

## 9.4 枚ブレード・ロータを用いた BVI 騒音計測基礎試験

近藤夏樹、末永尚史、白井正孝、齊藤茂（航空宇宙技術研究所）  
足立直人、前田一郎、中尾雅弘（三菱重工業）

### BVI Noise Measurement using 4-bladed model rotor in NAL

Natsuki KONDO, Hisashi SUENAGA, Masataka SHIRAI, Shigeru SAITO (NAL)  
Naoto ADACHI, Ichiro MAEDA, Masahiro NAKAO (MHI)

*Key Words: Helicopters, Windtunnel test, BVI noise*

#### Abstract

This paper presents measured blade vortex interaction (BVI) noise using the 4-bladed model rotor in NAL. The tested blades have a rectangular tip and a twisted NACA0012 profile. Pressure history in the tip region on the blade surface was measured using pressure transducers. Acoustic waveform was measured using three fixed microphones. Two of them were located at 2.25R away from the rotor center on the advancing and retreating sides, respectively. The other was located below the rotor plane on the advancing side. As a result, the strongest BVI noise was measured in the case of advance ratio of 0.16, shaft tilt angle of 4 degrees, and thrust coefficient of 0.0080.

#### 1. はじめに

都市環境に適合したヘリコプタを開発する上で、ロータ騒音低減は重要な技術課題である。中でもブレード/渦干渉 (Blade-Vortex Interaction: BVI) 騒音は、ロータ・ブレードが自身もしくは先行するブレードの放出した翼端渦と干渉することにより発生する衝撃騒音で、他の騒音源に卓越してうるさいことが知られている。また、機体が着陸進入中に発生しやすい性質を持つため、ヘリポート周辺の騒音問題は BVI 騒音によるものと言って良い。航技研ではヘリコプタ・ロータ騒音の低減技術について実験的研究を進める目的から高速回転翼試験装置を導入し、いくつかの風洞試験を行ってきた<sup>1)</sup>。今回、三菱重工業と共同研究の一環として本装置を用いた BVI 騒音の計測を行い、ロータの BVI 特性を把握するとともに、CFD をベースとしたロータ騒音解析コードの検証用データを得ることができたので報告する。

#### 2. 試験装置の概要

本試験で使用した高速回転翼試験装置は、航技研の 6.5m × 5.5m 低速風洞用に製作されたヘリコプタ・ロータの空力特性や騒音特性等を試験するための装置である。装置の詳細は文献 1) に詳しい。装置の外観を図 1 に示す。



図 1 回転翼試験装置外観

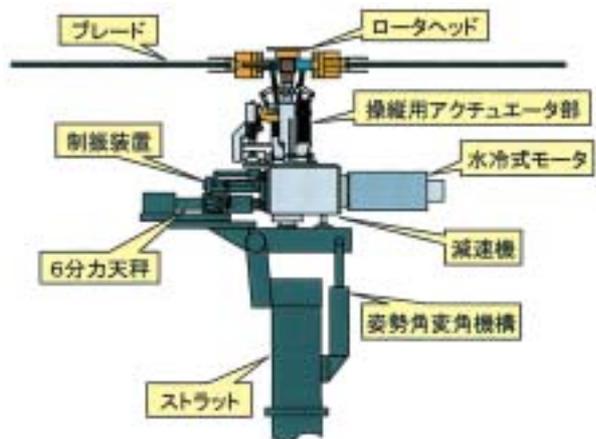


図2 ロータ装置本体

本体は風路床面に固定したストラット上に取り付けられ、本体内の水冷式モータによりロータを駆動する。ロータの操縦は天秤により計測されたロータ6分力をモニタに出力し、2つのジョイスティックを操作して行う。支持部は模型の姿勢角を変える変角機構を有し、本風試ではロータを後傾させることにより、BVI騒音の発生する降下飛行条件を模擬した。装置本体の概要を図2に示す。

供試体ブレードは図3に示されるように回転半径1m、翼弦長0.065m、8度の線形ねじり下げ角を有する矩形ブレードで、翼断面は

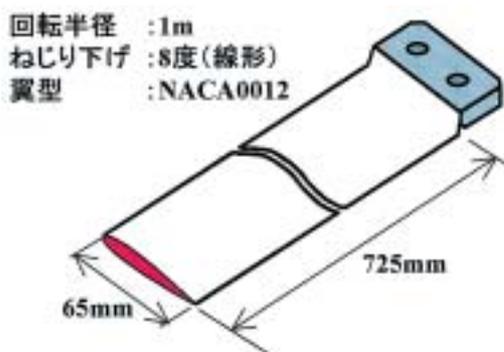


図3 供試体ブレード

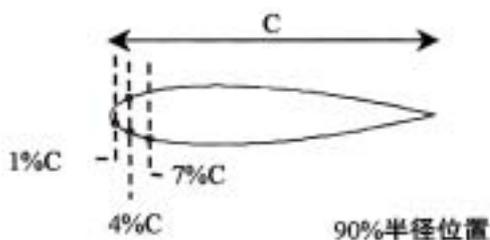


図4 圧力センサ位置

NACA0012翼型である。4枚の供試体ブレードの内、2枚には90%半径位置の前縁4カ所に非定常圧力センサを埋め込んであり、翼端渦との干渉による圧力変動を騒音と同時に計測できる。圧力センサ位置を図4に示す。

### 3. 風洞試験概要

風洞試験は平成14年4～5月にかけて、航技研6.5m×5.5m低速風洞において三菱重工業と共同で実施した。試験条件を表1に示す。

表1 試験条件

ロータ回転数、	1000rpm
風速、U	5～18.8m/s
シャフト傾角、 $\theta_s$	4°、6°、8°
推力係数、 $C_T$	0.0080

モデル・ロータのBVI発生条件が未知であったため、風速、シャフト傾角、ロータ推力を変化させ、BVI騒音が顕著に発生する条件を探索した。騒音は図5に示すようにロータの右舷前方と左舷後方、右舷のロータ面近傍の3箇所で計測した。表2にマイクロフォンの設置位置を示す。なお、音の反射の影響を小さくするために、マイク近傍の風洞壁と装置のフェアリングおよび支柱に吸音材を張り付けた。



図5 マイクロフォン設置状況写真

表 2 マイクロフォン位置

単位 : mm			
	X	Y	Z
ロータ中心 ( $\delta = 0^\circ$ )	0	0	3500
Mic. 1	1560	900	1190
Mic. 2	- 1560	- 900	1190
Mic. 3	0	800	2540

X; + : downstream, Y; + : right, Z; + : up

#### 4. 試験結果

ロータ前進率  $\mu$  に対する騒音レベルの変化を、シャフト傾角別に比較した結果を図 6 に示す。横軸はロータ前進率 (風洞風速 / ロータ翼端速度)、縦軸は A 特性で補正したオーバーオール騒音レベルを表す。ホバリング状態から風速を上げていくと騒音レベルは次第に増大し、ある風速で極大になり、以降は騒音レベルは減少する。騒音が極大となる風速はシャフト傾角が浅いほど高速側に移動する傾向にあることがわかる。また、ロータの前進側 (Mic.1, Mic.3) と後退側 (Mic.2) でも傾角が異なり、前進側の騒音が極大となる風速よりもやや早い風速域で後退側の騒音が極大となる傾向がある。これは、翼端渦の下流への流れ方や吹き下ろしによる沈降が、ロータの前進側と後退側で異なり、ブレードと渦が干渉する条件が変化する為と考えられる。

次に Mic.3 のデータに着目し、各シャフト傾角について騒音レベルが最大となった条件下における音圧波形を図 7 に示す。音圧波形はロータ装置から出力される回転同期信号を用い、30 回転分のデータを集合平均してある。シャフト傾角が  $4^\circ$ 、前進率 0.16 のケースでは、BVI 騒音の特徴であるスパイク状の正ピークが 2 つ確認できる。シャフト傾角が増大し風速が低下すると、最大ピーク値が下がり、ピークの数が増える傾向が見られる。また、低風速、高シャフト傾角のケースの方が 1 回転中のピークのばらつきも大きい。

最後に BVI 騒音の音源となるブレード翼端部前縁部 ( $r/R=0.9$ ,  $x/C=0.04$ ) の圧力変動を図 8 に示す。圧力変動は音圧波形と同時に計測しており、音圧波形と同様に 30 回転分のデータを集合平均してある。ロータ方位角  $40$  度および  $60$  度付近で BVI に起因する鋭い圧力変動が確認できる。シャフト傾角が  $4^\circ$ 、前進率 0.16 のケースでは、大きな圧力変動が 2 つあり、これが音圧波形における 2 つのピークの音源であることがわかる。低風速、高シャフト傾角ケースになると、弱い干渉によるピークの数が増え、音圧波形のピークの数が増え、ピーク単体の大きさが小さくなる傾向と一致する。これは低速では渦が後方に流れるのが遅れ、ロータ面近傍の渦糸の数が増える為と考えられる。

#### 5. まとめ

本試験により得られた結果を以下にまとめる。

- ・低騒音ブレードの研究を進める上で基準となる矩形ブレード (翼型 : NACA0012) の BVI 騒音を計測した。その結果、シャフト傾角  $4^\circ$ 、前進率 0.16、推力係数 0.0080 の条件において、顕著な BVI 騒音が計測された。
- ・CFD をベースとした騒音解析プログラムの検証用データを得ることができた。

今回の試験結果は航技研が進めるアクティブ・デバイスによる BVI 騒音低減の研究を進める上でも貴重なデータになると考えられる。次ステップの風洞試験では、アクティブ・デバイスを搭載した先進ブレードによる騒音低減効果の実証を行う予定である。

#### 参考文献

- 1) 白井正孝、他、航空宇宙技術研究所における多目的高速回転翼試験装置の整備、第 66 回風洞研究会議、2001

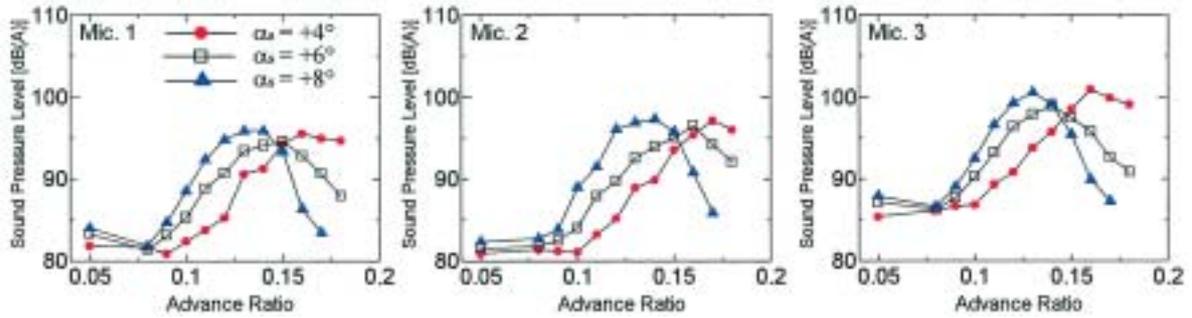


図6 各マイクロフォンにおける騒音レベル ( $C_T = 0.0080$ )

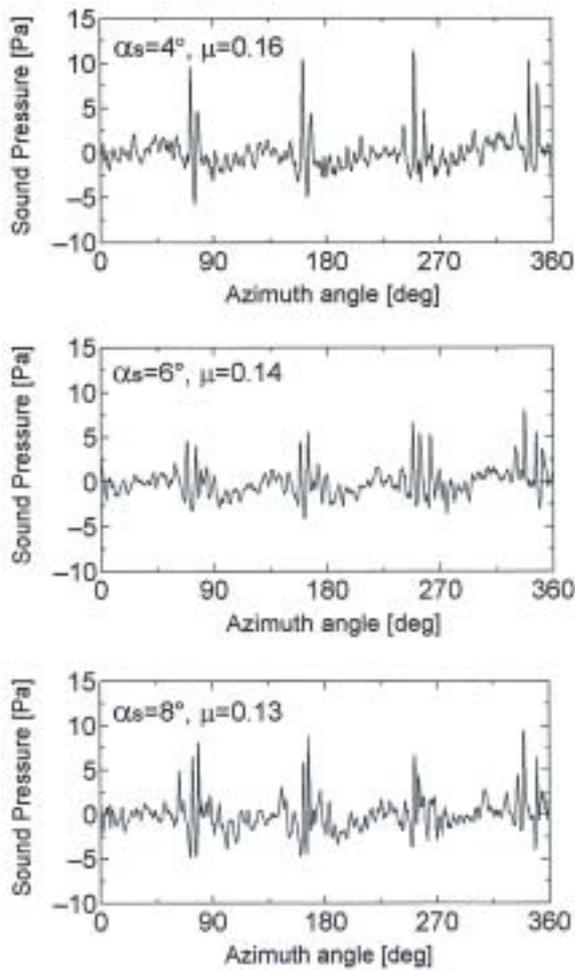


図7 各風速における騒音ピーク時の音圧波形 (Mic.3,  $C_T = 0.0080$ ,  $\omega = 1000\text{rpm}$ )

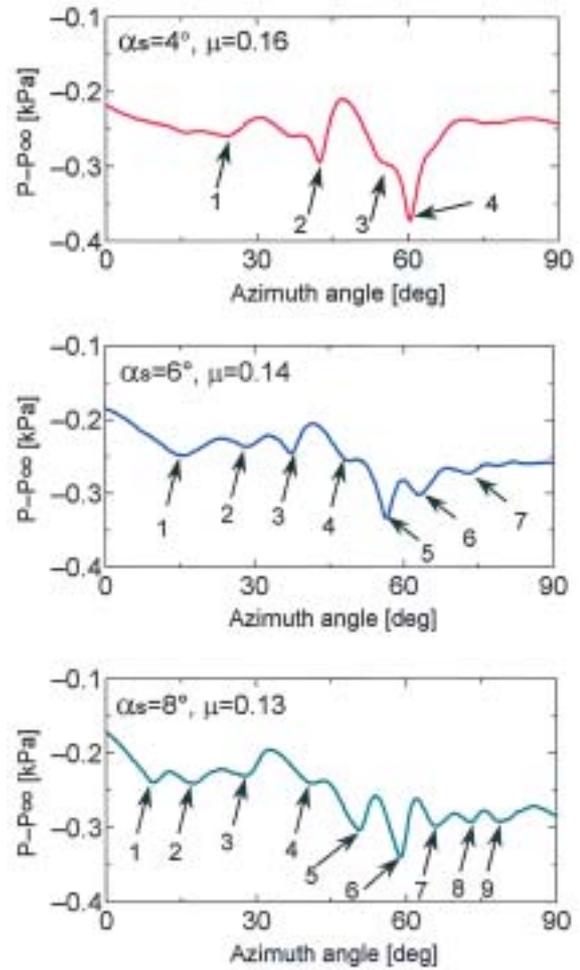


図8 ブレード翼端付近前縁の圧力変動 ( $r/R = 0.9$ ,  $x/C = 0.04$ )