

## ロータ模型を用いた風洞実験データベースの構築と検証

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) , 齊藤 茂 (宇宙航空研究開発機構)

### Validation of a wind-tunnel test using a generic rotor model and establishing a new database

by

Yasutada Tanabe, Hideaki Sugawara, Shigeru Saito

#### Abstract

This paper presents the results of numerical validation of experimental data about the aerodynamic interaction between a helicopter rotor and a fuselage model based on a newly established experimental database called JMRTS (JAXA Multi-purpose Rotor Test System) database. The CFD code used in the computation is called “*rFlow3D*”, which stands for rotor Flow 3D. *rFlow3D* has been developed by JAXA based on the three dimensional compressible Euler equations. The cell-centered Finite-Volume Method and the moving overlapping grids method are used in the computation, where numerical flux is calculated by the mSLAU (modified SLAU) scheme, time accuracy is given by four-stages Runge-Kutta integration, and the implicit unsteady solver is constructed with a dual-time stepping method. Hover and forward flight cases are numerically simulated. In hover cases, the rotor performance was obtained in a good agreement with experimental data. In forward flight cases, the amplitude and the phase of fluctuations in pressure on the surface of blades and fuselage were also obtained in a good agreement with experimental data. These results indicate that the experimental data and numerical results mutually corroborate their authenticity.

#### 1. はじめに

ヘリコプタは垂直離着陸やホバリングなど独特な飛行特性を持ち、ドクター・ヘリのような救急活動以外にも消防や農薬散布、報道、警察、山岳部における物資輸送など活躍の幅が広い。しかし、ヘリコプタの騒音はヘリポート近隣の住民にとっては環境問題の一つとなっている。そのために、運航に制限がかかる場合もあり、低騒音化に対する要求が高まっている。

ヘリコプタ騒音を予測するにあたり、ヘリコプタ周り、特にロータ・ブレード上の非定常な圧力変動を正確に予測することが必要である。また、BVI騒音のように先行するブレードから放出された翼端渦と後続ブレードが干渉する現象を予測するには、翼端渦の挙動を正確に予測することが非常に重要である。近年では、騒音低減のため、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が、期待されているアクティブ制御による騒音低減技術にはまだ課題が残されており、ヘリコプタ騒音の予測精度のさらなる向上が期待されている。

JAXAでは、ヘリコプタ全機周りの流れ場解析が可能な移動重合格子法に基づく圧縮性 CFD コード“*rFlow3D* (rotor Flow 3D)”を開発している<sup>[1][2]</sup>。このコードを用いた検証は過去にも行われてきており、Caradonnaらの行

ったロータのみのホバリング実験に基づいた基礎的な検証<sup>[3]</sup>やヘリコプタ胴体を含めた ROBIN (Rotor Body Interaction) モデルに基づいた検証<sup>[4]</sup>がされている。両者の検証結果では、おおよそ良い結果が得られたが、胴体を含めた検証では、実験結果との差が比較的大きく、別条件を含めてさらなる検証が必要である。検証を行うにあたり、実験データが必要になってくる。ヘリコプタの風洞実験は様々な機関で行われており、代表的な例としては、先に述べた ROBIN モデル<sup>[5]</sup>以外に単純な円柱を胴体模型に用いた GT モデル<sup>[6]</sup>、Dauphin 365N という実機の模型を用いた実験<sup>[7]</sup>、騒音計測実験として HART、HART II<sup>[8]</sup>などがある。しかし、これらの実験データは公開されていないか、限られた実験データのみでの公開など、CFD 検証用のデータとしては利用可能な範囲が限られている。

そこで JAXA では、独自の総合的な回転翼向けの CFD 検証用の実験データベースの構築を目的として、ヘリコプタの代表的な形をした胴体模型を設置し、ホバリングから前進飛行条件まで幅広い実験条件で風洞実験を行った。この実験データベースを JMRTS (JAXA Multi-purpose Rotor Test System) データベースと呼ぶ。JMRTS とは多目的回転翼試験装置のことである。また、この実験デー

データベースを用いてロータと胴体間の空力干渉についての考察も行われた<sup>19)</sup>。

本報告では、JMRTS データベースの概要及び、実験データベースを用いて“rFow3D”で検証計算を行った結果について報告する。

2. JMRTS データベース

2.1 JMRTS 実験模型

JAXA 所有の 6.5m×5.5m 低速風洞に多目的回転翼試験システム (JMRTS) を設置してロータと胴体との空力干渉を調べる目的で 2008 年に風洞試験が行われた。図 1 に風洞測定部に設置された実験装置の様子を示す。この実験装置は、ロータ直径が 2.042m で胴体の全長が 1.56m、ロータ面から下方の風洞壁までは 3.25m である。胴体模型はロータ直径内に完全に収まる形をしている。

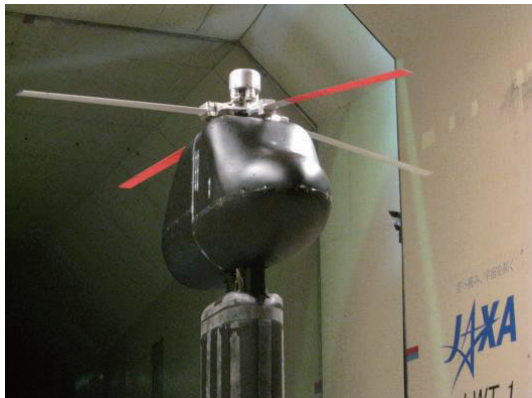


図 1 風洞測定部に設置された JMRTS

ブレードの形状は矩形で、翼型は NACA0012、ブレードルートカットは 0.206m、ブレードの振り下げは線形で  $\theta_r = -8.0 \text{deg/m}$  である。

この実験では、ブレードと胴体上面のそれぞれで非定常圧力を計測している。胴体上には、非定常圧力センサを中心線上 (以降センタラインと呼ぶ) に 9 点、ロータ中心から前方に 0.21m の断面位置 (以降クロスラインと呼ぶ) に 7 点 (センタラインとの交点含む) 設置し計測している。図 2 に胴体上に取り付けられた圧力センサの取り付け位置の概略図、表 1 に胴体上圧力センサ取り付け座標位置を示す。ここで、表 1 における原点はロータ中心としている。ブレードには、ロータ半径 90% の断面位置に 4 点の圧力センサを取り付けている。取り付け位置は、コード長に対して、先端から 1%、4%、7% のブレード下面に設置し、4% 位置にはブレードの上面にも圧力センサを設置している。図 3 にブレードに取り付けた圧力センサの概略図を示す。

その他にも、ロータ 6 分力およびブレードの 3 軸運動 (フェザリング、フラッピング、リード・ラグ) の非定常データも計測している。

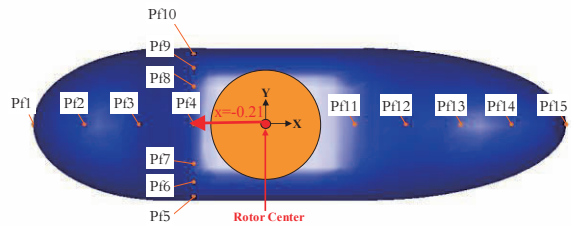


図 2 胴体上に取り付けた圧力センサの位置

表 1 胴体上圧力センサの座標位置

No	X [m]	Y [m]	Z [m]
Pf 1	-0.680	0	-0.459
Pf 2	-0.526	0	-0.285
Pf 3	-0.369	0	-0.213
Pf 4	-0.212	0	-0.068
Pf 5	-0.212	-0.207	-0.125
Pf 6	-0.212	-0.167	-0.083
Pf 7	-0.212	-0.112	-0.066
Pf 8	-0.212	0.111	-0.067
Pf 9	-0.213	0.165	-0.081
Pf 10	-0.213	0.205	-0.120
Pf 11	0.257	0	-0.072
Pf 12	0.412	0	-0.141
Pf 13	0.569	0	-0.214
Pf 14	0.725	0	-0.258
Pf 15	0.880	0	-0.402

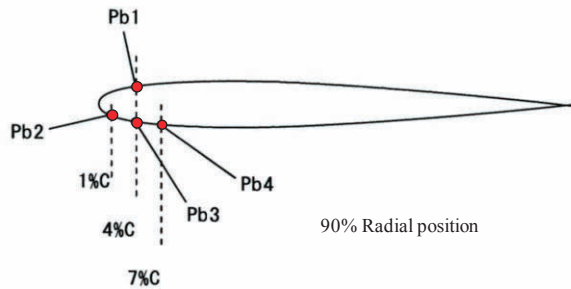


図 3 ブレード上に取り付けた圧力センサの位置 (ロータ半径 90%位置)

2.2 実験条件

今回は以下の実験が行われた。

- (1) ロータ・ハブのみの回転実験
- (2) 回転数が異なる場合のロータ性能実験
- (3) ホバリング飛行条件における風洞実験
- (4) ホバリング飛行条件における操縦応答実験
- (5) 前進飛行条件における風洞実験
- (6) 前進飛行条件における操縦応答実験
- (7) BVI 条件における風洞実験

ロータ性能実験では、翼端マッハ数  $M_{tip} = 0.188 \sim 0.565$  において、推力係数を増加させながら実験が行われた。

ホバリング飛行条件では、 $M_{tip}=0.315, 0.562$  の 2 種類の回転数で推力係数を増加させながら実験が行われた。

前進飛行条件では、模型の姿勢角を  $\alpha_s=-2.0$  (模型が後傾する方向に正) とし、 $M_{tip}=0.315, 0.562$  の 2 種類の回転数において、推力係数  $C_T=2.9 \times 10^{-3}, 4.8 \times 10^{-3}$  のそれぞれに対し、前進率を増加させながら実験が行われた。

BVI 条件では、模型の姿勢角を  $\alpha_s=4.0$  (模型が後傾する方向に正) とし、 $M_{tip}=0.313$  で  $C_T=6.4 \times 10^{-3}, 8.0 \times 10^{-3}$  のそれぞれで前進率を増加させながら実験が行われた。

### 2.3 実験結果

実験結果の例をいくつか紹介する。

図 4 にロータ性能評価実験から得られたロータ性能曲線を示す。翼端マッハ数  $M_{tip}=0.314$  以上の回転数において、分布がほぼ一致しているのがみてとれる。この結果から  $M_{tip}=0.314$  以上で回転数による影響がほとんどないことが確認できる。

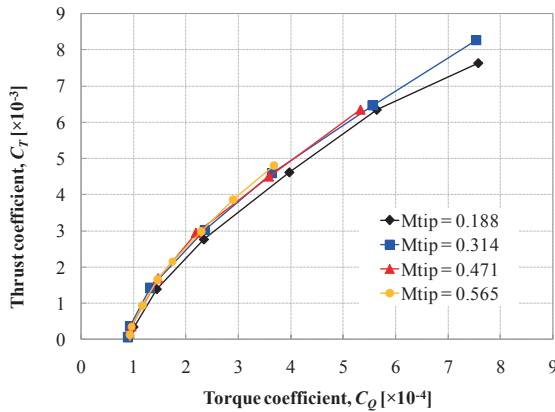


図 4 ロータ性能曲線

非定常圧力は、ロータ・ブレードが 1 周する間の変動をアンサンブル平均し 1 周分のデータを得ている。また、平均値は単純な平均により得られた値である。

圧力の無次元化は、ホバリング条件で一樣流速  $V_\infty=0$  であるため、音速  $a_\infty$  で無次元化を行っている。圧力係数  $C_{pa}$  は以下のように求めている。

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

ここで、 $P$  は圧力、 $\rho$  は空気密度である。

図 5 に前進飛行条件における胴体上のセンタラインにおける平均圧力分布を示す。前進率の増加に伴い、胴体の先端部では一樣流の動圧に比例した増加がみられた。また胴体後方では圧力が低下する傾向が得られた。これは、胴体後方で剥離が起り、負圧領域ができるためと考えられる。

図 6 に圧力センサ位置 Pf3 におけるホバリングおよび前進率  $\mu=0.05, 0.23$  時の非定常圧力分布を示す。圧力の値が周期的に変動している様子が見て取れる。圧力の変動が最も大きい方位角に注目すると、ブレードがちょうど圧力センサ上を通過する時であるのがわかる。このことから、ブレードが胴体上を通過する際に最も胴体に荷重がかかる事がわかる。

以上のように、今回の実験で得られた結果をデータベースとしてまとめた。今後、この実験データベースをもとに、CFD の精度検証、流れ場の考察を行っていく。

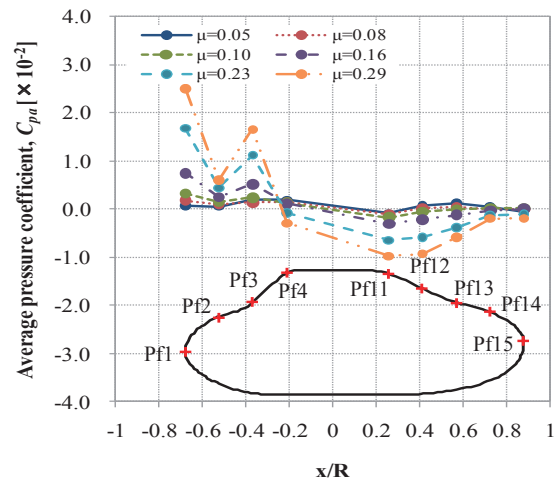


図 5 前進飛行条件における胴体上のセンタラインにおける平均圧力分布

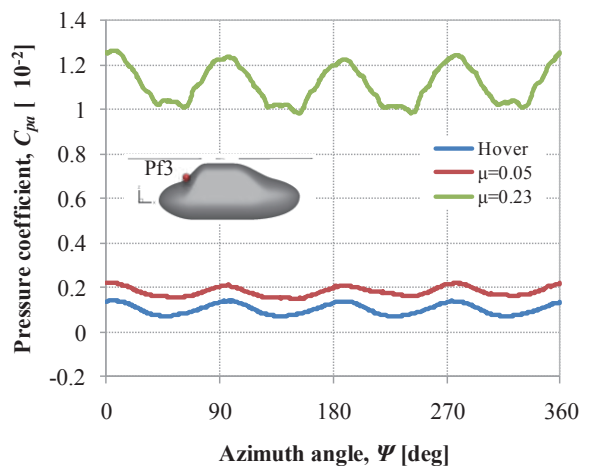


図 6 胴体上の Pf3 における非定常圧力分布

### 3. 数値計算による検証

JMRTS データベースを用いていくつかのケースで *rFlow3D* の検証計算を行った。

#### 3.1 計算手法

支配方程式は 3 次元圧縮性オイラー方程式で、以下のよう表される。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{V(t)} \mathbf{U} dV + \int_{S(t)} \mathbf{F} \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (4)$$

ここで  $\mathbf{U}$  は解ベクトル、 $\mathbf{F}$  はそれぞれ  $\mathbf{x}, \mathbf{y}, \mathbf{z}$  方向の流速ベクトル  $\mathbf{n}$  は法線方向の単位ベクトルである。それぞれの成分は、

$$\mathbf{U} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho \mathbf{v} \\ \rho e \end{pmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{pmatrix} (\mathbf{v} - \dot{\mathbf{x}}) \cdot \mathbf{n} \rho \\ (\mathbf{v} - \dot{\mathbf{x}}) \cdot \mathbf{n} \rho \mathbf{v} + p \mathbf{n} \\ (\mathbf{v} - \dot{\mathbf{x}}) \cdot \mathbf{n} \rho e + p \mathbf{v} \cdot \mathbf{n} \end{pmatrix} \quad (5)$$

である。 $\mathbf{v}$  はそれぞれ  $\mathbf{x}, \mathbf{y}, \mathbf{z}$  方向の速度ベクトル、 $\dot{\mathbf{x}}$  は移動セル境界の速度ベクトル、 $\rho$  は空気密度、 $p$  は圧力、 $e$  は全エネルギーである。

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。数値流速には、全速度型 SLAU スキームを移動重合格子法に適用するため修正を加えた、mSLAU (modified SLAU)<sup>[2]</sup> を使用し、物理量の値の再構築に空間 4 次精度の FCMT 法<sup>[10]</sup>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<sup>[11]</sup>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。

#### 3.2 計算条件

今回の検証では、ホバリング条件と前進飛行条件における数値計算を行った。表 2 に計算を行った条件を示す。ホバリング条件では、 $M_{tip}=0.562$  においてコレクティブ・ピッチを変化させ 4 ケース実施した。前進飛行条件では、 $M_{tip}=0.562$  において前進率  $\mu=0.05, 0.1, 0.23$  の 3 ケース実施した。

表 2 計算条件

Case No.		1	2	3	4	5	6	7
Flight condition		Hover				Forward flight		
Tip Mach number	$M_{tip}$	0.562				0.562		
AOA of rotor shaft plane	$\alpha_s$	0 deg				-2 deg		
Experimental thrust coefficient	$C_T [\times 10^3]$	0.12	0.84	2.27	3.74	4.73	4.72	4.76
Advance ratio	$\mu$	0	0	0	0	0.05	0.10	0.23
Blade collective pitch	$\theta_0$ [deg]	6.8	8.3	10.7	12.7	12.7	11.4	10.7
Lateral cyclic pitch	$\theta_{1C}$ [deg]	-0.1	-0.1	0.0	0.0	3.0	3.1	2.7
Longitudinal cyclic pitch	$\theta_{1S}$ [deg]	-0.1	-0.2	0.0	-0.1	-0.8	-1.5	-2.8
Blade conig angle	$\beta_0$ [deg]	0.0	0.1	0.5	0.9	2.3	2.3	2.2
Longitudinal flapping angle	$\beta_{1C}$ [deg]	0.1	0.1	0.2	0.1	0.1	0.2	0.2
Lateral cyclic pitch	$\beta_{1S}$ [deg]	-0.1	-0.2	0.1	0.0	0.0	-0.2	-0.1

本計算を行うにあたり、ブレードの運動はあらかじめ定義して計算をおこなっている。ブレード運動データは実験より得たデータを用いた。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・ラグ運動がある。それぞれの角度は 1 次の調和振動で表され、フェザリング角  $\theta$  は、

$$\theta(\Psi) = \theta_0 + \theta_{1C} \cos(\Psi) + \theta_{1S} \sin(\Psi) \quad (6)$$

$\theta_0$  はコレクティブ・ピッチ、 $\theta_{1C}$  は横サイクリック・ピッチ、 $\theta_{1S}$  は縦サイクリック・ピッチである。

フラッピング角  $\beta$  は、

$$\beta(\Psi) = \beta_0 + \beta_{1C} \cos(\Psi) + \beta_{1S} \sin(\Psi) \quad (7)$$

$\beta_0$  はコーニング角、 $\beta_{1C}$  は前後方向の傾き角、 $\beta_{1S}$  は左右方向の傾き角である。

リード・ラグ角は、

$$\zeta(\Psi) = \zeta_0 + \zeta_{1C} \cos(\Psi) + \zeta_{1S} \sin(\Psi) \quad (8)$$

$\zeta_0$  はリード・ラグ角で、 $\zeta_{1C}$  は 1 次調和振動の  $\cos$  成分、 $\zeta_{1S}$  は 1 次調和振動の  $\sin$  成分である。今回はこのリード・ラグは与えていない。

#### 3.3 計算格子

計算格子はブレード格子と胴体格子、内側背景格子と外側背景格子の 4 種類の格子を作成し、重合させて計算を行った。背景格子は、3 次元方向に直線的に格子点を分布させた直線格子である。内側背景格子は渦の拡散を防ぐため等分布に格子点を配置し、格子幅はブレードコード長の 15%程度としている。外側背景格子は、内側背景格子と格子点が連続的になるように配置し、徐々に格子間隔を広げていくような分布にしている。図 7 に解析格子全体図、図 8 に JMRTS モデル周りの重合格子の様子を示す。解析領域の大きさは  $20\text{m} \times 5.5\text{m} \times 6.5\text{m}$  ( $X \times Y \times Z$ ) とし、前方の境界条件 (流入条件) の影響を受けないようにするため、解析モデルの前後に 10m の大きさをとっている。また、Y-Z 断面の大きさは実験した風洞と同じ断面をとっている。

ブレード格子は翼端部分を正確にモデリングし、付け根部分についてはルート・カット部までモデル化、グリップ部はモデル化をしていない。胴体格子はロータ・ハブ周りのモデル化を行わずに単純形状としている。各格子トポロジーは SOH 型である。

各格子の格子点数は、内側背景格子では、 $285 \times 285 \times 178$  ( $X \times Y \times Z$ )、外側背景格子は、 $151 \times 151 \times 121$  ( $X \times Y \times Z$ )、ブレード格子は、 $101 \times 101 \times 21$  ( $\text{span} \times \text{chord} \times \text{normal}$ )、胴体格子は  $101 \times 101 \times 15$  ( $\text{span} \times \text{chord} \times \text{normal}$ ) である。全体の格子点数はおおよそ 1700 万点である。



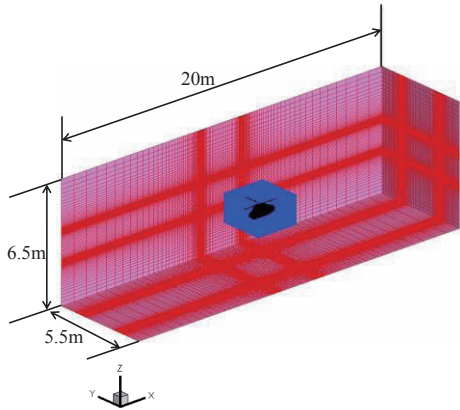


図 7 解析格子全体図

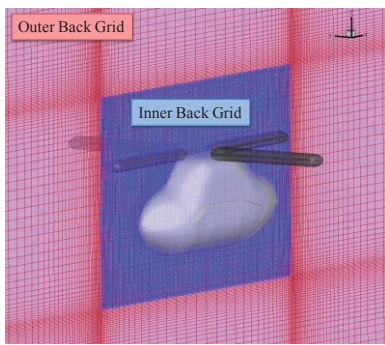


図 8 重合格子の様子

4. 計算結果の検証

数値計算から得られた結果と実験値との比較を示す。

4.1 ロータ性能の比較

ホバリング条件における  $M_{tip}=0.562$  の  $C_T-C_Q$  カーブの実験と計算結果の比較を図9に示す。推力係数  $C_T$  は、良く一致した結果が得られ、トルク係数  $C_Q$  は、過小に評価された結果が得られた。これは粘性を考慮していないため、ブレードに働く摩擦抵抗が評価されていないことが原因として考えられる。全体的には、定性的に良い一致が得られた。

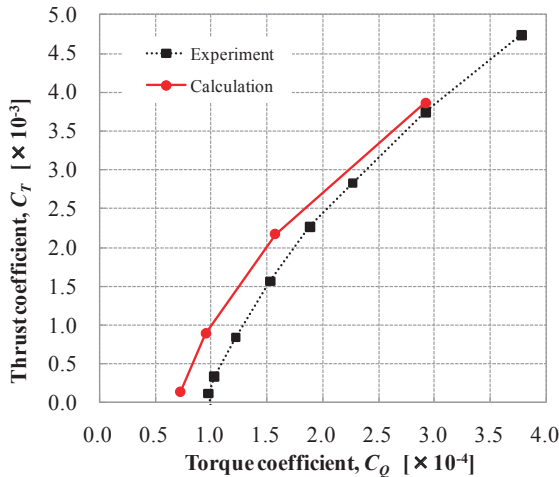


図 9 ロータ性能曲線の実験と計算結果の比較

4.2 胴体表面圧力分布の比較

前進飛行条件における  $M_{tip}=0.562$ 、 $\mu=0.05$  と  $0.23$  における胴体上の平均圧力分布の実験と計算結果の比較を図 10 に示す。低速前進飛行条件では、全体的におおよそ良い一致が得られた。高速前進飛行条件では、胴体前方で良い一致が得られたが、ロータ・ハブ付近及び胴体後方であまり良い一致が得られなかった。特に、ハブ近辺においては、すべての条件においては良い一致が得られなかった。これについては、ロータ・ハブをモデル化していない事が原因と考えられる。今回実験で用いたロータ・ハブは比較的大きいため、ハブ付近の胴体に対する影響があると予想される。この点については、ハブをモデル化し検証を行っていく。胴体後方については、実際の流れ場を考えると、剥離が起きていると考えられるため、今回の非粘性計算では、良い一致が得られなかったと考えられる。

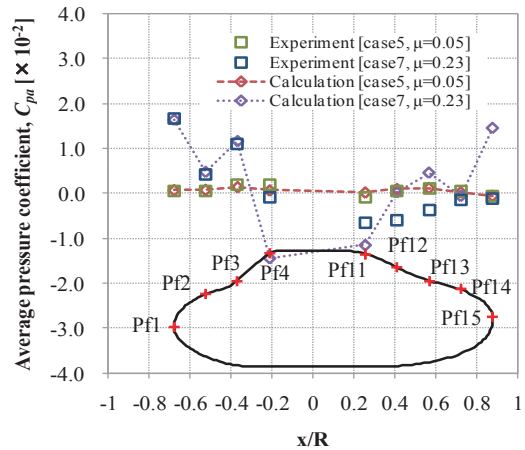
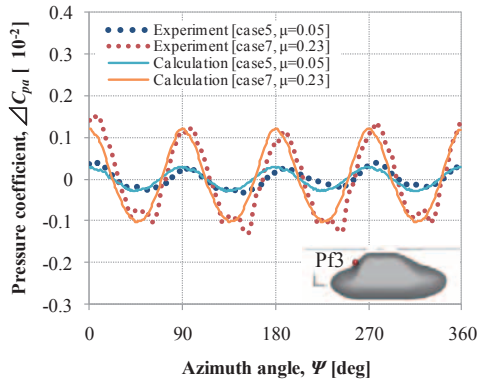


図 10 前進飛行条件における胴体上のセンタラインにおける平均圧力分布の比較 ( $\mu=0.05, 0.23$ )

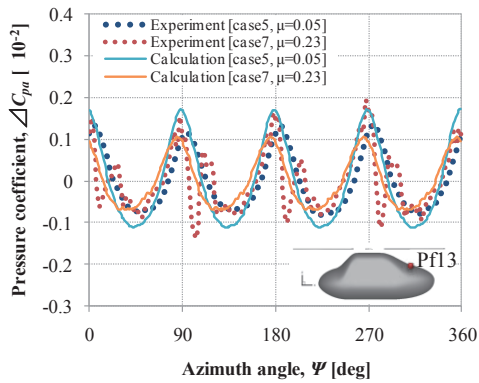
4.3 非定常圧力変動の比較

図 11 に  $\mu=0.05, 0.23$  における Pf3 と Pf13 の圧力変動値  $\Delta C_{pa}$  の実験と計算結果の比較を示す。胴体前方における Pf3 での比較では、変動幅および位相は定性的に良い一致が得られた。胴体後方における Pf13 では、 $\mu=0.05$  はおおよそ良い一致が得られた。また、 $\mu=0.23$  では大きな圧力変動は計算で捉えられたが、その後の小さな変動は捉えられなかった。これについては、ロータ・ハブ部のモデル化による影響や格子依存性など、さらなる検証が必要である。

図 12 に胴体中心断面上の圧力分布を示す。この図から、ブレード通過に伴って、胴体上に圧力荷重がかかっている様子がわかる。前進飛行では、一樣流の動圧の影響が胴体前方で大きいことが見て取れる。

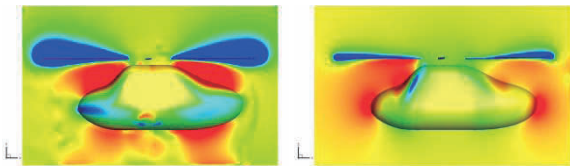


(a) Pf3



(b) Pfl3

図 11 前進飛行条件における胴体上の圧力の変動値  $\Delta C_{pa}$  の比較



(a) ホバリング (b) 前進飛行

図 12  $C_{pa}$  分布(Y=0)

5. まとめ

ヘリコプタロータと胴体模型を用いた実験データベースを構築し、概要について説明した。

構築したデータベースに基づき、3次元圧縮性 CFD コード“*rFlow3D*”の検証を行い、以下の結論が得られた。

- ロータの性能曲線の比較では、定性的に良い相関が得られた。
- 胴体上平均圧力分布の比較では、ホバリングおよび低速飛行条件において、ロータ取り付け部周辺を除く各圧力センサ位置でおおよそ良い一致が得られ、高速飛行条件では、胴体前方で良い一致が得られた。
- 非定常圧力変動の比較では、位相および変動幅ともに定性的に良い一致が得られた。

今後は格子依存性やハブのモデル化など、実験条件に近づけていくことで定量的な一致が得られるか検証していく。

参考文献

- [1] Y. Tanabe and S. Saito, “A simplified CFD/CSD LooseCoupling Approach For Rotor Blade Deformation”, JAXA-RR-08-008E, 2009.
- [2] Y. Tanabe and S. Saito, “Significance of All-Speed Scheme in Application to Rotorcraft CFD Simulation”, The 3<sup>rd</sup> International Basic Research Conference on Rotorcraft Technology, 2009.
- [3] 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, JSASS-2009-5010, 2009
- [4] Y. Tanabe, S. Saito and I. Otani, “Verification of Computation Results of Rotor/Fuselage Interaction Analysis using *rFlow3D* Code”, APISAT 2009.
- [5] 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.
- [6] S. G. Liou, N. M. Komerath and H. M. McMahon, “Measurement of the Interaction Between a Rotor Tip Vortex and a Cylinder”, AIAA Journal Vol. 28 No. 6 June 1990.
- [7] A. Le Pape, J. Gatard, and J. -C. Monnier, “Experimental Investigations of Rotor-Fuselage Aerodynamic Interaction”, J. AHS, April 2007.
- [8] J. Bailly, Y. Delrieux, and P. Beaumier, “Experimental Analysis and Validation of ONERA Methodology for the Prediction of Blade-Vortex Interaction”, 30<sup>th</sup> European Rotorcraft Forum.
- [9] 田辺安忠, 齊藤茂 他, “ロータと胴体の干渉による圧力変動の計測”, 第 47 回飛行機シンポジウム, JSASS-2009-5009, 2009
- [10] S. Yamamoto and H. Daiguji, “High-Order-Accurate Upwind Schemes for Solving the Compressible Euler and Navier-Stokes Equations”, Computers & Fluids, Vol.22, No2/3, (1993)pp.259-270.
- [11] 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.