

ヘリコプタ BVI 騒音解析

中尾雅弘*¹、内山直樹*¹、前田一郎*¹齊藤茂*²、青山剛史*²、近藤夏樹*²

On Helicopter BVI Noise Prediction

Masahiro Nakao, Naoki Uchiyama, Maeda Ichiro,

Shigeru Saito, Takashi Aoyama, Natsuki Kondo

ABSTRACT

In the present study, CFD study was performed for 4 bladed rotor in BVI condition in order to validate its predictable ability. The computation was chosen for the corresponding BVI test case which has been performed in the previous wind tunnel test that has been conducted under collaborative research with NAL and MHI in May, 2002. The wind tunnel test was performed with free stream velocity and the rotor angle of attack being the primary parameters. The blade pitch was cyclically controlled to achieve desired thrust amount. As output from the test, we measured rotor six-component force, near leading edge pressure data and sound pressure history at fixed observation. Likewise, CFD computation was performed and was validated against these corresponding data.

1. はじめに

ヘリコプタブレードの翼端渦が後続のブレードと非定常的に干渉することにより生ずる BVI (Blade Vortex-Interaction) 現象の把握は、低騒音、低振動を目指すヘリコプタ空力設計およびヘリコプタの運用条件の検討に資する重要な技術課題である。本研究では、弊社内で開発したロータ空力解析 CFD コードを用い、平成 14 年度に航空宇宙技術研究所大型低速風洞にて行った BVI 騒音風試 [1] に対応した BVI 解析を実施した。風洞試験では矩形 4 枚ブレードから成るロータを搭載したフェアリング模型に対し、主流速度及びロータ迎角を主たるパラメータとし、ロータ 6 分力、ブレード前縁近傍での表面圧力及び一定位置におけるマイク音圧履歴を計測した。CFD 解析においては、同結果から特に BVI 現象が顕著となった試験ケースについて非定常空力解析を実施し、風洞試験結

果との比較検討を行った。

2. BVI 騒音計測風洞試験

平成 14 年度に航空宇宙技術研究所大型低速風洞において、三菱重工業と航空宇宙技術研究所との共同研究の一環として、多目的高速回転翼試験装置を用いた BVI 騒音の計測を実施した。図 1 に 6.5m×5.5m 風洞計測室内に設置した試験装置の写真を示す。図 2 には平面図でその配置を示す。本試験で用いたロータ・ブレードは以下の諸元を有す。

- ・ブレード枚数： 4 枚
- ・ブレード半径： 1000[mm]
- ・ブレードコード長： 65[mm]
- ・平面形状： 矩形
- ・翼型： NACA0012
- ・振れ分布： 線形 -8°

風洞試験は、主たるパラメータを主流速度

*1 三菱重工業株式会社 (Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.)

*2 航空宇宙技術研究所 (National Aerospace Laboratory)

及びロータ迎角とし、BVIが顕著となることが予想されるヘリコプタ沈降時相当の飛行条件を含んだ多数のケースに対する計測を行った。計測ではマイク位置における音圧履歴を取得するとともに、音源となる翼面上の圧力変動を、翼端近傍90%スパン位置における前縁寄り4.5%コード位置において、上下面で測定した。

3. BVI騒音解析

本風洞試験において得られた結果をもとに、特に顕著なBVI騒音が計測された下記の試験条件を選定し、同条件でのBVI騒音解析を実施した。

一様流速度：	$V = 16.8$ [m/s]
ロータ迎角：	$\alpha = 4.0^\circ$ (後方傾斜)
ロータ回転数：	$Nr = 1000$ [rpm]
ロータ推力係数：	$CT = 0.0080$
(前進比：	$\mu = 0.16$)

図3に、風洞試験で本条件時において計測された各マイク位置での音圧履歴を示す。また図4には、ブレード前縁位置において計測されたブレード上下面の圧力履歴を示す。

3.1 解析手法

BVI騒音解析では、CFDによる空力解析から得られたブレード上非定常圧力分布を空力騒音解析コードへ入力し、音場波動方程式を数値的に解くことにより、特定計測点での音圧履歴を推定する。以下に、CFDおよび空力騒音解析に用いた各コードの諸元を記す。

空力解析コード

本コードは、ヘリコプタロータ空力解析に特化したMHI社内開発コード[2]である。重ね合わせ格子法を用い、2段の直交背景格子中において、各ブレードを囲むブレード格子がサイクリック運動をするものとする。

本コードは、BVI解析において重要な

るブレード後流の解像度の良い捕捉を狙い、背景格子においてはOsher-Chakravarthy型5次精度風上スキームを用い、時間積分には4次精度Runge-Kuttaスキームを適用している。ブレード近傍流れ場を解くブレード格子内においては、翼端近傍で気流が遷音速となる場合も考慮し、3次精度Osher-Chakravarthy型TVDスキームを採用している。時間積分にはLU-SGS陰解法を適用している。

本解析においては、背景直交格子の格子間隔を $0.15C$ (C :ブレードコード長)としている。また時間刻みは1イタレーション当たり、ロータ回転アジマス角 0.1° 相当の値を採用した。

空力騒音解析コード

本MHI社内コードではブレード表面の非定常圧力データのみを入力とし、音場波動方程式としてFfowcs Williams-Hawkings方程式をFarassat 1A型[2]と称する積分形で定式化した次式を基礎式として、計測点でのブレード空力荷重による音圧履歴を計算している。

$$4\pi P_L(x, t) = \frac{1}{c} \int_{surf} \left[\frac{\dot{\mathbf{p}} \cdot \mathbf{r}}{r(1-M_r)^2} \right]_{ret} ds + \int_{surf} \left[\frac{\mathbf{p} \cdot (\mathbf{r} - \mathbf{M})}{r^2(1-M_r)^2} \right]_{ret} ds + \frac{1}{c} \int_{surf} \left[\frac{(\mathbf{p} \cdot \mathbf{r})(r\mathbf{r} \cdot \dot{\mathbf{M}} + cM_r - cM^2)}{r^2(1-M_r)^3} \right]_{ret} ds \quad (1)$$

ここで、 \mathbf{p} はブレード表面要素に働く空力荷重ベクトル、 \mathbf{r} はブレード表面要素から音圧計測点を向く単位方向ベクトル、 r はその距離を表す。 \mathbf{M} はブレード表面要素の持つ局所速度ベクトルを一定音速 c で無次元化したものである。 M_r は内積 $\mathbf{M} \cdot \mathbf{r}$ を表す。各積分は、ブレード表面要素にわたり、各遅延時刻で評価された被積分関数に対して行われる。各ブレード表面要素から発せられた音波が計測点へ到達するまでに要する遅延時刻は、各瞬間におけるブレード表面要素と計測点との位置関係か

ら、伝播大気中での音速一定の仮定の下、ニュートン反復法により陰的に算出される。

4. 解析結果

本解析において設定したブレード・ピッチング運動の係数を表1に示す。風洞試験での平均推力係数 $CT = 0.0080$ と近い値を達成するにあたり、コレクティブ・ピッチを風洞試験での設定値より増す必要があった。

図5に本解析におけるロータ推力係数の履歴をロータ回転アジマス角に対して示す。コレクティブ・ピッチ角の調整により、推力係数が $CT = 0.0080$ の近傍で周期変動を示していることが確認できる。

図6に、本解析により得られたブレード前縁位置での圧力履歴を示す。同図は、風洞試験により得られた図4と同位置における圧力変動評価である。両者の比較により、本解析においてはブレード前進側（アジマス角 60° 近傍）および後退側（アジマス角 300° 近傍）で風洞試験において見られたBVIによるスパイク状圧力変動は捕らえられていない。

また本解析によるマイク3の位置におけるBVI音圧履歴を図7に示す。風洞試験結果との一致は得られていない。同図では(1)式に基づき、特にBVIの寄与が大きいと思われる圧力の時間微分項を含む第1項と、その他の第2、第3項の和による成分を分離表示したものを追記している。同図より、1)解析結果は、(1)式第2項+第3項の和が定常成分を持つ結果となっている。これは(1)式の評価において原理的に入ってくる成分であり、マイク音圧との比較ではフィルタリング操作の必要性が示唆される。図8は試みに風洞試験音圧波形を、第2項+第3項成分の波形と、定常成分相当シフトさせた上で比較したものである。同図から、各ブレードの1P運動に伴う、低周波数の音圧変動に関しては、本解析結果が概ね試験結果を追従しているものと思われる。2) BVIによるパルス的な音圧ピークは捕らえられてなく、図6の結果からも示唆されるように、BVI干渉による空力現象そのものが未だ十分に解像され

ていないものと思われる。特に、干渉時のブレードと翼端の位置関係が、風洞試験を再現しているか再検討する必要がある。

図9に、ロータ周りの瞬間時における渦度分布を示す。ブレード前進側および後退側でのBVIが観察されるが、図6に示した圧力変動に対しての影響が十分でない原因を、ブレード運動再現、翼端渦捕獲解像度等の観点で更に検討する必要がある。

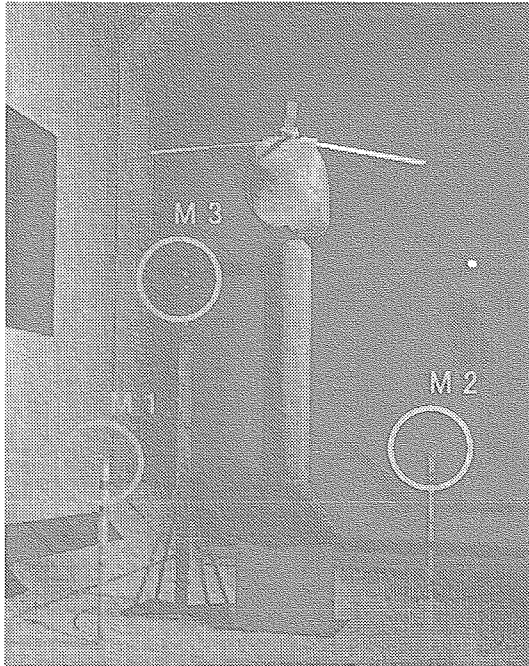
5. まとめ

MHI 社内で開発したロータ空力解析コードと空力騒音解析コードを用い、平成14年度に航空宇宙技術研究所大型低速風洞にて行った、4枚ブレード・ロータによるBVI騒音試験との対応解析を行った。

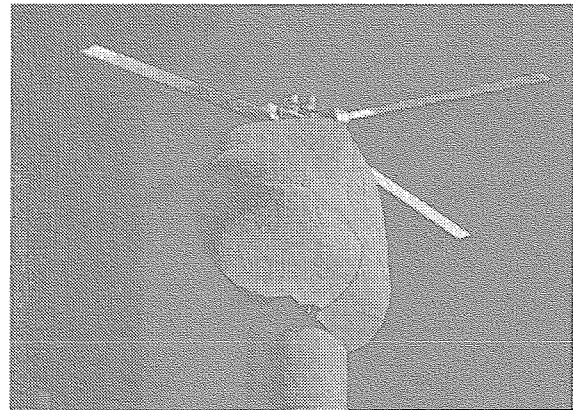
解析の結果、ブレード運動に伴う大局的な圧力変動と、これによるマイク位置での音圧履歴を定性的に捕らえることができたものの、BVI固有のパルス的な空力現象を解像するにはいたっていない。同現象の捕獲に向けた更なる検討が必要である。

参考文献

- [1] 近藤夏樹他、多目的高速回転翼試験装置を用いたBVI騒音の計測、第40回飛行機シンポジウム
- [2] 内山直樹、ヘリコプタ形態へのCFD解析の適用、航空宇宙技術研究所特別資料、SP-57、p.298-303.



(a) 回転翼試験装置およびマイク



(b) 回転翼試験装置
(ロータおよびフェアリング)

図1 BVI騒音計測風洞試験装置

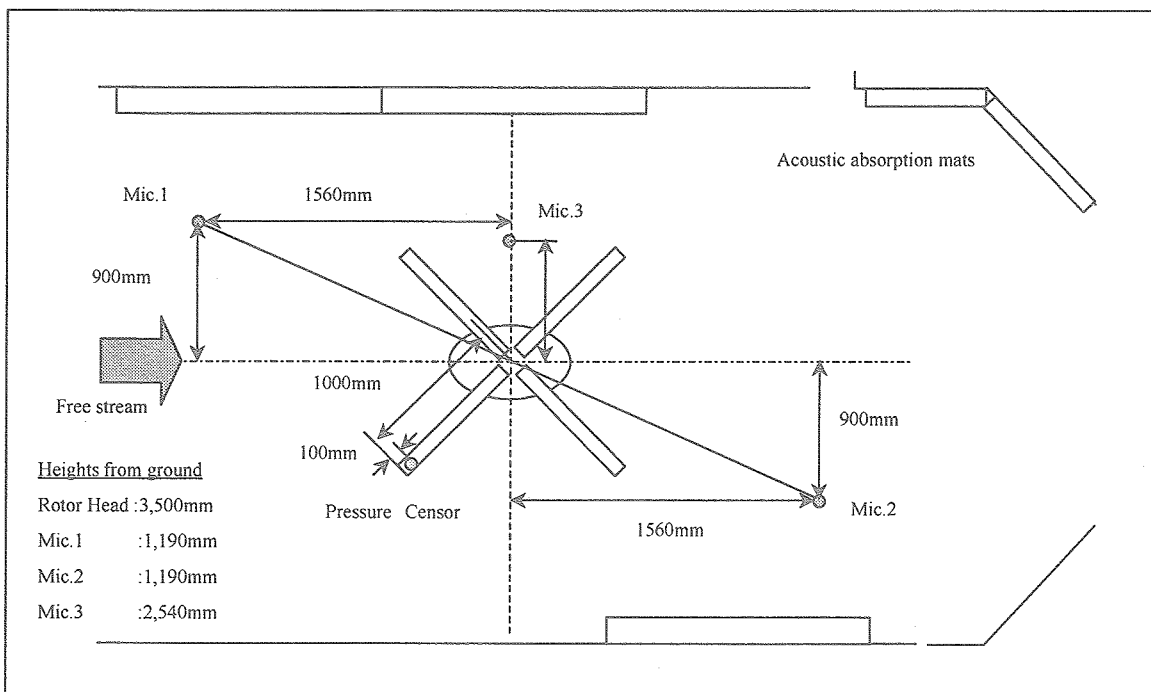


図2 BVI騒音計測風洞試験装置配置図

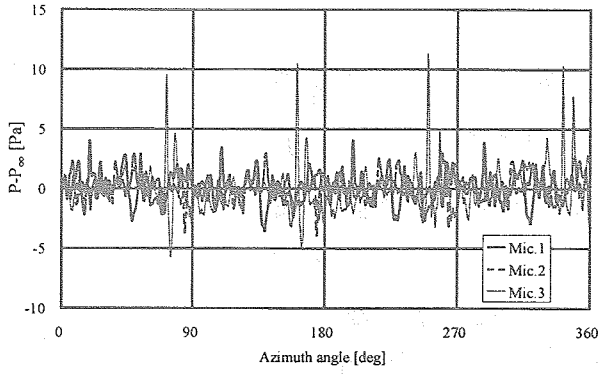


図3 風試によるマイク取得音圧履歴

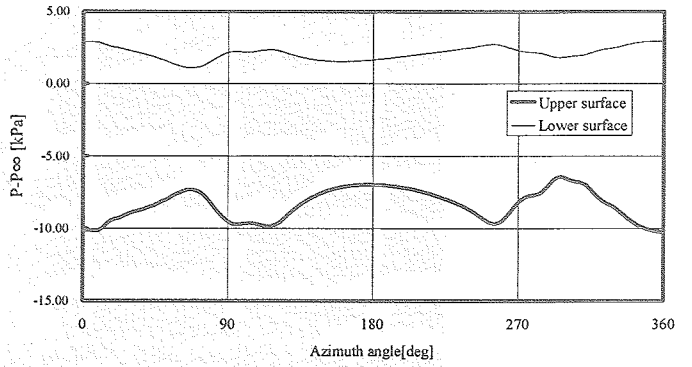


図6 CFDによるブレード前縁圧力履歴 (90%span, 4.5% chord 位置)

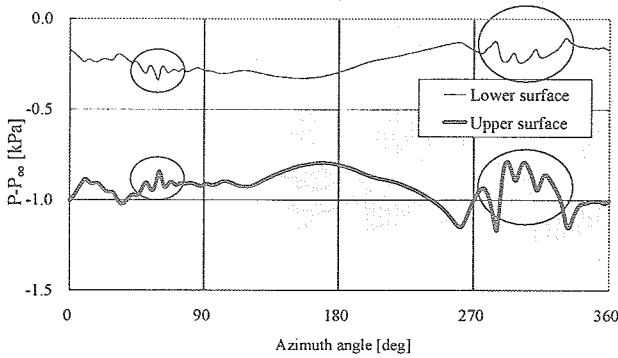


図4 風試によるブレード前縁圧力履歴 (90%span, 4.5% chord 位置: ○部で BVI が顕著)

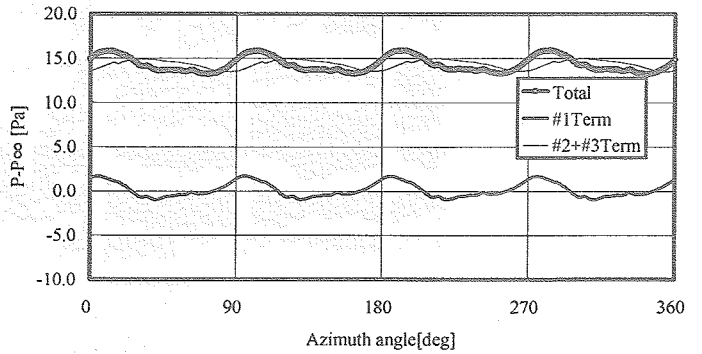


図7 CFDによる音圧履歴 (マイク3)

表1 ブレード・ピッチング運動係数

	θ_0	A_1	B_1
WTT	12.3	-3.2	2.6
CFD	14.0	-3.2	2.6

$$\theta = \theta_0 - A_1(\psi) - B_1 \sin(\psi)$$

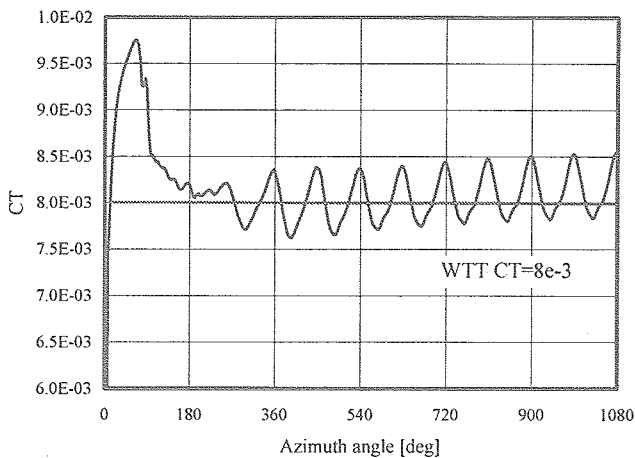


図5 CFDによるロータ推力係数の履歴

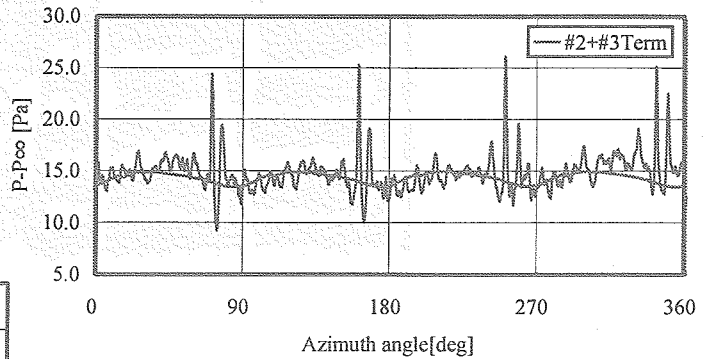
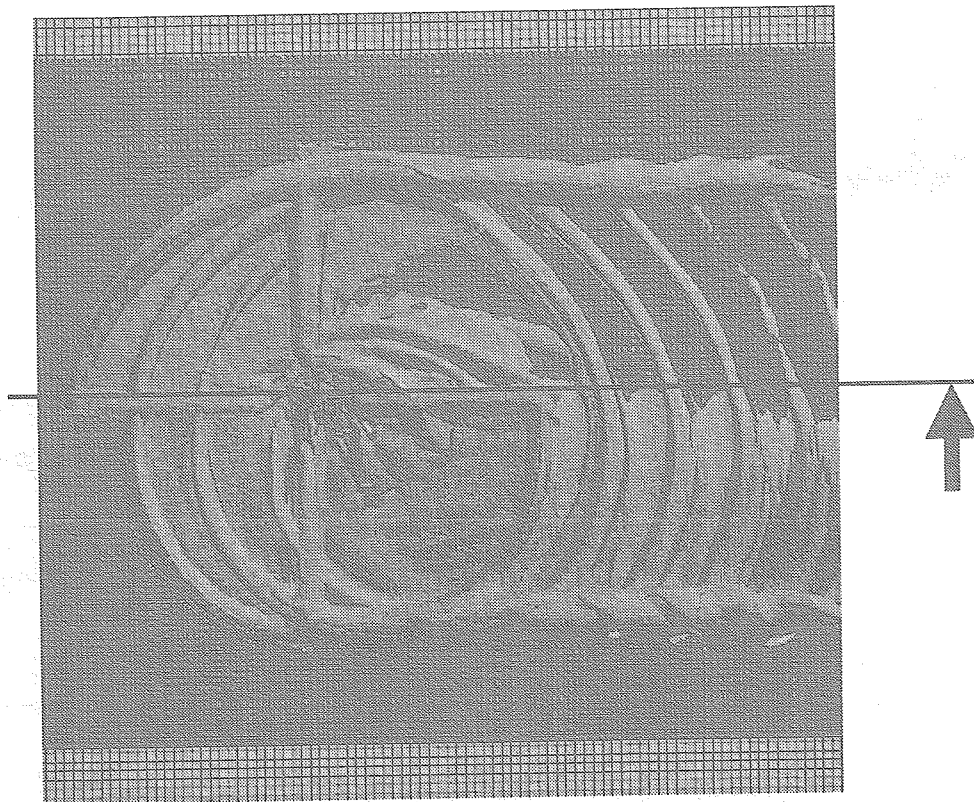
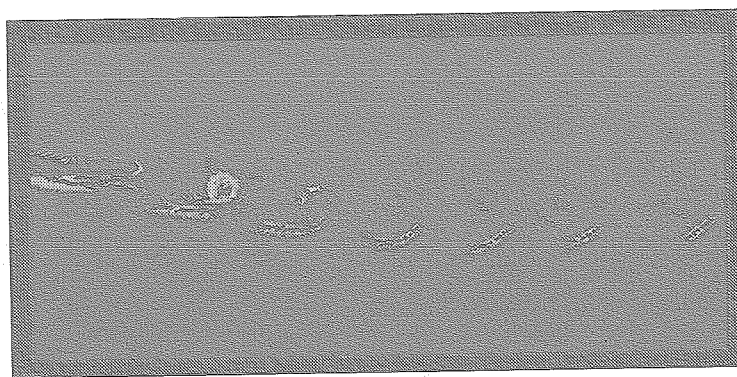


図8 風試およびCFDによる音圧履歴の比較 (風試波形をシフト) (マイク3)



(a) 上方視図



(b) 側方視図

図9 瞬間流れ場における渦度分布図 ($\mu=0.16$)