

ヘリコプタ・ブレードの幾何形状がBVI騒音に与える影響

中村英明, 近藤夏樹, 青木誠(ATIC*), 青山剛史, 齊藤茂(航技研)

Effect of Blade Geometry on BVI Noise of Helicopter Rotor

by

Hideaki Nakamura, Natsuki Kondo, Makoto Aoki(ATIC), Takashi Aoyama, Shigeru Saito(NAL)

ABSTRACT

A prediction method for blade-vortex interaction (BVI) noise of a helicopter rotor is developed. This method consists of following four steps: 1) trim analysis using CAMRAD II based on the lifting line theory, 2) interpolation of blade motion and the wake geometry, 3) aerodynamic analysis using a finite difference solver for the three-dimensional unsteady Euler equations, and 4) noise analysis using an aeroacoustic code based on the Ffowcs Williams and Hawkins(FW-H) formulation without the quadrupole term. The predicted acoustic waveform for the OLS model rotor is compared with experimental data and reasonable correlation is obtained. This method is applied to investigate the effect of the tip shape on the intensity of the BVI noise. For the first step, the effects of anhedral, dihedral, swept and tapered tip shapes are discussed. As a result, it is shown that the anhedral, swept-forward, and tapered tip shapes are good for the reduction of the BVI noise in a descent flight condition.

1. はじめに

近年、ヘリコプタによる旅客輸送の需要が増すにつれ、住宅密集地やヘリポート周辺におけるヘリコプタの機外騒音が問題になっている。機外騒音の中でも、メインロータのブレードが先行する他のブレードもしくは自身の発生する翼端渦と干渉することにより発生するブレード/渦干渉騒音(BVI騒音)は、一般に低速降下中に発生しやすく、ひとたび発生すると他の騒音に卓越し、極めて耳障りな騒音となる。すなわち、ヘリポートなどへの着陸時に付近住民に与える影響が大きく、都市部におけるヘリポート設置の妨げとなっている。以上の様な背景から、BVI騒音の低減指針を得るための研究が世界で盛んに行われている。

これらの研究は、実験及び解析の両面から行われており、前者の代表的な研究例としては、文献(1), (2), (3)などがある。しかし、回転翼の実験は固定翼のそれより、はるかに複雑で莫大なコストがかかるため、実験から包括的な知見を得るのはかなり困難であると思われる。従って、実験的研究の欠点を補うため、解析的な研究が重要となり、他機関でも文献(4), (5)のように研究が進められている。筆者らも、BVI騒音の低減指針を得るために、解析システムを構築し、検証を行ってきた⁽⁶⁾⁽⁷⁾。

本研究では、BVI騒音の強度に影響を及ぼす要因として、ブレード幾何形状に着目した。過去に行われた類似の研究例としては、後退角、下反角、テーパ、ねじり下げを扱った文献(8)や後退角、BERP翼を扱った文献(9)などがあるが、いずれも実験によるもので解析的に研究された例はない。そこで本研究では、ブレード幾何形

状がBVI騒音に及ぼす影響を調べ、騒音低減の可能性を探ったので、その結果を報告する。

2. 解析手法

BVI騒音解析システムのフローチャートを図1に示す。本解析システムは、基本的に4つの解析コードで構成されている。以下に各解析コードについて述べる。

(1) トリム解析コード

ヘリコプタ・ロータのトリム解析には、ヘリコプタ総合解析プログラムのCAMRAD IIを用いた。本コードでは、ヘリコプタ特有の複雑な後流の形状を自由渦モデルで計算し、渦による誘導速度場はビオ・サバルの法則を用いて計算する。

(2) 補間コード

通常、CAMRAD IIの計算は収束性などの問題から、方位角方向に10度刻みで行っているが、瞬間的な干渉によって生じるBVI騒音の解析には精度が不十分である。精度を向上させるために、文献(10)を参考に以下の処理を行うコードを作成した。

- ① CAMRAD IIから得られた10度刻みのブレード及び翼端渦位置を、方位角方向に任意の刻み(本解析では1度刻み)で補間する。
- ② 補間した位置において、翼端渦による誘導速度の計算をビオ・サバルの法則により行う。
- ③ CAMRAD IIで得られる渦全体による誘導速度の垂直成分から、翼端渦による誘導速度の垂直成分を差し引いて、翼端渦以外の渦(近傍、遠方渦等)による誘導速度の垂直成分を求め、方位角方向に任意の刻みで補間する。
- ④ CAMRAD IIで得られる全ての影響を含んだ垂直速度成分から、渦による誘導速度の垂

直成分を差し引いて、ブレードの運動（フラッピング等）による垂直速度成分を求め、任意の刻みで補間する。

- ⑤②、③及び④の結果を足し合わせることににより、CAMRAD IIでは得られなかった細かい方位角位置における誘導速度が求められる。⑥⑤で得られた誘導速度を用いて、有効迎角を求める。

(3)CFDコード

補間コードにより得られたブレードの有効迎角分布をもとに、渦の影響を有効迎角の変化で近似するangle-of-attack法⁽¹¹⁾を用いて、CFDコードによるブレード周りの非定常空力解析を行う。基礎方程式は回転座標系で記述された3次元オイラー方程式であり、同式を差分法によって解くことによりブレード周りの流れ場を求める⁽¹²⁾。

(4)音響解析コード

CFDコードから得られたブレード表面上の圧力分布をもとに、Ffowcs Williams and Hawkingsの式（4極子の項を含まない）に基づく音響解析コード⁽¹³⁾を用いて任意の観測点に伝搬する圧力の擾乱、即ちBVI騒音を求める。

3. 解析条件

ブレードの基準モデルとして、矩形の翼端形状を持つAH-1/O L Sモデルロータ（1/7スケール）⁽¹⁴⁾を用いた。本ロータの諸元を表1に示す。観測点はロータ中心から3.44R前方で30°下方（図2）の場所である。その他の解析条件は表2に示す。

一般的にBVI騒音の強度に影響を及ぼすと言われている要因としては、1)ブレードと翼端渦の干渉時の距離、2)交差角度、3)渦強度とコア径が挙げられる。本解析では、それぞれの要因について影響を調べるため、20°の上/下反角、40°の前進/後退角、1/3テーパー、90%の半径位置から付けて、ブレード幾何形状の違いがBVI騒音に与える影響を検討した。

4. 解析法の検証

図3に風洞試験⁽¹⁵⁾による音圧波形と本解析システムから得られた解析結果を示す。これらと比較すると、風試結果に見られる2つのスパイク状の正のピークが解析結果でも確認できる。つまり定性的な傾向が風試結果と一致していることが示された。更に定量的に見ると、Aのピークは過小評価しているが、Bのピークは試験結果と一致している。過小評価の原因としては、Aのピークは自身の発した渦との干渉によって生じるため、Bのピークよりも干渉するまでに渦が移動してきた距離が大きく、渦位置の正確な予測が困難であることが考えられる。2つのピークが生じる原因は、次のように考察できる。観測点が前方の場合、音の大きさは前進側の翼端付近における圧力変動によるものが支配的であると言われている。ここでブレードと渦の干渉位置を示した図4を見ると、前進側の翼端付近で2回の干渉A、Bが生じている。これらの

干渉が翼面上の圧力変動を引き起こし、図3の音圧波形における2つのピークA、Bを生み出したと考えられる。以上のことを踏まえ、ブレード幾何形状を変化させた時のBVI騒音への影響を調べた。

5. 結果及び考察

(1)上/下反角

図5に上/下反角及び矩形形状のブレードから得られる音圧の時刻歴波形を示す。それぞれの波形を比較すると、上反角の場合は矩形よりピークAが大きくなり、ピークBが小さくなっている。また下反角の場合はピークA、Bともに小さくなっている。以下ではこの原因について考察する。

まず3つの形状による渦強度の変化（図6）について比較したが、大きな差異は見られなかった。次にブレードと渦の干渉時の距離（図7）について比較したところ、下反角の場合は干渉A、Bにおける渦とブレードとの距離が、矩形の時よりも大きくなっており、これが原因で両方のピークが小さくなったと考えられる。上反角の場合は、矩形よりも渦とブレードの距離が干渉Aでは小さくなり、干渉Bでは大きくなっている。これが原因で、ピークAが大きくなりピークBが小さくなったといえる。

以上のことから、上/下反角を付けた時は干渉時のブレードと渦の距離が変わり、BVI騒音の強度に大きな影響を与えることがわかった。本解析結果では、下反角を付けることがBVI騒音低減に有効であるといえるが、飛行条件が変わるとブレードと翼端渦の位置関係が変化し、上述した結果が変わることも考えられるので、他の飛行条件についても解析を行い、BVI騒音の低減につながる飛行経路とブレード幾何形状の関係を調べる必要がある。

(2)前進/後退角

図8に前進/後退角及び矩形形状のブレードから得られる音圧の時刻歴波形を示す。それぞれの波形を比較すると、前進角の場合は矩形よりピークA、Bともに小さくなっている。後退角の場合はピークAが小さくなり、ピークBが大きくなっている。以下ではこの原因について考察する。

3つの形状について渦強度（図9）及び、ブレードと渦の距離（図10）を比較したところ大きな差異は見られなかった。次に翼端付近でのブレードと渦の交差角度（図11）を比較すると、前進角の場合は矩形形状の場合よりも、交差角度が垂直に近づいていることがわかる。一般に交差角度が垂直に近くなると干渉が弱まり、平行に近くなると干渉が強くなると言われているので、これが原因で矩形よりもピークA、Bが小さくなったと考えられる。一方、後退角の場合は、交差角度が矩形形状の場合より平行に近づいているので、強い干渉が生じていると考えられる。しかし音圧波形を見ると、Bのピークは矩形形状よりも大きくなっているが、Aの

ピークは矩形形状の場合より小さくなっている。この原因は、ブレード幾何形状の変化に伴う、音の指向性の変化であると考え、図12に示すように観測点を変えて計算を行った。まず矩形と後退角を比較すると、観測点①では後退角が矩形より必ずしも大きいとは言えない。しかし、観測点②では後退角のほうが矩形より大きくなっていることがわかる。つまり、後退角をつけると、矩形よりも右側に音が強く伝搬することが示された。一方、前進角の場合は、左側に強く伝搬すると予想されるが、形状が変化している部分、すなわち指向性に影響を及ぼす部分におけるブレードと渦の干渉が弱いため、指向性の影響が顕著には見られなかった。

以上のことから、前進/後退角を付けた時はブレードと渦の交差角度が変わり、BVI騒音の強度に大きな影響を及ぼすことがわかった。また、形状を変更した部分で強い干渉が生じる後退角の場合は、指向性にも大きな影響があることがわかった。本解析結果では、前進角を付けることがBVI騒音低減に有効であるといえるが、他の飛行条件でも同様な傾向が得られるか、検討を行っていく予定である。

(3) 1/3 テーパー

図13に1/3テーパー及び矩形形状のブレードから得られる音圧の時刻歴波形を示す。それぞれの波形を比較すると、1/3テーパーの場合は矩形よりピークA、Bともに小さくなる。以下ではこの原因について考察する。

渦強度の変化(図14)及びブレードと渦の干渉時の距離の変化(図15)を比較したが、矩形形状と1/3テーパーの間には大きな差異は見られなかった。一般的に翼端をテーパー形状にすると、翼端渦のコア径が矩形時よりも大きくなり⁽¹⁵⁾、BVI騒音低減に有効的であると言われている⁽¹⁶⁾。今回の解析ではWagnerが報告している風試結果⁽⁹⁾を参考にして、1/3テーパーのコア径を矩形より大きくして(矩形ではブレードコード長の0.3倍、1/3テーパーでは0.5倍)解析を行った。その結果、1/3テーパーでは音の大小に直接影響する有効迎角の変動が矩形よりも小さくなり(図16)、音圧ピークが小さくなったと考察できる。しかし、本解析システムでは、渦コア径は外部入力により決定されるため、精度良い解析を行うためには、正確なデータ取得が不可欠である。

6. 結論

ヘリコプタのトリム解析コード、補間コード、空力解析コード、音響解析コードを組み合わせた解析システムを用いて、ブレード幾何形状がBVI騒音に及ぼす影響を解析した結果、以下のような結論が得られた。

(1) 実験値との比較により、本解析システムがBVI騒音の定性的な傾向をよくとらえていることが示された。また定量的には、Aのピークは過小評価であるが、Bのピークは実験値と一致していることも示された。

(2) 上反角を付けると、ブレードと渦の距離が干渉Bで大きくなるが、干渉Aでは小さくなるため、ピークBが小さくなりピークAが大きくなることが示された。また、下反角を付けるとブレードと渦の距離が離れ大きくなり、BVI騒音が低減することが示された。

(3) 前進角を付けるとブレードと渦の干渉角度が垂直に近づき、BVI騒音が低減することが示された。また、後退角を付けるとブレードと渦の干渉角度が平行に近づき、BVI騒音が増加することも示された。

(4) 後退角を付けると音の最も強く伝搬する方向(指向性)が、矩形形状より前進方向に対して右に移動することが示された。

(5) 大きな渦コア径を用いたテーパー形状の計算では、コア径の大きさが音の大小に直接影響し、BVI騒音が低減することが示された。

参考文献

- (1) G. K. Yamauchi et al., "Flight Measurements of Blade-Vortex Interaction Noise Including Comparisons With Full-Scale Wind Tunnel Data", 49th Annual Forum of the AHS, May 1993.
- (2) F. H. Schmitz et al., "Model- to Full-Scale Comparisons of Helicopter Blade-Vortex Interaction Noise", 38th Annual Forum of the AHS, May 1982.
- (3) W. R. Spletstoeser et al., "Rotor Blade-Vortex Interaction Impulsive Noise Source Identification and Correlation with Rotor Wake Prediction", AIAA-87-2744, Oct, 1987.
- (4) Y. H. Yu et al., "Aerodynamics and Acoustics of Rotor Blade-Vortex Interactions", Journal of Aircraft, Vol.32, No.5, 1995.
- (5) H. Tadghighi et al., "Prediction of Blade-Vortex Interaction Noise Using Airloads Generated by a Finite-Difference Technique", Journal of the AHS, Oct, 1992.
- (6) 近藤夏樹 他, 「ヘリコプタのブレード/渦干渉騒音の解析」第45回応用力学連合講演会予稿集, 1月, 1996年
- (7) 青木誠 他, 「ヘリコプタのブレード/渦干渉騒音の計算」第27期日本航空宇宙学会年会予稿集, 4月, 1996年
- (8) R. M. Martin et al., "Wind-Tunnel Acoustic Results of Two Rotor Models With Several Designs", NASA-TM-87698, 1986.
- (9) Y. H. Yu et al., "Aerodynamic and Acoustic Test of a United Technologies Model Scale Rotor at DNW", 46th Annual Forum of the AHS, May 1990.
- (10) A. A. Hassan et al., "An Assessment of Full Potential and Euler Solutions for Self-generated Rotor Blade-Vortex interactions" 46th Annual Forum of the American Helicopter Society, May, 1990.
- (11) H. E. Jones et al., "Full Potential Modeling of Blade-Vortex Interaction" 12th European Rotorcraft Forum, 1986.
- (12) T. Aoyama et al., "Effect of Blade-Tip Planform on Shock Wave of Advancing Helicopter Blade", Journal of Aircraft, Vol.32, No.5, 1995, pp.955-961.
- (13) Y. Nakamura et al., "Rotational Noise of Helicopter Rotors", Vertica, Vol.3, No.3/4, 1979, pp.293-316.
- (14) W. R. Spletstoeser et al., "Helicopter Model Rotor Blade Vortex Interaction Impulsive Noise: Scalability and Parametric Variations", 10th European Rotorcraft Forum, 1984, Paper Nr.18.
- (15) W. J. Wagner "Comparative Measurements of the Unsteady Pressure and the Tip-Vortex Parameters on four Oscillating Wing Tip Models", 10th European Rotorcraft Forum, 1984.
- (16) D. A. Boxwell et al., "Full-Scale Measurements of Blade-Vortex Interaction Noise", Journal of the American Helicopter Society, Oct 1982.

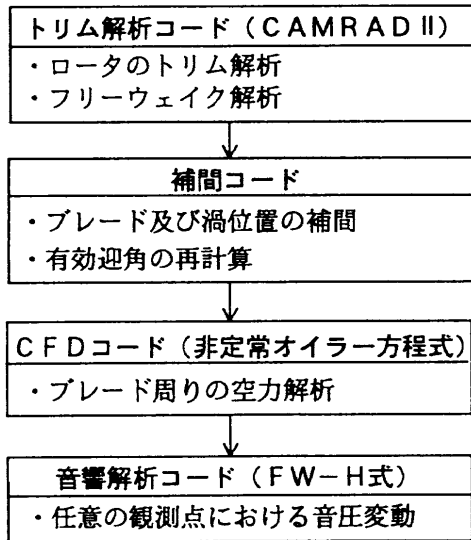


図1 BVI騒音の解析の流れ

表1 メインロータの諸元

AH-1/OLS モデルロータ	
ロータ半径	0.958 m
翼弦長	0.104 m
ソリディティ	0.056
ブレード枚数	2
翼型	modified BHT 540 (t/c = 9.71 %)
ヒンジ	シーソー
翼端形状	矩形

表2 解析条件

翼端マッハ数(ホバリング)	0.664
試験風速	72.0 kts
前進速度比	0.164
推力係数	0.0054
シャフト傾角	2.0 deg (後傾が正)

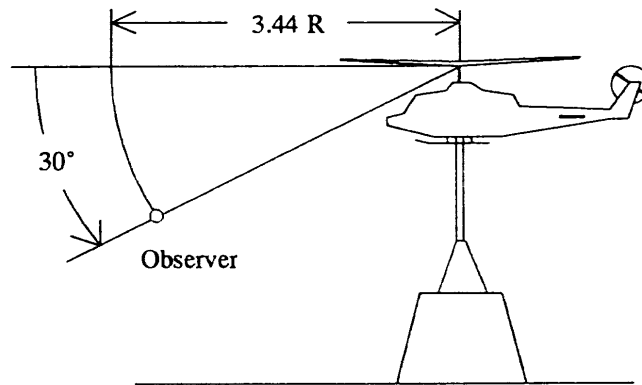


図2 観測点

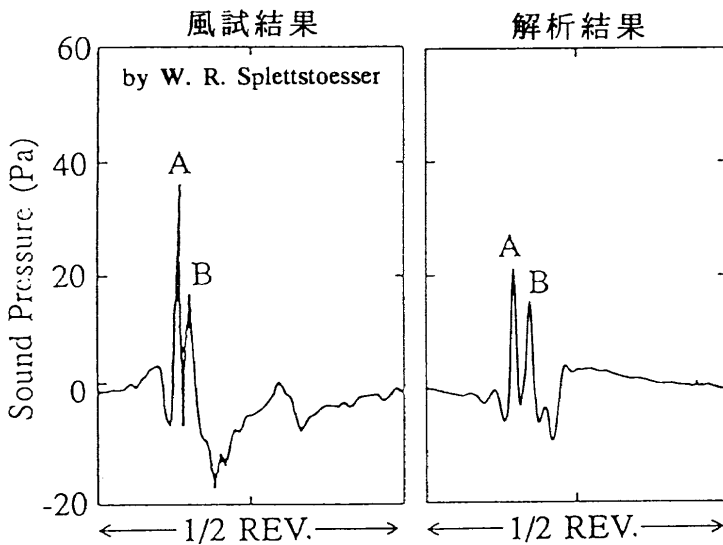
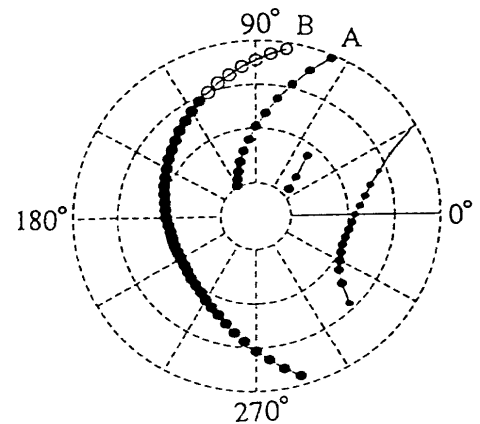


図3 BVI騒音の試験と解析の比較



○ : ロータ面の上方で干渉
● : ロータ面の下方で干渉

図4 ブレードと渦の干渉位置

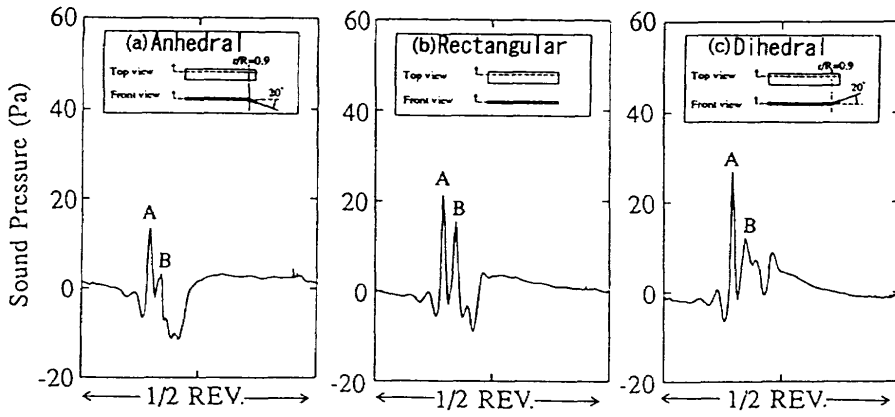


図5 音圧波形の比較（上／下反角，矩形）

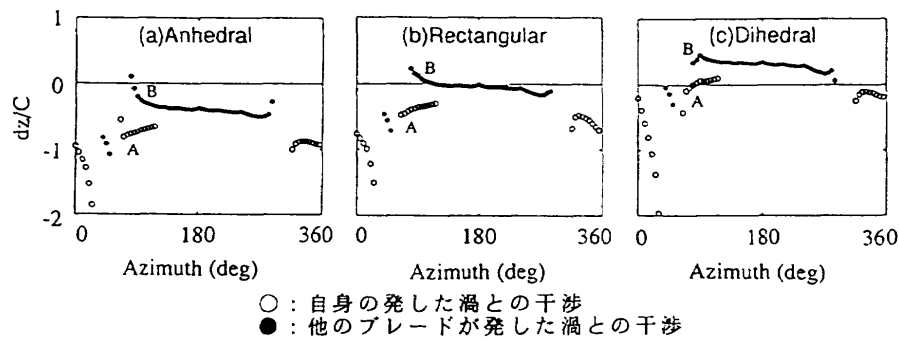


図7 干渉距離の比較（上／下反角，矩形）

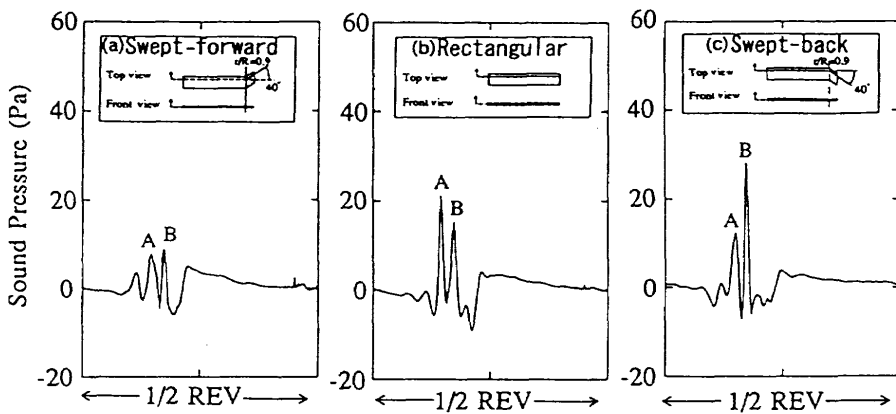


図8 音圧波形の比較（前進／後退角，矩形）

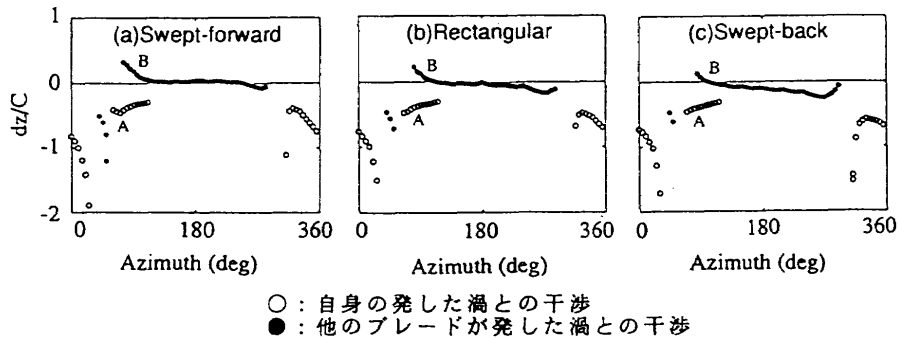


図10 干渉距離の比較（前進／後退角，矩形）

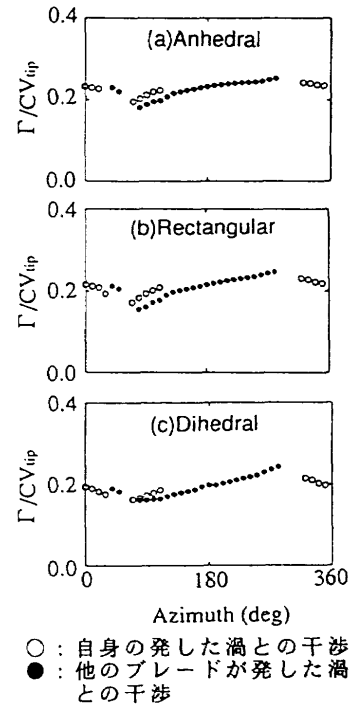


図6 渦強度の比較（上／下反角，矩形）

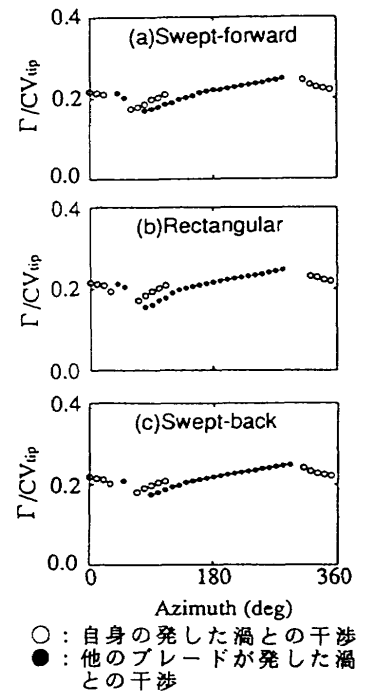


図9 渦強度の比較（前進／後退角，矩形）

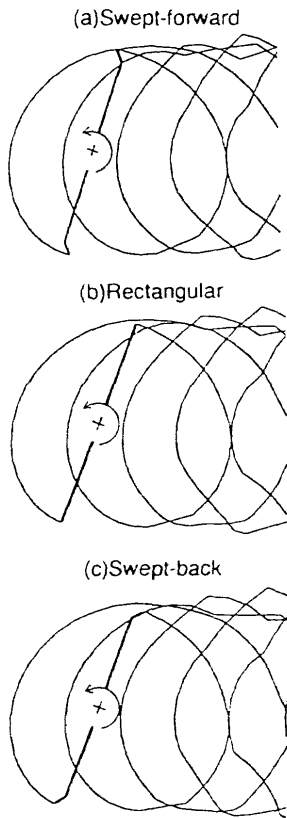


図 1 1 ブレードと渦の交差角度の比較

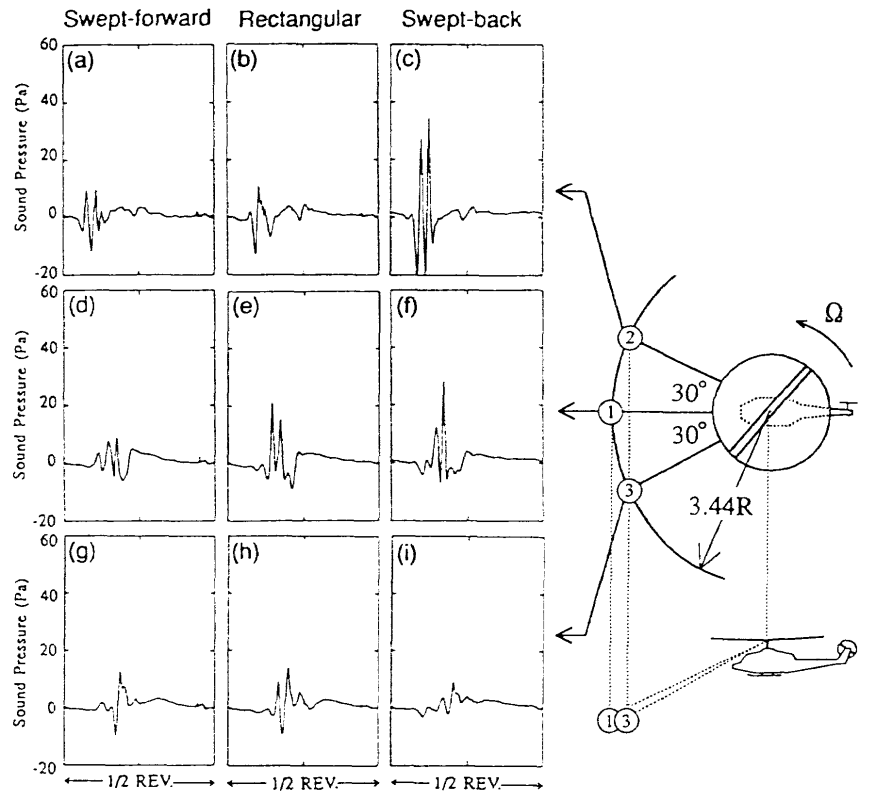


図 1 2 指向性の影響

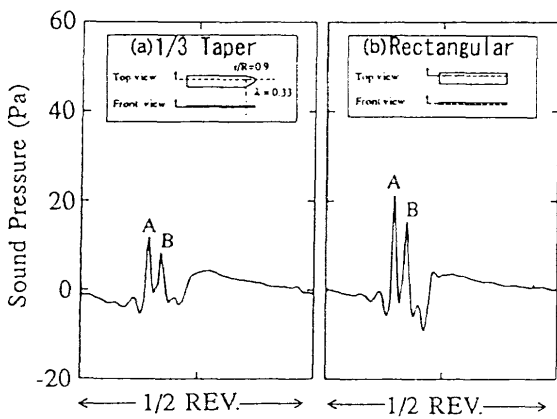


図 1 3 音圧波形の比較 (1/3テーパ, 矩形)

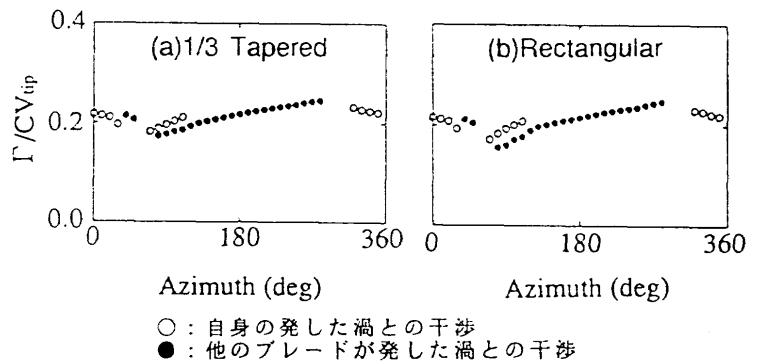


図 1 4 渦強度の比較 (1/3テーパ, 矩形)

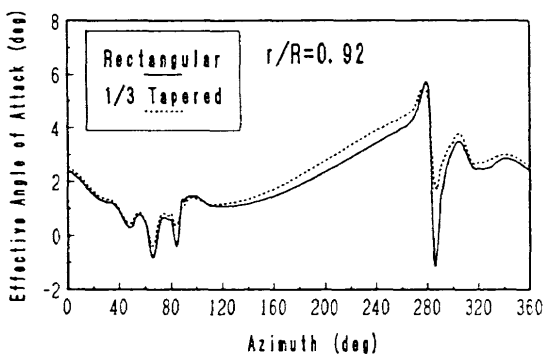


図 1 6 有効迎角の変動

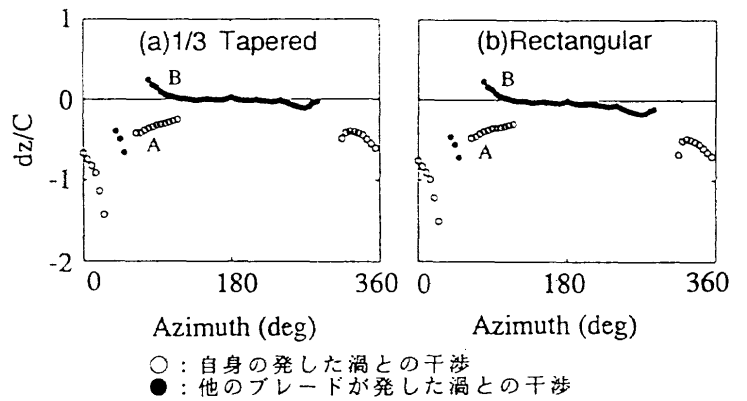


図 1 5 干渉距離の比較 (1/3テーパ, 矩形)