧力変動の比較



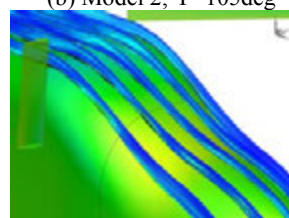
(a) 拡大図の位置



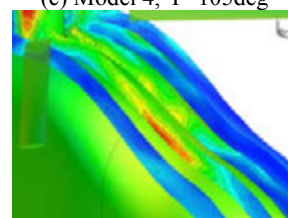
(b) Model 2, Ψ=105deg



(c) Model 4, Ψ=105deg



(d) Model 2, Ψ=135deg



(e) Model 4, Ψ=135deg

図 10 胴体後方の断面渦度分布

4.2 BVI の予測の影響

BVI の予測精度を比較するため、ブレード圧力変動の実験値と計算結果の比較を図 11 に示す。ここで示す圧力変動は、ロータ半径 90%位置におけるブレード前縁から 4%位置の上下面 (図 3, 上面:Pb1, 下面:Pb3) の圧力の差を示している。これは、BVI は前縁付近で起こる局所的な現象であることから、上面及び下面の圧力変動を評価するためである。計算結果を見ると、どちらの結果も BVI の特徴的な圧力変動が捉えられているのが見て取れる。また、胴体の影響として結果に差が表れているのは、方位角 $\Psi = 0 \text{ deg}$ と $\Psi = 180 \text{ deg}$ 周辺で見られ、BVI が生じている位相には大きな影響は見られない。

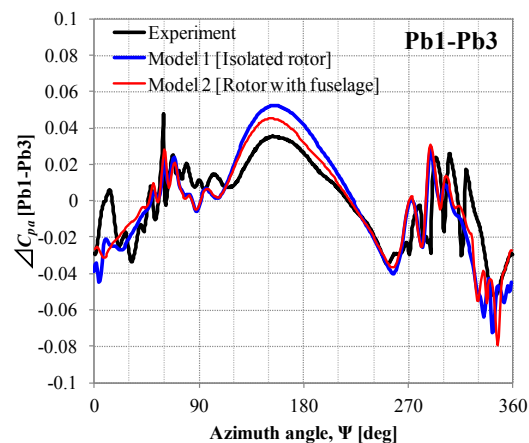


図 11 ブレード上の圧力変動の比較

大きな差が見られた $\Psi = 0 \text{ deg}$ と $\Psi = 180 \text{ deg}$ 周辺について考察すると、 $\Psi = 0 \text{ deg}$ と $\Psi = 180 \text{ deg}$ 周辺はそれぞれロータの前方と後方に当たる。従って、胴体がロータ面の下に存在している位置にあたり、胴体によって流れ場が影響を受けていると考えられる。ロータ面直下 ($0.1c$ 下, c : ブレードコード長) の縦断面における誘導速度分布を図 12 に示す。胴体を含むことによって、ロータ前方では、アップウォッシュが生じており、後方ではより大きい誘導速度が生じている。この結果から、ロータ面の前後で流れ場が異なることがわかる。

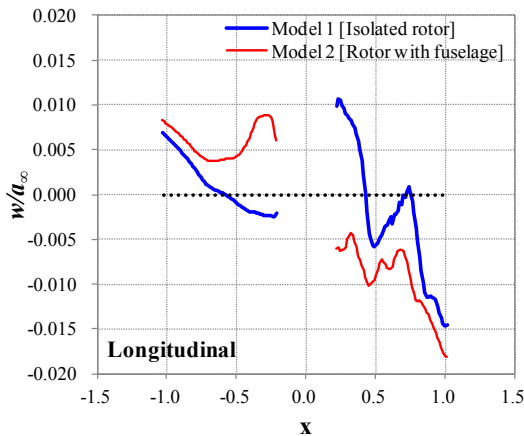


図 12 ロータ面直下の誘導速度分布

次に、BVI の強さの影響について考察する。BVI の強さについては、圧力変動の勾配で評価を行った。図 13 に圧力変動の勾配を示す。実験と計算結果で振幅に差があることが見て取れる。これは、格子解像度の影響と、ロータ推力が過小に評価されていることが原因と考えられる。表 3 にロータ推力の値を示す。計算結果のロータ推力は実験に比べて 7% 程度過小評価されており、この差も原因の一つと考えられる。また、計算結果同士のロータ推力の誤差は 0.8% 程度でほとんど同じである。計算における胴体が及ぼす BVI 予測への影響は、振幅が BVI の強さとし、BVI が起こりうる区間での勾配の値を二乗平均平方根 $[d(C_{pa})/d\Psi]_{\text{RMS}}$ で評価した。図 13 から BVI が起こりうる区間は、前進側で $\Psi = 30 \sim 70 \text{ deg}$ 、後退側で $\Psi = 280 \sim 320 \text{ deg}$ とした。評価した結果を表 4 に示す。Model 2 の胴体を含んだ方が 1.17 倍大きく評価されている。この原因は、渦の強さやブレードと渦の垂直距離であるミスディスタンスの違いが挙げられる。

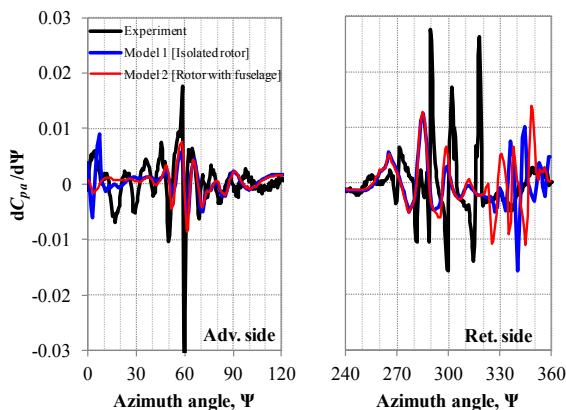


図 13 圧力変動の勾配

表 3 ロータ推力の比較

	$C_T [\times 10^{-3}]$
Experiment	7.558
Model 1 [Isolated rotor]	7.019
Model 2 [Rotor/fuselage]	7.079

表 4 BVI の強さの比較

	Model 1	Model 2
$[d(C_{pa})/d\Psi]_{\text{RMS}} [\times 10^{-3}]$	3.523	4.122

渦の強さやミスディスタンスの影響について検証するため、図 14 のように BVI 発生時での方位角におけるミスディスタンスと渦度の大きさについて検証した。BVI 発生時の方位角は、図 13 から、前進側で $\Psi = 60 \text{ deg}$ 、後退側で $\Psi = 295 \text{ deg}$ で比較した。取得した値をそれぞれ表 5 と表 6 に示す。ミスディスタンスにおける符号は、正の値でブレード上方における渦位置、負の値はブレードから下方に位置していることを示している。前進側について比較すると、ミスディスタンスと渦度はそれぞれ Model 2 の方が大きい。ミスディスタンスについては傾向が逆で、通常ミスディスタンスが大きければ BVI の強さは小さくなる。従って、前進側では渦度による影響であることがわかる。次に後退側について比較すると、ミスディスタンスは Model 2 が小さく、渦度は Model 2 が大きいので、どちらも Model 2 が BVI の大きくなる傾向を示している。

以上のことから、ロータ単体でも BVI を予測可能であるが、BVI 発生時の渦の位置と渦度が若干異なるため、BVI の強さの予測には一定の影響があることがわかった。

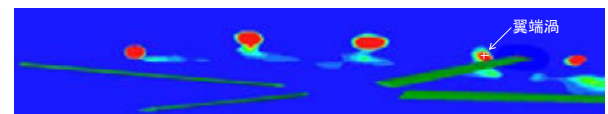


図 14 渦位置と渦度の取得例

表 5 ミスディスタンスの比較

	Model 1	Model 2
Miss distance [c] [adv. side]	0.018	-0.112
Miss distance [c] [ret. side]	-0.201	-0.104

表 6 渦度の比較

	Model 1	Model 2
Vorticity magnitude [adv. side]	0.924	1.273
Vorticity magnitude [ret. side]	0.921	1.417

5. まとめ

ヘリコプタにおける CFD の予測精度向上を目的として、JMRTS データベースを利用した形状モデル忠実度の影響について検証を行った。検証の結果、以下のことがわかった。

1. 形状忠実度の胴体上の圧力変動の予測への影響

ハブ・グリップとマストの影響について検証を行った結果、クロスライン上の圧力分布の比較から、ハブ・グリップはハブ周辺の圧力分布の予測結果に影響を与え、ハブ周辺の圧力分布は、ハブ・グリップをモデル化することで、実験と良好一致を示した。また、マストは胴体後方における圧力変動への影響が大きく、ブレード通過に伴う圧力変動の後に生じる変動は、マストによって乱れた流れ場から生じる渦の通過によって起こっていることがわかった。

以上のことから、実験の再現には、ハブ・グリップとマストをそれぞれモデル化する必要があることが示唆された。

2. BVI の予測精度への影響

BVI の予測における胴体の影響について検証した。胴体の有無における検証計算の結果、胴体を含めることによって、胴体周辺の流れ場が変化するため、ミスディスタンスと渦度の予測結果に影響が見られた。その結果、BVI の予測への影響は、位相に影響はないが、BVI の強さに一定の影響があることがわかった。

本数値計算において、トリム調整を行わずにブレードの運動を定義して計算を行った。ロータの空力に胴体の影響があることが確認されたため、同じ空力条件で比較するためには、ブレードの舵角等がそれぞれ異なることが推測される。今後はトリム解析を行い、弾性変形も含めた解析を実施し、さらなる比較・検証を行っていく。

参考文献

- [1] Y. Tanabe, S. Saito and H. Sugawara, “Evaluation of Rotor Noise Reduction by Active Devices Using a CFD/CSD Coupling Analysis Tool Chain”, 1st Asian Australian Rotorcraft Forum and Exhibition 2012, Busan, Korea, February 12-15, 2012.
- [2] F.X. Caradonna and C. Tung, “Experimental and Analytical Studies of a Model Helicopter Rotor in Hover”, NASA TM-81232, 1981.
- [3] C. E. Freeman and R. E. Mineck, “Fuselage Surface Pressure Measurements of a Helicopter Wind Tunnel Model with a 3.15-Meter Diameter Single Rotor”, NASA TM 80051, March 1979.
- [4] Berend G. van der Wall, “2nd HHC Aeroacoustic Rotor Test (HART II) - Part I: Test Documentation” Institute Report IB 111-2003/31, German Aerospace Center (DLR), Braunschweig, Germany, 2003.
- [5] Berend G. van der Wall and Casey L. Burley, “2nd HHC Aeroacoustic Rotor Test (HART II) - Part II: Representative Results” IB 111-2005/03, German Aerospace Center (DLR), Braunschweig, Germany, 2005.
- [6] 田辺安忠, 齊藤茂, 小曳昇, 室田勝一, 林恭平, 平岡克己, 菅原瑛明, “ロータと胴体の干渉流れ場に関する実験的研究”, JAXA-RR-10-003, 2010.
- [7] Y. Tanabe, et al., “SIGNIFICANCE OF ALL-SPEED SCHEME IN APPLICATION TO ROTORCRAFT CFD SIMULATIONS”, 3rd International Basic Research Conference on Rotorcraft Technology, Nanjing, China, October 14-16, 2009.
- [8] 田辺安忠, 齊藤茂, 菅原瑛明, “rFlow2Dコードの低Re数流れ場における検証”, JAXA-RM-10-005, 2010.