

## 5枚ブレード・モデル・ロータの騒音解析およびDNW風洞試験結果との比較

### Comparison of calculated rotor noise with DNW test results for 5-bladed model rotor

近藤夏樹、小曳 昇、村重 敦、山川榮一 (ATIC\*)、青山剛史、齊藤 茂 (航技研)

Natsuki KONDO, Noboru KOBIKI, Atsushi MURASHIGE, Eiichi YAMAKAWA (ATIC\*)

Takashi AOYAMA, Shigeru SAITO (NAL)

#### Abstract

This paper presents the calculated acoustic characteristics of the model rotor designed in ATIC and the comparison of the characteristics with the measured data obtained at the German Dutch Windtunnel (DNW). The calculations are conducted using a prediction system of rotor noise jointly developed by ATIC and NAL. As a result of the comparison, our prediction method reasonably predicts the aerodynamic and acoustic characteristics of the model rotor. For the improvement of the accuracy of BVI noise prediction, further investigation about the wake geometry will be needed. In the ATIC research program, the 2nd model rotor test will be conducted at DNW in the beginning of 2000. Our future work is to improve the present system by comparing the calculated results with the 2nd DNW test data.

#### 1.はじめに

(株)コンピュータヘリコプタ先進技術研究所(ATIC)では、将来の民間ヘリコプタ開発に不可欠な技術要素であるロータ騒音低減の研究を進めている。その集大成として、1/3 スケールの低騒音モデル・ロータを設計し、1998年1~3月にかけて、世界最大の低騒音風洞であるDNW(ドイツ・オランダ風洞)において、その性能/騒音特性を取得する為の様々な試験を実施した<sup>(1)</sup>。同試験で得られたデータはNALとの共同研究により進めているBVI騒音解析手法の研究においても、解析コードの検証用のデータとして活用されてきた<sup>(2)</sup>。これまでに実施した検証により、現在の解析手法の精度やその適用範囲、解析上の問題点について数多くの知見が得られたので、その結果について報告する。

#### 2. モデル・ロータ風洞試験

DNW風洞に用いたモデル・ロータの諸元を表1に示す。ブレード枚数は5枚であるが、ハブを交換することによって、4枚ロータの試験も可能である。ブレード形状であるが、基本データの取得用である矩形ブレード(翼型はNACA23012mod)の他に、ATICで独自に設計したブレード<sup>(3)</sup>を含む2種類の先進ブレードについても試験を実施した。各々リファレンス・ブレードにはスパン方向に6セクション、合計128個の非定常圧力センサーが埋め込まれており、1周1024分割の圧力データを計測できる。

騒音計測に用いたマイクロフォン位置を図1および図2に示す。マイクロフォンは風洞吹き出し口に固定した12本、ロータ装置のフェアリング左右に取り付けた2本、ロータ下方をトラバースする

表1 モデル・ロータ主要諸元(ベースライン)

Rotor radius	2.0m
Chord length	0.1107m
Number of blade	4 or 5
Tip speed@100%RPM	210m/s
Blade Twist	-8deg
Airfoil	NACA23012mod
Tip planform	Rectangular

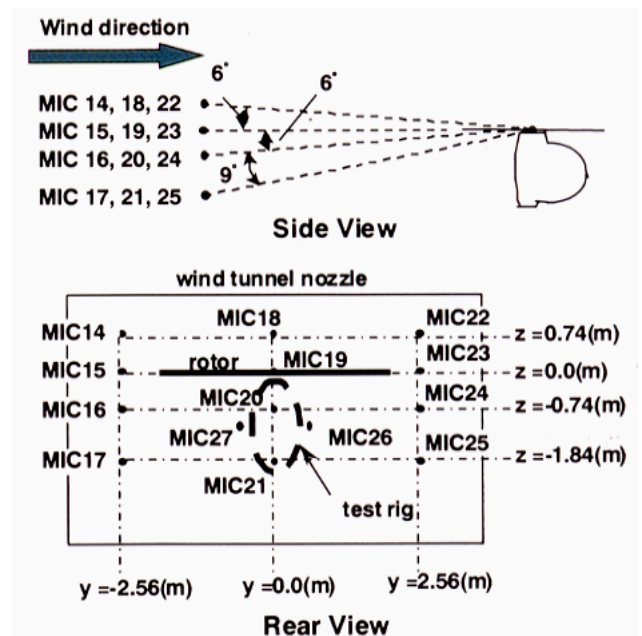


図1 固定マイクロフォン位置

13本、合計27本を用いた。ただし、風洞吹き出し口に取り付けた固定マイクロフォンの後流がトラバース・マイクロフォンに干渉する為、BVI騒音計測等については、吹き出し口のマイクロフォンを外して計測を行った。

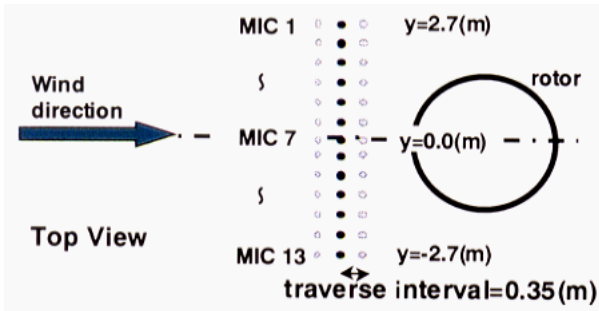


図2 トラバースマイクロフォン位置

BVI 騒音を予測する上で重要となる翼端渦位置、およびブレード弾性変形の計測にはそれぞれ、LLS (レーザー・ライト・シート) および PGM (投影格子法) を使用した。

3. 騒音解析手法

騒音解析のフローを図3に示す。まず、CAMRAD II を用い任意の飛行条件におけるロータのトリムを求め。ロータ空力の計算には揚力線理論と渦理論、ブレードの弾性変形には梁理論が用いられている。CAMRAD II によるトリム計算では収束性の問題から方位角方向の刻み幅を10度としているが、BVI による圧力変動を捉えるには粗すぎるため、次のステップでさらに細かな刻み幅まで吹き下ろし分布を再計算している。この計算には POINT と呼ばれるコードを用いており、CAMRAD II の計算結果からブレード運動および翼端渦の変形を方位角方向に1度刻みまで補間し、ビオ・サバルの式を使って吹き下ろし分布を求め、有効迎角分布の形で出力する。なお、渦コアにはスカリーのモデルを適用している。

ブレード周りの空力計算には3次元非定常 Euler 方程式に基づく CFD コード ASTRA-EU を用いている。同コードは NAL で開発された CFD コードをベースとしており、POINT から求められた有効迎角分布を境界条件としてブレード周りの流れ場を計算し、ロータ1回転分のブレード表面上の圧力分布を出力する。

ASTRA-EU から求められた圧力分布を用い、FW-H 式に基づく騒音解析コード RNOISE により各マイクロフォン位置における音圧波形を求める。

4. 検証結果

4.1 ブレード変形量

図4は BVI 発生条件におけるフラップ方向のブレード変形量について、PGM を用いた計測結果と CAMRAD II による解析結果の比較を示す。両者は定量的には大きく異なっているが、弾性変形量については比較的良く一致しており、両者の差はコーニング角の違いによる部分が大きい。コーニング角の予測については、ヒンジ部分に取り付けたセンサー

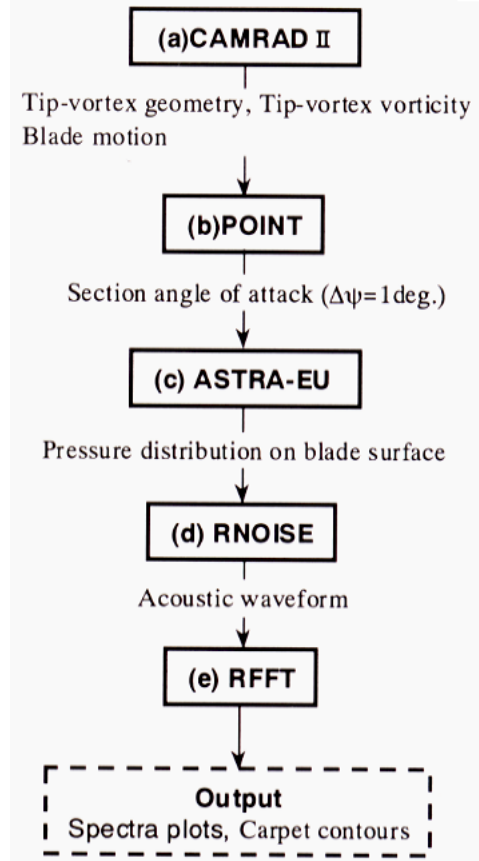


図3 ロータ騒音解析の流れ

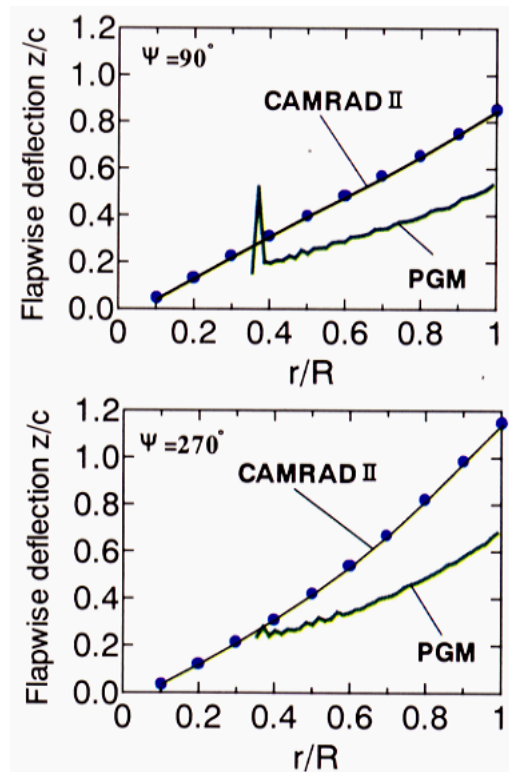


図4 ブレード変形量(フラップ方向)の比較 (CT=0.0064, MTIP=0.604, μ =0.164, α TPP=4.5°Aft.)

の値と比較したところ良好な一致が見られたことから、PGM 計測に何らかの問題があったと考えており、次回のDNW風試で原因を究明するための計測を実施する予定である。

### 4.2 翼端渦軌跡

図5は BVI 発生条件での翼端渦位置について、LLS 計測結果と CAMRAD II 解析結果の比較を示す。水平方向の渦位置については、風試と解析で前後方向の位置に若干差が認められる。BVI の予測に重要と考えられる垂直方向の渦位置については解析の方が下方に位置し、特に回転中心に近づくほどその差は大きい。1つはロータ装置のフェアリングの影響が考えられており、これについても次回の DNW 風試で定量的な確認を行う予定である。

### 4.3 ブレード表面圧力

図6は高速飛行条件 ( $\mu=0.38$ ) でのロータ前進側  $\psi=90^\circ$  における翼端部の圧力分布について風試結果と ASTRA-EU による解析結果の比較をしめす。95%半径位置においてベースライン (矩形) ブレードでは弱い衝撃波が認められるが、新翼型および新翼端形状を適用した Type-2 ブレードでは衝撃波が弱まっており、CFD 解析の結果も実験値の傾向をほぼ予測できている。

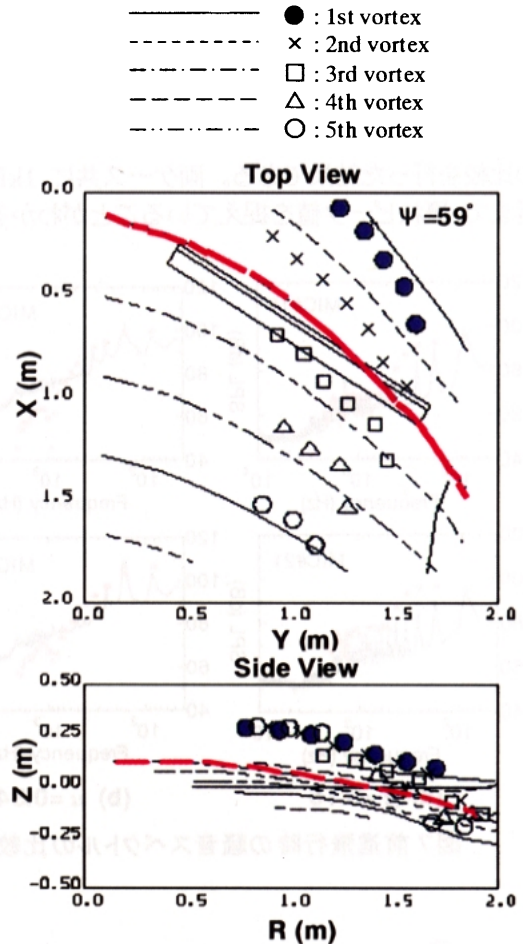


図5 翼端渦位置の比較  
( $C_T=0.0064$ ,  $M_{TP}=0.604$ ,  $\mu=0.164$ ,  $\alpha_{TPP}=4.5^\circ Aft.$ )

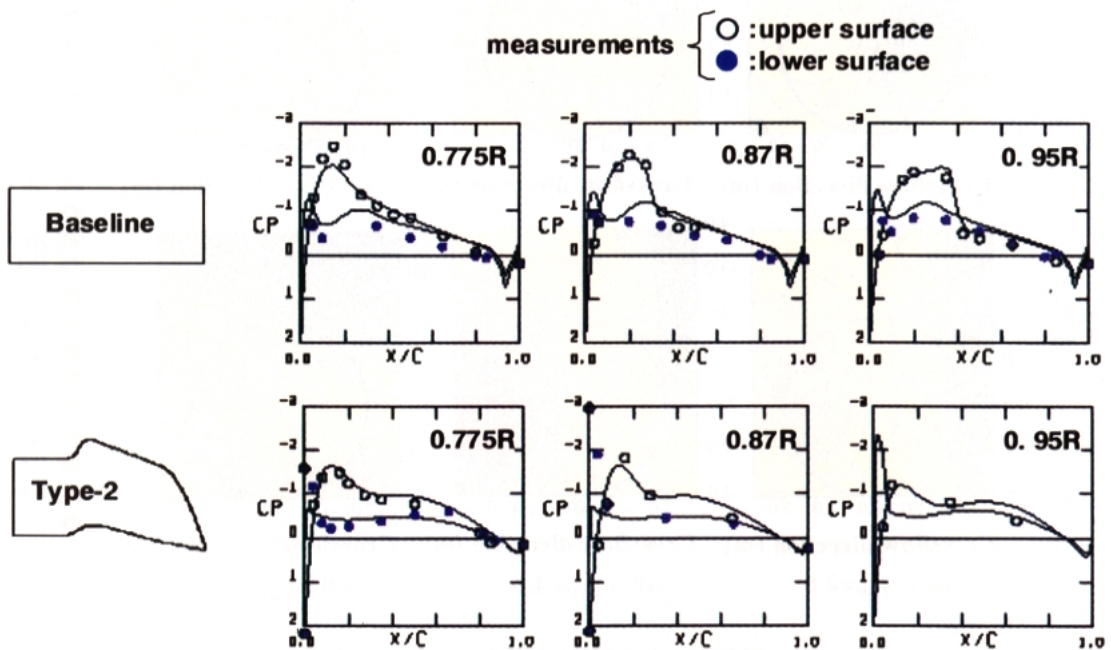


図6 高速前進飛行時のブレード圧力分布の比較  
( $C_T=0.0064$ ,  $M_{TP}=0.604$ ,  $\mu=0.34$ )



4.4 騒音スペクトルおよび騒音コンター

図7はロータ前進率 $\mu$ が0.16及び0.34の水平飛行条件において、固定マイクロフォン#19および#21で計測した騒音のスペクトルについて、試験と解析との比較を行った結果である。両ケース共に1kHz付近まで、概ねピーク値を捉えていることがわかる。

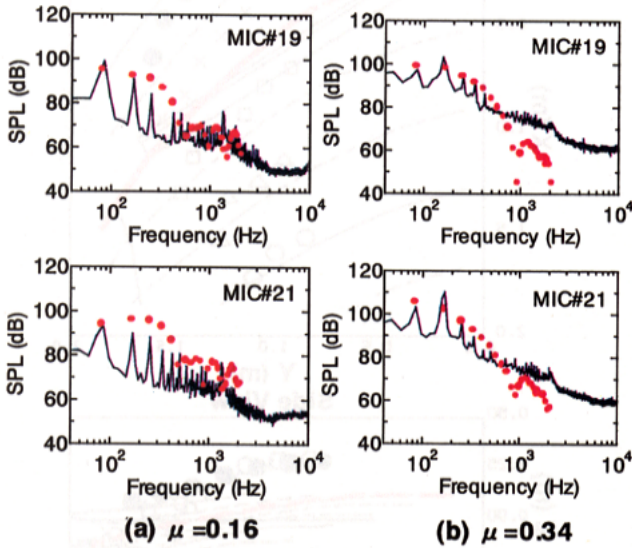


図7 前進飛行時の騒音スペクトルの比較

1kHz 以降の高周波数帯域については、ブレード周りの空気の乱れなどに起因する渦騒音が支配的になってくるが、今回の計算では考慮していない。

図8は降下飛行条件におけるロータより2.3m下方での等騒音レベルコンターについて、試験と解析との比較を行った結果である。試験ではBVIに起因するピークがロータの前進側と後退側に2つ確認できる。 $\mu$ を0.164一定にしてロータ面の迎角を大きくしていくと、前進側のピークは4.5度、後退側のピークは6.5度の時に最大となるが、この傾向については解析結果でも概ね捉えられていることがわかる。しかし、定量的に見た場合、前進側のピーク値は過大予測、後退側のピーク値は過小予測する傾向にある。図9に示すブレード翼端部前縁部上面の圧力変動も同じ傾向を示している。これらの差異はトリム解析コードの翼端渦位置およびブレード運動の予測精度に起因するものと考えられ、トリム解析における翼端渦モデルを見直す必要がある。また、同ケースの前進側で起こる渦とブレードの衝突では圧力変動を余分に捉えすぎており、ブレード周りの空力計算における渦干渉のモデル化についても改善を検討している。

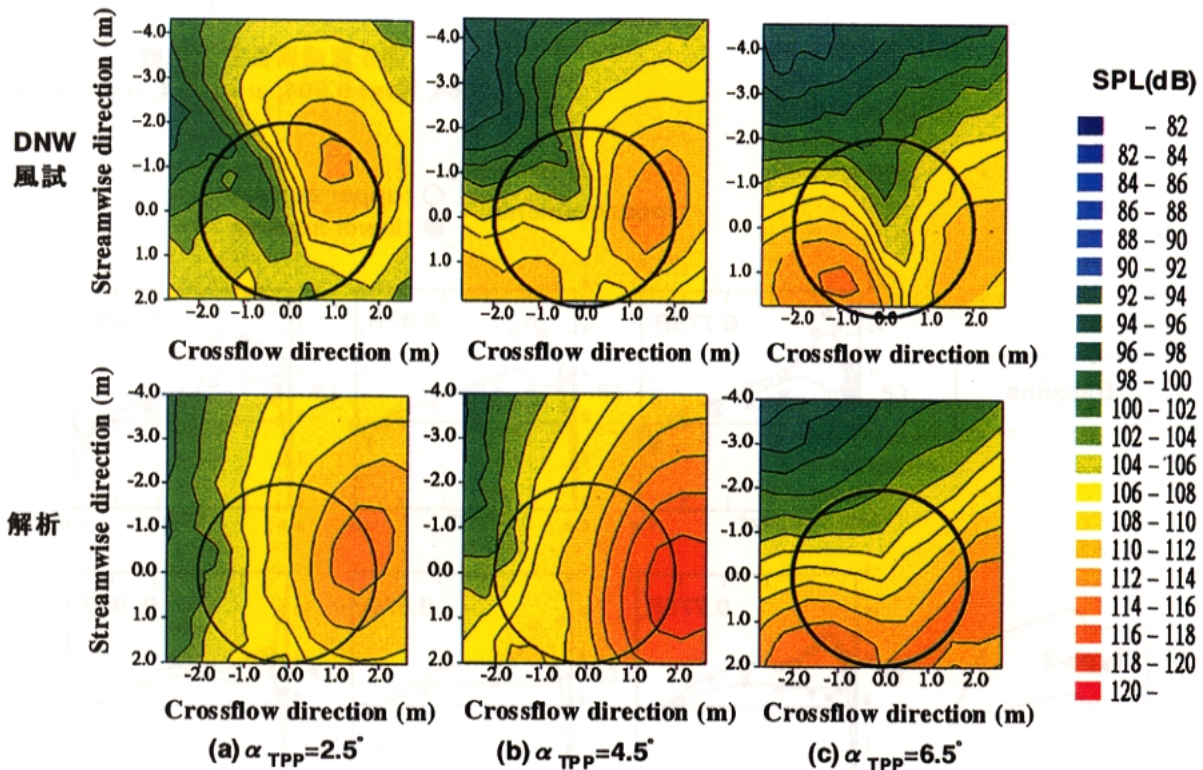


図8 BVI発生時の等騒音コンターの比較  
( $C_T=0.0064$ ,  $M_{TPP}=0.604$ ,  $\mu=0.164$ )

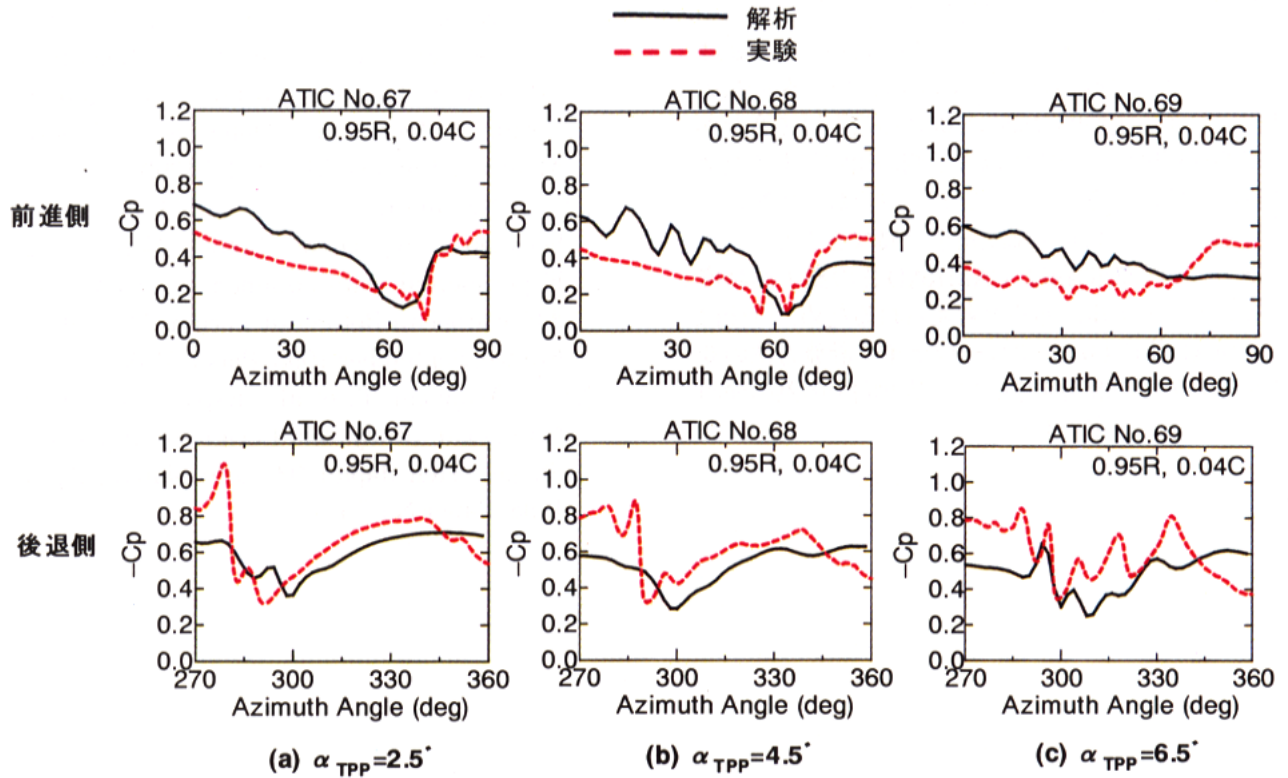


図9 ブレード翼端部の前縁上面における圧力時歴の比較  
( $C_T=0.0064$ ,  $M_{TIP}=0.604$ ,  $\mu=0.164$ )

次にブレード枚数を4枚に減らした場合、5枚のケースから BVI 騒音特性がどのように変化するか比較した結果を図 10 に示す。どちらも前進側の BVI 騒音のピーク値が最大となるケースである。DNW 風試の結果では、ブレード枚数が4枚になることによって、前進側のピーク値は低減しているが、解析では逆に増大している。ブレード枚数が減ると1枚あたりのブレード荷重が増大し、一般に騒音も増大すると思われるが、本解析ではブレード荷重の変化よりもブレード/渦干渉回数の増減が騒音解析に大きく影響していると考えられ、ブレード枚数変化の定性的な影響が正確に捉えられないと考えられる。

これは先に述べた定量的に過大予測する傾向がある点とともに、本解析手法における改善すべき問題点である。

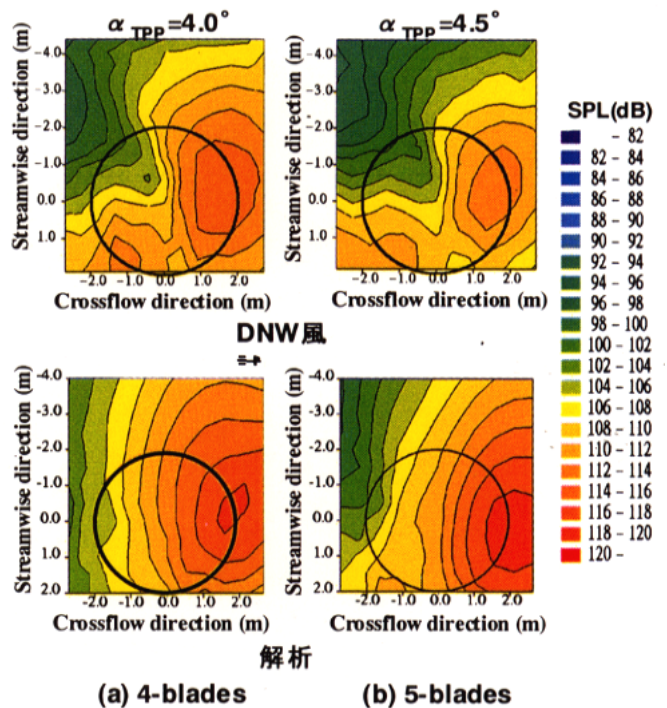


図10 ブレード枚数の影響  
( $C_T=0.0064$ ,  $M_{TIP}=0.604$ ,  $\mu=0.164$ )

## 5. まとめ

今回の検証から、水平飛行のケースについてはロータ前方での騒音を精度良く予測できることが確認できた。BVI 騒音解析については、ロータ迎角の変化に対する定性的な傾向を捉えることはできたが、定量的な精度については過大予測の傾向があるため、改善の必要がある。また、ブレード枚数の影響についても定性的な傾向が風試結果と異なることがわかった。これらの問題は CAMRAD II の渦予測精度や渦コアのモデルにあると考えられるため、今後は CAMRAD II におけるフリーウェイク計算方法の変更や渦モデルの改善を中心に、精度向上の為の検討を進めていく予定である。

## 参考文献

- (1) Kobiki, N., et al., Correlation between Analyses and Wind Tunnel Test Results – What ATIC has done so far. -, 55<sup>th</sup> Annual Forum, American Helicopter Society, Montreal, Canada, May 25-27, 1999.
- (2) Nishimura, H., et al., Comparison between Calculated Rotor Noise and Experimental Data obtained by DNW Test, 24<sup>th</sup> European Rotorcraft Forum, Marseilles, France, September 1998, Paper AC06.
- (3) Tsujiuchi, T., et al., “Experimental and Numerical Study for Design of Blade-Tip Shape”, Heli Japan 98, Gifu, Japan, April 1998, Paper No. T1-3.