

ヘリコプタ・ブレードの翼端形状が BVI 騒音の指向性に与える影響

近藤夏樹^{*1}、中村英明^{*1}、山川榮一^{*1}、青山剛史^{*2}、齊藤茂^{*2}

Effect of Blade Tip Geometry on BVI Noise Directivity

by

Natsuki KONDO^{*1}, Hideaki NAKAMURA^{*1}, Eiichi YAMAKAWA^{*1}Takashi AOYAMA^{*2}, and Shigeru SAITO^{*2}

ABSTRACT

The analytical tool that is able to estimate the BVI noise level of a helicopter rotor has been developed under the mutual research cooperation between ATIC and NAL. This tool was applied to the estimation of the BVI noise carpet contour from 5-bladed rotor, this rotor was tested at DNW anechoic large speed wind tunnel. The calculation results show the good correlation of qualitative sound property and directivity between experiment and calculation results. However predicted noise level was overestimated. More accurate calculation has to be needed.

1. はじめに

都市部の新しい交通手段としてヘリコプタを普及させようとした場合、機体がヘリポート等にアプローチする際に発生する衝撃音、即ち BVI (Blade-Vortex Interaction) 騒音の低減は、環境問題の面から見ても重要な技術課題である。その為の1つの方法として翼端形状の工夫が挙げられ、著者らはこれまで幾つかの解析的検討を行ってきた。過去の研究では、前進角、下反角、テーパ等の付加が BVI 騒音低減に有効であるとの結論を得ているが、降下飛行条件が異なるケースや、BVI 騒音の指向性の変化といった点について検討が十分でなかった。

本研究では、複数の降下飛行条件に対し、ロータ下面の等騒音レベル線図の比較により、翼端形状の変化が BVI 騒音に与える影響について更に追求したので、その結果を報告する。

2. 風洞試験及び騒音計測

コンピュータヘリコプタ先進技術研究所 (ATIC) は、1998年の初期にドイツ・オランダ共用 (DNW) 無響風洞において、風洞試験を実施した。試験では、ロータ性能、騒音計測、ブレード上の圧力分布計測、LDV 及びPIV計測による後流計測また翼端渦の軌跡・構造計測、等を行った。ロータの直径は 2.0m、翼弦長 0.1107 mで、ブレード枚数は4及び5枚である。翼端形状に関しては、基本ブレードとして矩形、新設計のAT1形状、BERP形状を用いた。特に、低騒音型ロータとして設計されたAT1ブレード等の騒音特性の計測は、我が国

では初めてのケースである。現在は、大量に計測されたデータの処理の最中であり、総合的な解析結果は近い将来に公表される予定である。本論文では、騒音特性に焦点を絞り、現在航技研との間で進めているBVI解析コードの確立のため実験データとの検証を行い、翼端形状が騒音の指向性の関して及ぼす影響について検討する。図1は、DNW風洞内に設置されたATIC回転翼試験装置を示している。試験装置はスタンディング式に取り付けられており、装置の下方には騒音を計測するために13本のマイクロホンを1列に設置したトラバース装置が配置されている。図2は、この装置の概念図である。ロータ装置の2.4m下方を矩形(8.0m x 5.4m)の範囲を非常にゆっくりとした速度で走査し、流れ方向に24点計測することが可能である。DNW風洞の性能や各種計測装置等の詳細については他の論文に譲る¹⁾。

3. 解析手法

ATICとNALとの間で現在進めている共同研究「ヘリコプタ機外騒音低減技術の研究(その2)」の中で騒音解析手法の構築を図っている。その解析システムの概要を示したのが図3である。基本的な構成は、渦理論からなるCAMRAD IIを用いて、ブレードから吐出される翼端渦の軌跡及びブレードの有効迎角の計算、非定常オイラー方程式を用いた空力計算、波動方程式 Ffowcs Williams - Hawkings (FW-H)方程式による音圧計算の三段階からなる。BVI騒音を規定する主要なパラメータは、翼端渦のコアの大きさ、渦とブレードとの垂直距離

¹ コンピュータヘリコプタ先進技術研究所 (ATIC)² 航空宇宙技術研究所

(miss-distance)、渦とブレードが干渉しあうときの交差角度である。従って、CAMRAD II から求められる翼端渦の軌跡の正確さが、BVI騒音の大きさを推定する際に非常に重要となる。本解析では、渦理論から求められるブレードの有効迎角分布が、非定常オイラー解析においてブレードのピッチ角を規定する。このCFD解析によりブレード上での圧力分布を求め、波動方程式における騒音源としてインプットされる²⁾。FW-H方程式は、移動する音源場を記述する波動方程式であり、回転翼上の圧力変動を各計測点において空間積分することによって騒音を求める。

4. 解析結果

本解析においては、次のような仮定をしている。渦理論解析においては、ブレードは剛体とし、ブレードのフラッピング方向の自由度を許している。ベースとなるロータは図4に示すように、回転半径2m、ブレード翼弦長0.1107mの5枚ブレード・モデルロータ³⁾である。翼型はNACA23012を一部改造したものである。DNWにおいて得られた騒音のカーペットコンターは、ロータの43回転分を時間平均し周波数解析を行って求めたものである。

図5は、DNW試験で得られたスパン位置 $r/R=0.77$ におけるブレードのコード方向の圧力分布と非定常オイラー解析結果を各方位角位置で比較したものである。試験条件としては、 $\mu=0.16$ 、 $\alpha_{TPP}=4.52^\circ$ 、 $C_T=6.4 \times 10^{-3}$ 、 $M_{\text{hover}}=0.618$ である。CFD解析結果は風洞試験結果を良く推定しており、騒音源であるブレード上の圧力分布として騒音解析に使用された。図6には、5枚の矩形ブレードを持つロータ仮面の騒音カーペットコンターである。実験では、前進側の方位角80度付近にBVIによる騒音のピークが現れている。後退側でも、方位角300度付近でBVIによる騒音のピークが現れる。解析では、前進側でのBVI騒音のピークを良く推定している。しかし、後退側では、BVI騒音を判別しづらい。騒音レベルでは、実験値に比べると最大で5dBの差がある。全般的な発生位置や騒音レベルの傾向については、現在開発中のBVI騒音解析コードは良い推定値を示すことがわかる。

騒音を低減するために、翼端形状を変化させたときの効果を調べた。図7には矩形の他、上下反角、前進・後退角の翼端形状をもつブレードのロータ下方における騒音カーペットコンターが示されている。計算条件は、実験時と同じである。

(1) 上/下反角を付加した場合

BVI騒音レベルを規定する要因として、ブレードと翼端渦の垂直距離(miss-distance)がある。この距離を変化させる目的で翼端に上/下半角をつけ、BVI騒音への影響を調べた。その結果、干渉時のブレードと渦の間

隔が広がる為、騒音は全体的に低減している。

(2) 前進/後退角を付加した場合

ブレードと翼端渦との交差角もBVI騒音を規定する1つのパラメータである。前進/後退角の付与は、交差角の変化を付けるが、かえって干渉を起こす位置が他へ移動するという結果を招き、このケースでは矩形よりも全般的に騒音が増大する。また、前進角をつけたケースでは、騒音が最大となる領域が下流側へ移動する傾向が見られた。

5. 結論

本解析の結果、次のような結論が得られた。

1. ロータから発生するBVI騒音の指向性に関しては、ATICとNALの間で構築を進めているBVI騒音解析システムの結果は、定性的には実験値の傾向を示すが、全体的には過大評価となった。
2. ブレード形状に関しては、上/下反角を翼端に付与することでBVI騒音レベルを下げる可能性が示された。これは、miss-distanceが変化したことによって示された。他方、前進/後退角を付与した場合、翼端付近でのブレード翼端渦の交差角の位置を変化させる結果にはなるが、別の位置で同様な現象が発生し、結果として騒音レベルの増加となった。

今後はこのような基本形状の計算結果を元に、BVI騒音の低減に効果のある翼端形状について検討を進めていく予定である。

6. おわりに

BVI騒音解析コードの構築は、翼端渦の正確な軌跡を模擬することが、騒音レベルの推定に重要なポイントである。渦理論とCFD計算及び騒音解析の組み合わせた解析システムは、設計に関して簡便な手法として用いることができるが、今後さらなる改良が必要である。

7. 参考文献

- [1] Murashige, A., Kobiki, N., Tsuchihashi, A., Nakamura, H., Inagaki, K., Yamakawa, E.: ATIC Aeroelastic Model Rotor Test at DNW, 24th European Rotorcraft Forum, 1998.
- [2] Aoyama, T., et al., Calculation of Rotor Blade-Vortex Interaction Noise using Parallel Super Computer, 22nd European Rotorcraft Forum, No.8, 1996.
- [3] Nakamura, H., et al., Effect of Blade Geometry on BVI Noise in Various Flight Conditions, AHS International Meeting on Advanced Rotorcraft Technology and Disaster Relief, Paper No. T4-6, 1998.

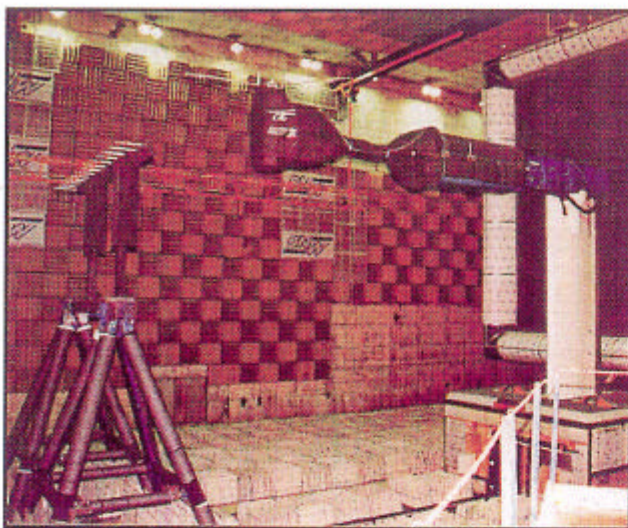


図1 DNW風洞内に設置されたATIC試験装置

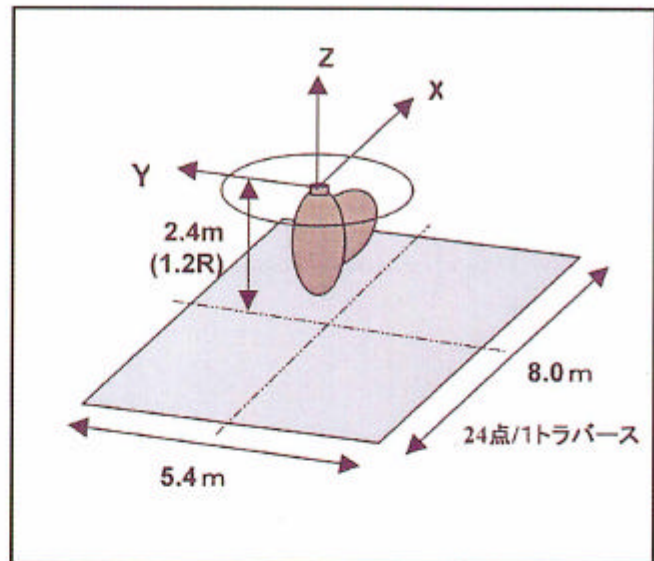


図2 騒音計測トラバース装置の概要

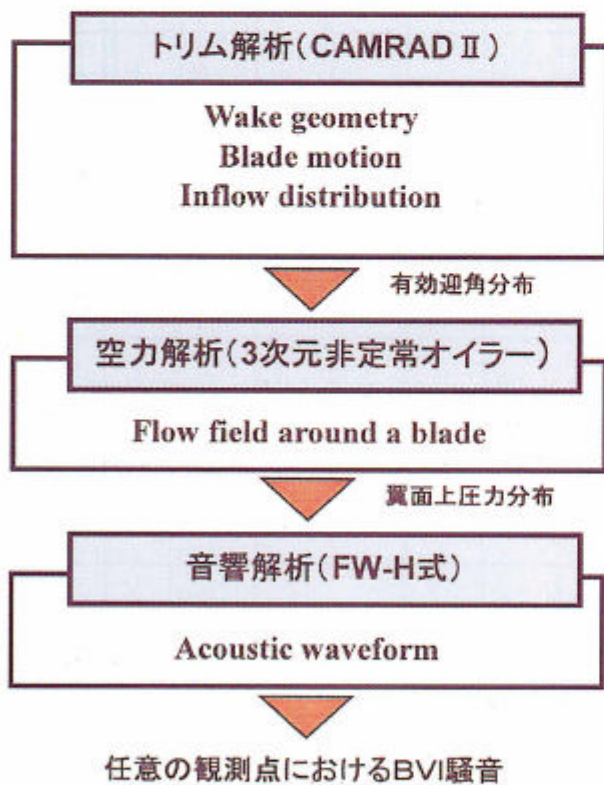


図3 BVI解析フロー

● ○: 実験値
: 解析値

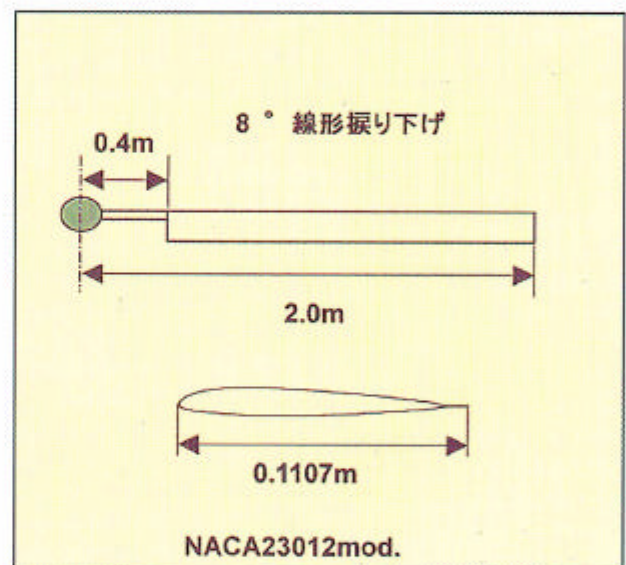


図4 NDW試験で用いたブレード

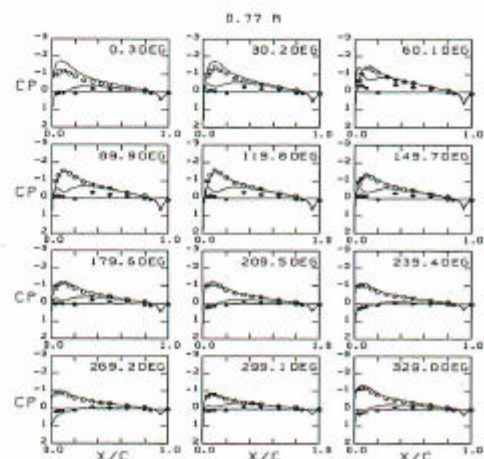


図5 ブレード上の圧力分布の比較

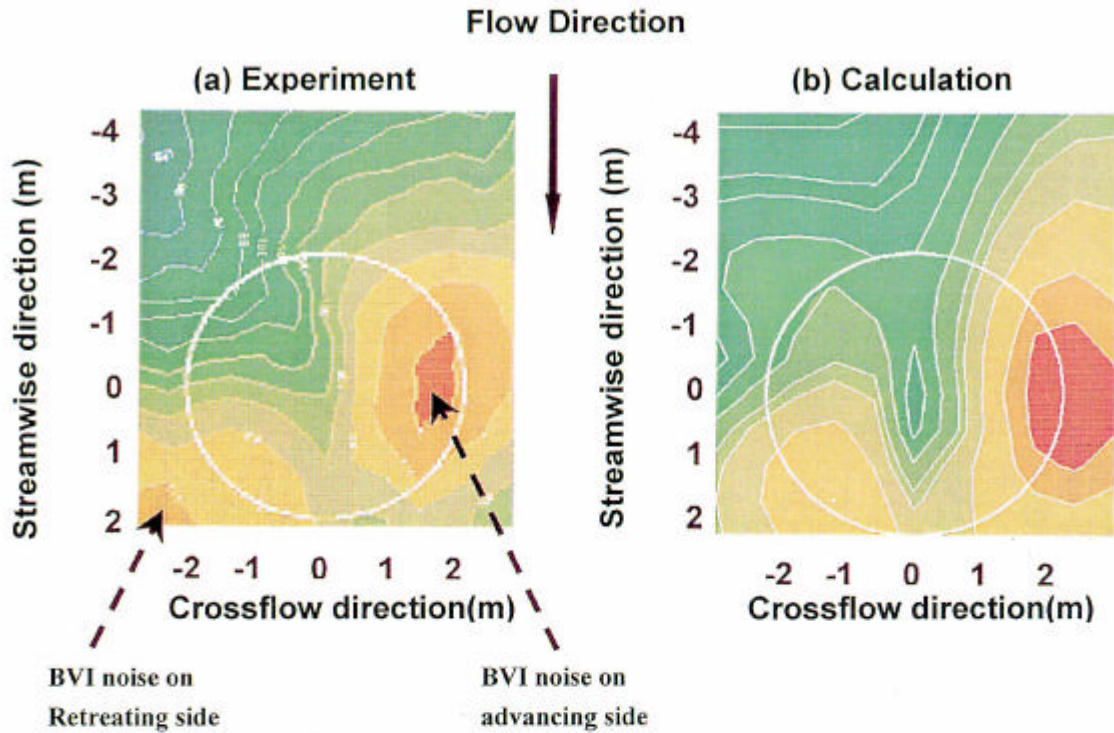


図6 5枚の矩形ブレードを持つロータの騒音特性の比較
 ($\mu = 0.16$ 、 $\alpha_{TPP} = 4.52^\circ$ 、 $C_T = 0.0064$ 、 $M_{hover} = 0.618$)

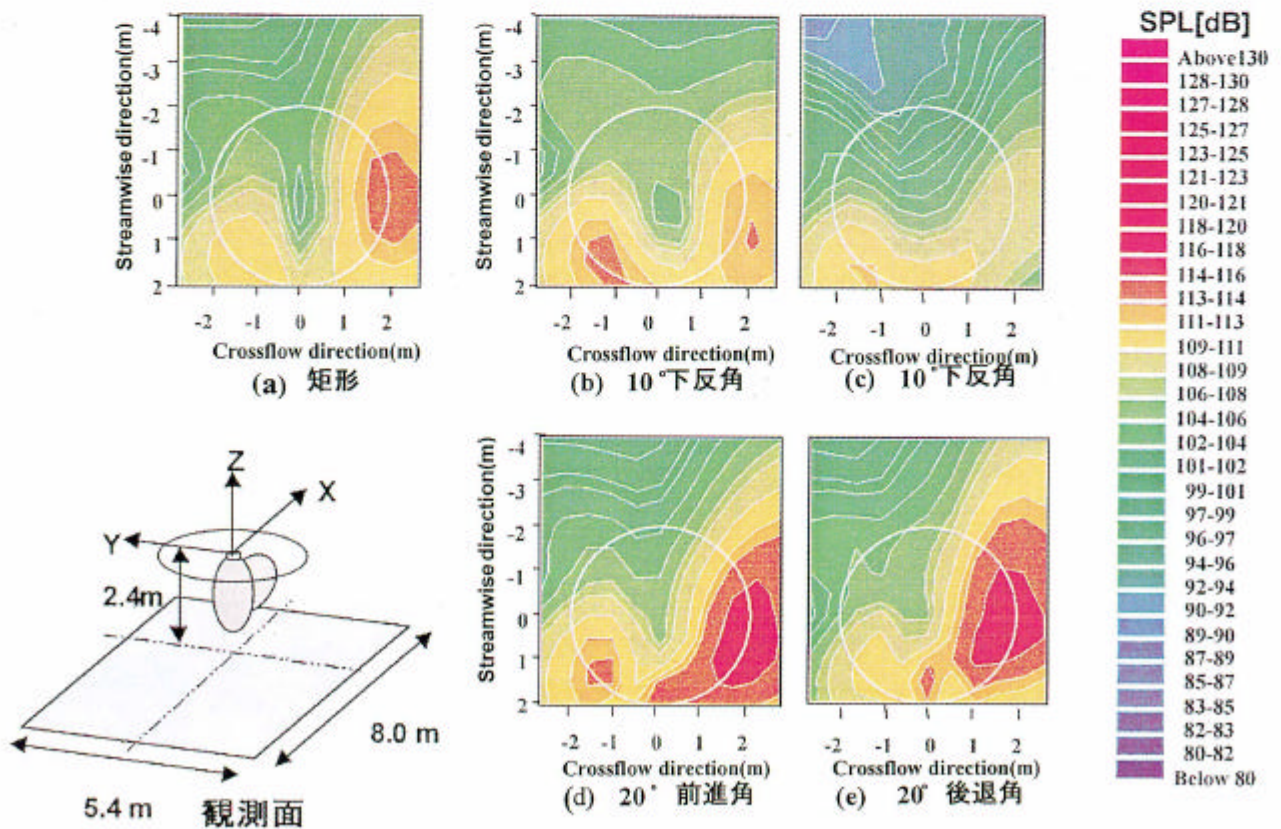


図7 翼端形状がBVI騒音に与える影響