

ISSN 1347-460X

UDC 533.6.661
533.6.662.6
533.695.8
534.83
534.836

独立行政法人
航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-771

**1枚ブレード・モデル・ロータを使った
アクティブ・ブレード・コントロール風洞試験**

近藤夏樹 ・ 末永尚史 ・ 白井正孝 ・ 齊藤 茂
赤坂剛史 ・ 田辺安忠

2003年5月

独立行政法人 航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY OF JAPAN

1枚ブレード・モデル・ロータを使った アクティブ・ブレード・コントロール風洞試験

近藤夏樹*¹、末永尚史*¹、白井正孝*¹、齊藤 茂*¹
赤坂剛史*²、田辺安忠*²

Wind tunnel test of active blade control using single-blade model rotor

Natsuki KONDO*¹, Hisashi SUENAGA*¹, Masataka SHIRAI*¹, Shigeru SAITO*¹
Takeshi AKASAKA*², Yasutada TANABE*²

ABSTRACT

This paper shows the results of a fundamental wind tunnel test of an active blade control using a single-blade model rotor at the 2.5m × 2.5m multi-purpose wind tunnel at Kawada Industries. In this test, the effects of higher harmonic control (HHC) and active flap control (AFC) on rotor blade-vortex interaction (BVI) noise were investigated. The frequency of the control was 20Hz (2/rev), and the amplitudes of HHC and AFC were $\pm 2.0^\circ$ and $\pm 15.0^\circ$, respectively. The phase of control was changed at intervals of 45° . Two types of BVI were tested: forced vortex interaction using the vortex generator upstream of a non-lifting rotor, and self-generated vortex interaction of a lifting rotor. As a result, the effects of BVI noise reduction were observed in the some cases

Keywords: Helicopter, BVI noise, HHC, Active Flap, Rotor Test, Wind Tunnel

概 要

航空宇宙技術研究所では、ヘリコプタが緩降下飛行中に発生するBVI (Blade-Vortex Interaction : ブレード/渦干渉) 騒音に対し、ロータ・ブレードをアクティブに制御することで騒音源となるBVIを弱め騒音を低減する技術の研究を進めている。その一環として、川田工業株式会社の多目的風洞航空用計測部 (幅2.5m × 高さ2.5m) において、1枚ブレードを有する回転半径1mのモデル・ロータを用い、HHC (Higher Harmonic Control : 高調波制御) およびAFC (Active Flap Control : アクティブ・フラップ制御) によるBVI騒音低減効果について基礎的な試験を行った。BVI条件として、風洞吹き出し口に設置した渦発生翼から放出される渦とブレードの平行干渉 (強制BVI) と、ロータ・ブレード自身が発生する渦との干渉 (自身BVI) の2つの条件について試験を行った。前者ではHHC、後者ではHHCとAFCの両方について、ロータ騒音およびブレード翼端前縁部の圧力変動を計測し、騒音低減効果を確認した。試験におけるHHCおよびAFCの駆動周波数は2/rev. (20Hz) で行い、振幅はHHCが $\pm 2.0^\circ$ 、AFCは $\pm 15.0^\circ$ とした。さらに、位相を45°間隔で1周分変化させた。試験結果から幾つかのケースについてBVI騒音の低減効果が認められた。

記号

C	: ブレード翼弦長 (m)	AFC	: AFC入力位相 (deg)
C_p	: 圧力係数	μ	: ロータ前進率
$PHHC$: HHC周波数 (n/rev)		: ブレード・ピッチ角 (deg)
$PAFC$: AFC周波数 (n/rev)	θ	: コレクティブ・ピッチ角 (deg)
R	: ロータ回転半径 (m)	c	: 縦サイクリック・ピッチ角 (deg)
r/R	: スパン方向無次元位置	s	: 横サイクリック・ピッチ角 (deg)
x/C	: 翼弦方向無次元位置	HHC	: HHC振幅 (deg)
V	: 風洞風速 (m/s)	AFC	: AFC振幅 (deg)
s	: ロータシャフト後傾角 (deg)	α	: 渦発生翼迎角 (deg)
	: ブレード方位角 (deg)	R	: ロータ回転数 (rpm)
HHC	: HHC入力位相 (deg)	AC	: HHC/AFC用モータ回転数 (rpm)

* 平成15年1月29日 受付 (Received 29 January 2003)

*¹ 航空宇宙技術研究所 流体科学研究センター

*² 川田工業(株) 航空・機械事業部

1. はじめに

ヘリコプタ・ロータのBVI (Blade-Vortex Interaction : ブレード / 渦干渉) 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が放出した翼端渦と干渉して起こる衝撃騒音で、一度発生すると他の騒音源に卓越してうるさく、都市部におけるヘリコプタの活用を妨げる要因となっている。その発生条件は、ヘリコプタが緩降下飛行中のように低速で飛行方向に対してロータ面が頭上げとなる条件で発生しやすく、2枚ロータの場合は図1に示されるロータ面上の1~7の位置でBVIが発生することが知られている。⁽¹⁾ 航空宇宙技術研究所においても将来ヘリコプタの開発における重要な技術課題としてBVI騒音の予測 / 低減の研究が進められてきた。

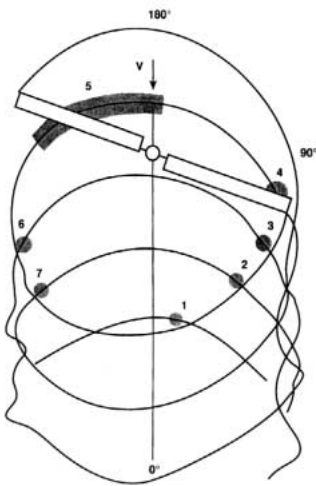


図1. 2枚ロータにおけるBVI位置⁽¹⁾

BVI騒音を低減する方法は、回転面内でブレードと渦が交差する時の垂直距離 (ミス・ディスタンス) を広げる、干渉時のブレードと渦の交差角をなるべく垂直に近づける (平行BVIを避ける)、ブレード翼端から発生する渦の強さを弱める、の3つに分けられる。⁽²⁾ 具体的にはブレード翼端形状の改善や急降下角による進入

方式などが挙げられる。しかし、このような従来技術によるBVI騒音低減効果には限界があり、近年新しい技術として注目を集めているのがアクティブ・ブレード・コントロールによる騒音低減技術である。アクティブ・ブレード・コントロールは、ブレード自身や翼端部に取り付けたアクティブ・デバイスをロータ回転数の2~5倍といった高調波で動かし、ブレード周りの循環を制御する技術で、干渉時のミス・ディスタンス拡大や翼端渦を弱める等の効果があるとされている。⁽³⁾

今回、これらのアクティブ・ブレード・コントロール技術の中から、HHC (Higher Harmonic Control) と呼ばれるブレード全体のピッチング運動の高調波で制御する技術と、翼端部に取り付けたフラップのみを高調波で制御するAFC (Active Flap Control) について、1枚ブレード・モデル・ロータを用いた基礎試験を行った。本試験は川田工業と航技研の共同研究の一環として行われた。

2. ロータ試験装置

試験に用いた1枚ブレード・モデル・ロータ装置は平成13年度に川崎重工業株式会社から譲渡された物で、HHCやAFCの基礎検討に用いられてきた。⁽⁴⁾⁽⁵⁾ 装置の構成を図2に、装置の主要な諸元を表1に示す。以下、装置の機能について記述する。

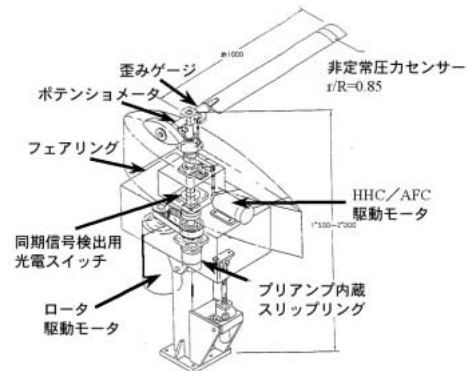


図2. ロータ装置構成

表1 モデル・ロータ装置の諸元 / 性能

メイン・ロータ諸元		HHC/AFC機能	
ハブ形式	無関節型	HHC/AFCモータ回転数	0~1200rpm (モータ定格: 3600rpm)
ロータ回転半径	1m	HHC振幅調節範囲	0° ~ ±2 (0.4° step)
ロータ回転数	0~1200rpm (モータ定格: 1500rpm)	AFC振幅調節範囲	0° ~ ±30°
ブレード枚数	1枚	HHC/AFC位相制御範囲	0° ~ 360°
ブレード翼弦長	0.12m		
ブレード翼断面	NACA0012		
ブレードねじり下げ	0°		
ロータ迎角調節範囲	0° ~ +10 (1° step)		
コレクティブ・ピッチ設定範囲	-5° ~ +15°		
サイクリック・ピッチ設定範囲	-15° ~ +15°		

2.1 ロータ部

メイン・ロータは定格1500rpmのサーボモータにより駆動し、ブレード装着状態では最大で1200rpmまで回転させることができる。供試体ブレードは回転半径が1m、翼弦長0.12m、翼断面がNACA0012のフラップ付き矩形ブレードでねじり下げはついていない。ブレードはハブに対してリジッドに取り付けられており、フラッピングやラギング等の自由度がない無関節型である。通常ヘリコプタに用いられている間接型ロータの場合、アクティブ・コントロールの効果は、フラッピング等のブレード運動や弾性変形により干渉時のブレードと翼端渦の位置関係を変える効果が含まれるが、本試験ではこの効果を除去し、ブレード荷重分布の変動による翼端渦強度、吹き下ろし分布の変化がBVIに与える影響の確認を主目的としているため、無間接型を用いた。ブレード・ピッチ角の設定はプリセット式になっており、コレクティブ・ピッチは $-5^{\circ} \sim +15^{\circ}$ 、縦横サイクリック・ピッチは $-15^{\circ} \sim +15^{\circ}$ の範囲で、 2.5° 間隔で設定することができる。シャフト傾角は同じくプリセットにより $0^{\circ} \sim +10^{\circ}$ の範囲で、 1° 間隔で設定することができる。ロータ回転数やHHC、AFCの設定は制御盤にて行う。

2.2 HHC駆動機構

HHC駆動は定格3600rpmのサーボモータにより行う。モータの回転を図3に示すクランク機構により往復運動に変換し、スワッシュ・プレートを最大20Hz（モータ回転数1200rpm）で加振する。HHC振幅の設定はプリセット式で、ブレード・ピッチ角に換算して 0.4° 刻みで調整でき、最大 $\pm 2^{\circ}$ の振幅のHHCを行うことができる。HHC位相は制御盤の操作により、 $0 \sim 360^{\circ}$ の間で連続的に変更することができる。HHC駆動時は翼端部のフラップはテープで固定した。本試験におけるHHC駆動時のロータ回転数は600rpm（10Hz）とし、 $2/rev$ のHHCについて試験を実施した。HHCの入力波形は次式で定義した。

$$\theta = \theta_0 + \theta_{HHC} (P_{\psi} \cdot \psi - \psi_{HHC})$$



図3．HHC駆動機構

2.3 AFC駆動機構

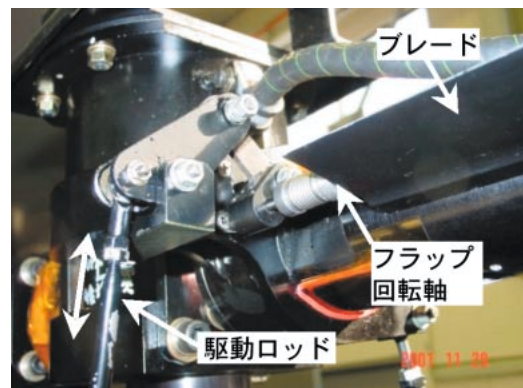
HHCがブレード全体を駆動するのに対し、AFCは図4に示す翼端部のフラップのみを動かす機構である。AFC駆動にはHHC駆動と同じモータを使用するが、スワッシュ・プレートとブレード・ピッチをつなぐロッドを外して図5(a)に示すようにブレード・ピッチを固定し、フラップ駆動用ロッドをスワッシュ・プレートに結合する。これにより、スワッシュ・プレートの上下運動がフラップの変角運動に変換される。（図5(b)）フラップの角度はホール・センサにより計測する。



図4．AFC機構



(a)ブレード前縁側



(b)ブレード後縁側

図5．AFC駆動機構

2.4 計装

供試体ブレードおよびロータ装置に取り付けられているセンサの一覧を表2に示す。供試体ブレードには表面上の圧力変動を計測する非定常圧力センサとフラップの舵角を計測するホール・センサが取り付けられている他、ブレードを固定するハブ部には振動モニタ用の歪みゲージが4つ貼り付けてある（図6参照）。非定常圧力センサはブレードの85%半径位置に図7に示すように配置されている。BVIによる翼面圧力の急変動は前縁付近で顕著に現れるため、本報告ではNo.3センサ（上面、 $x/C=0.053$ ）のデータに着目しBVIの評価を実施した。

表2 . センサ仕様

センサ名	規格	用途
圧力センサ前縁用	EPI-080B-25AZ	翼端部圧力計測
圧力センサ翼面用	EPI-F080-25AZ	翼端部圧力計測
歪みゲージ	KFG-30-120-C1-23	翼根部荷重計測
ポテンショ・メータ	MP1201	ピッチ角計測
ホール・センサ	FH-301-040	フラップ舵角計測
光電スイッチ	E32-CC200	回転同期信号出力

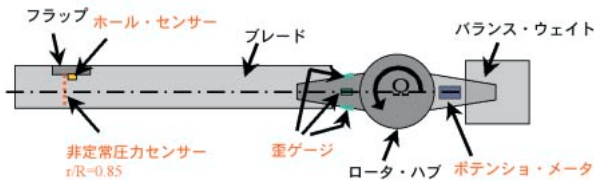
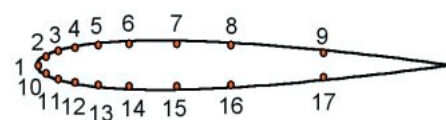


図6 . 各センサ取り付け位置



上面		下面	
センサ No.	x/C	センサ No.	x/C
1	0.000000		
2	0.021500	10	0.021500
3	0.052583	11	0.052583
4	0.093667	12	0.093667
5	0.145083	13	0.145083
6	0.196167	14	0.196167
7	0.351000	15	0.351000
8	0.502167	16	0.502167
9	0.704500	17	0.704500

図7 . 非定常圧力センサ位置 ($r/R=0.85$)

ブレードの対面にはバランス・ウェイトを装着しており、ブレード・ピッチ角を検出するポテンショ・メータも対面側に取り付けられている。回転同期信号はスイッチ・プレート下に取り付けられたスリット付き円盤の回転による光電スイッチのON/OFFのタイミングで検出する。回転部に取り付けられたセンサからの出力は、プリアンプにより増幅後、スリップリングを經由して固

定部へ出力される。スリップリングおよびプリアンプの仕様を表3に示す。

表3 . スリップリング/プリアンプ仕様

スリップリング仕様	
リング数	36接点
電流容量	200mA/1素子
許容回転数	2400rpm
耐久回転数	1.00E + 09
プリアンプ仕様	
チャンネル数	22CH
最大入力電圧	$\pm 100mV$
ゼロ調整範囲	約 $\pm 3V$
感度調整範囲	約150 ~ 250倍
最大出力電圧	$\pm 10V$ 、 $\pm 1mA$
ゼロ点安定度	$\pm 0.01\%$ FS/
ノイズ	20mVpp
応答特性	1000Hz
電源電圧	$\pm 15V$ DC

3 . 風洞試験

3.1 概要

風洞試験は栃木県にある川田工業株式会社が所有する多目的風洞⁶⁾の航空用測定部において実施した。同風洞は吹き出し口寸法が2.5m x 2.5mの開放式で、最大風速は45m/sである。風洞の全体図を図8に、主要性能を表4に示す。

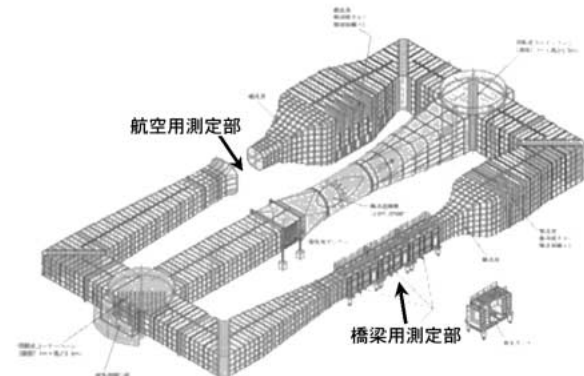


図8 . 川田工業(株)多目的風洞 (全体図)

表4 . 川田工業 多目的風洞性能表

項目	主要仕様
形式	水平回流式ゲッチング型 (エッフェル型としての使用も可能)
電動機	220kW DCモーター
制御方法	サイリスタレオナード方式
送風機ファン径	4000mm
最大回転数	360rpm
航空用測定部	測定部の寸法 幅2.5m x 高さ2.5m x 全長5.0m (開放型)
	風速分布 0.2 ~ 45m/s
	分布偏差 $\pm 1.0\%$ 以内
	乱れ強さ 0.3% 以内
	縮流比 8.35

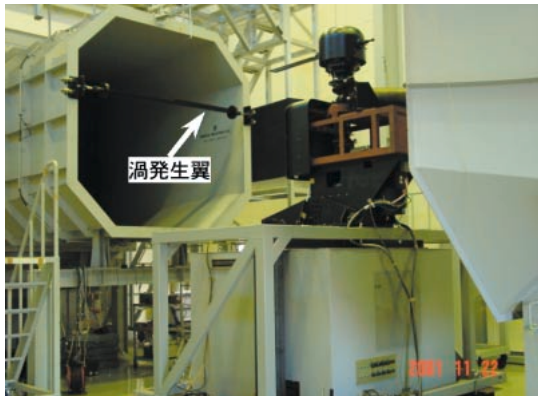
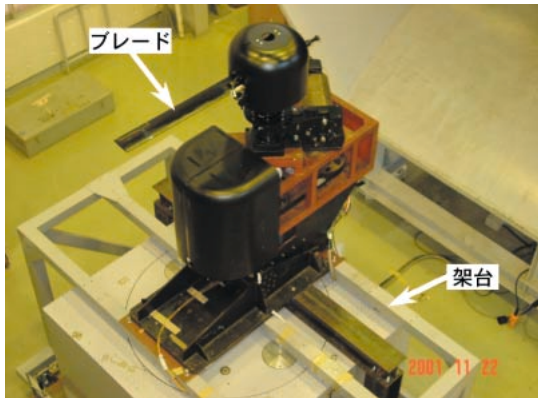


図9．ロータ装置設置外観写真

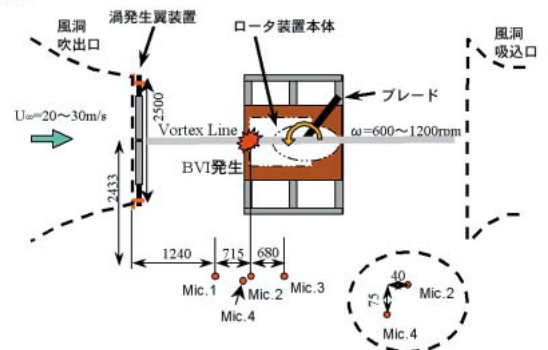


図10．渦発生翼装置外観写真

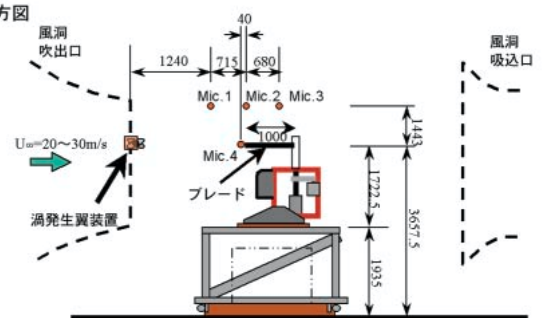
ロータ装置の設置状況写真を図9に示す。風洞床面から風路中心まで高さがあり、既設の天秤をよけて装置を設置する必要があったことから、同図に示すように架台

を組み、その上にロータ装置本体を設置した。ロータ騒音を計測するためのマイクロフォンはロータ装置左舷の30°斜め上方に3本（マイク1～3）、回転面内の延長線上に1本（マイク4）を設置した。一般にBVI騒音はロータ面に対し斜め上下方に指向性を持つことから、BVI騒音の評価はMic.1～3のデータで実施した。また、一部のケースについては、風洞吹き出し口に渦発生翼を設置し、そこから発生する渦とブレードの干渉を計測した。渦発生翼装置の外観写真を図10に示す。渦発生翼は迎角の正負が逆な2つの翼（NACA0024）を中央部で交差させ、交差部分から1本の渦を発生する。本風試では交差角は15度（迎角±7.5度）に設定した。設置状況の三面図を図11に示す。ロータ装置設置の都合により渦発生翼は横にして取り付けており、翼後流がロータ吹き下ろし分布に多少の影響を及ぼすことが推定されるが、BVIによる急激な圧力変動への影響は小さいとして無視し、評価を行った。

(a)上方図



(b)側方図



(c)後方図

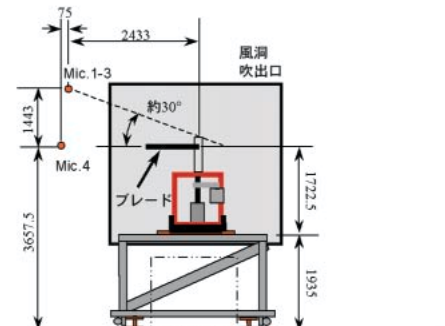


図11．装置設置概要

計測項目	Run No.	Case No.	V (m/s)	ΩR (rpm)	μ	θ_0 (deg)	θ_c (deg)	θ_s (deg)	α_s (deg)	渦発生翼	θ_v (deg)	HHC/AFCパラメータ			結果図番	
												P/HHC /P/AFC (n/rev)	$\theta_{HHC} / \theta_{AFC}$ (deg)	ψ_{HHC} / ψ_{AFC} (deg)	翼面圧力	音圧波形
基準BV計測 その1(強制BV)	1	001	30	600	0.48	0	0	0	0	使用	$\pm 7.5^\circ$	-	-	-	図13	図14
		002	30	900	0.32	0	0	0	0	使用	$\pm 7.5^\circ$	-	-	-	図13	図14
		003	30	1200	0.24	0	0	0	0	使用	$\pm 7.5^\circ$	-	-	-	図13	図14
HHC試験 その1(強制BV)	2	004	30	600	0.48	0	0	0	0	使用	$\pm 7.5^\circ$	2	$\pm 2^\circ$	0	図15	図16.1~3
		005	30	600	0.48	0	0	0	0	使用	$\pm 7.5^\circ$	2	$\pm 2^\circ$	45	図15	図16.1~3
		006	30	600	0.48	0	0	0	0	使用	$\pm 7.5^\circ$	2	$\pm 2^\circ$	90	図15	図16.1~3
		007	30	600	0.48	0	0	0	0	使用	$\pm 7.5^\circ$	2	$\pm 2^\circ$	135	図15	図16.1~3
		008	30	600	0.48	0	0	0	0	使用	$\pm 7.5^\circ$	2	$\pm 2^\circ$	180	図15	図16.1~3
		009	30	600	0.48	0	0	0	0	使用	$\pm 7.5^\circ$	2	$\pm 2^\circ$	225	図15	図16.1~3
		010	30	600	0.48	0	0	0	0	使用	$\pm 7.5^\circ$	2	$\pm 2^\circ$	270	図15	図16.1~3
		011	30	600	0.48	0	0	0	0	使用	$\pm 7.5^\circ$	2	$\pm 2^\circ$	315	図15	図16.1~3
基準BV計測 その2(自身BV)	3	012	15	600	0.24	-5	0	0	0	無		-	-	-	図17	図18.1~3
		013	15	900	0.16	-5	0	0	0	無		-	-	-	図17	図18.1~3
		014	15	1200	0.12	-5	0	0	0	無		-	-	-	図17	図18.1~3
	4	015	20	600	0.32	-5	0	0	0	無		-	-	-	図17	図18.1~3
	016	20	900	0.21	-5	0	0	0	無		-	-	-	図17	図18.1~3	
	017	20	1200	0.16	-5	0	0	0	無		-	-	-	図17	図18.1~3	
5	018	25	600	0.40	-5	0	0	0	0	無		-	-	図17	図18.1~3	
	019	25	900	0.27	-5	0	0	0	0	無		-	-	図17	図18.1~3	
	020	25	1200	0.20	-5	0	0	0	0	無		-	-	図17	図18.1~3	

表 5.1 試験ケース

計測項目	Run No.	Case No.	V (m/s)	Ω_F (rpm)	μ	θ_0 (deg)	θ_c (deg)	θ_s (deg)	α_s (deg)	渦発生異	θ_v (deg)	HHC/AFCパラメータ			結果図番		
												P_{HHC} / P_{AFC} (r/rev)	$\theta_{HHC} / \theta_{AFC}$ (deg)	ψ_{HHC} / ψ_{AFC} (deg)	翼面圧力	音圧波形	
HHC試験 その2(自身BMD)	6	021	15	600	0.24	-5	0	0	0	0	無		2	$\pm 2^\circ$	0	図19.1	図20.1~3
		022	15	600	0.24	-5	0	0	0	0	無		2	$\pm 2^\circ$	45	図19.1	図20.1~3
		023	15	600	0.24	-5	0	0	0	0	無		2	$\pm 2^\circ$	90	図19.1	図20.1~3
		024	15	600	0.24	-5	0	0	0	0	無		2	$\pm 2^\circ$	135	図19.1	図20.1~3
		025	15	600	0.24	-5	0	0	0	0	無		2	$\pm 2^\circ$	180	図19.1	図20.1~3
		026	15	600	0.24	-5	0	0	0	0	無		2	$\pm 2^\circ$	225	図19.1	図20.1~3
	7	027	15	600	0.24	-5	0	0	0	0	無		2	$\pm 2^\circ$	270	図19.1	図20.1~3
		028	15	600	0.24	-5	0	0	0	0	無		2	$\pm 2^\circ$	315	図19.1	図20.1~3
		029	20	600	0.32	-5	0	0	0	0	無		2	$\pm 2^\circ$	0	図19.2	図20.4~6
		030	20	600	0.32	-5	0	0	0	0	無		2	$\pm 2^\circ$	45	図19.2	図20.4~6
		031	20	600	0.32	-5	0	0	0	0	無		2	$\pm 2^\circ$	90	図19.2	図20.4~6
		032	20	600	0.32	-5	0	0	0	0	無		2	$\pm 2^\circ$	135	図19.2	図20.4~6
		033	20	600	0.32	-5	0	0	0	0	無		2	$\pm 2^\circ$	180	図19.2	図20.4~6
		034	20	600	0.32	-5	0	0	0	0	無		2	$\pm 2^\circ$	225	図19.2	図20.4~6
8	035	20	600	0.32	-5	0	0	0	0	無		2	$\pm 2^\circ$	270	図19.2	図20.4~6	
	036	20	600	0.32	-5	0	0	0	0	無		2	$\pm 2^\circ$	315	図19.2	図20.4~6	
	037	25	600	0.40	-5	0	0	0	0	無		2	$\pm 2^\circ$	0	図19.3	図20.7~9	
	038	25	600	0.40	-5	0	0	0	0	無		2	$\pm 2^\circ$	45	図19.3	図20.7~9	
	039	25	600	0.40	-5	0	0	0	0	無		2	$\pm 2^\circ$	90	図19.3	図20.7~9	
	040	25	600	0.40	-5	0	0	0	0	無		2	$\pm 2^\circ$	135	図19.3	図20.7~9	
	041	25	600	0.40	-5	0	0	0	0	無		2	$\pm 2^\circ$	180	図19.3	図20.7~9	
	042	25	600	0.40	-5	0	0	0	0	無		2	$\pm 2^\circ$	225	図19.3	図20.7~9	
	043	25	600	0.40	-5	0	0	0	0	無		2	$\pm 2^\circ$	270	図19.3	図20.7~9	
	044	25	600	0.40	-5	0	0	0	0	無		2	$\pm 2^\circ$	315	図19.3	図20.7~9	

表 5.2 試験ケース

計測項目	Run No.	Case No.	V (m/s)	Ω _F (rpm)	μ	θ ₀ (deg)	θ _C (deg)	θ _S (deg)	α _S (deg)	渦発生翼	θ _V (deg)	HHC/AFCパラメータ		結果図番				
												P _{HHC} / P _{AFC} (n/rev)	θ _{HHC} / θ _{AFC} (deg)	ψ _{HHC} / ψ _{AFC}	翼面圧力	音圧波形		
AFC試験 (自身BVD)	9	045	15	600	0.24	-5	0	0	0	0	無		2	±15°	0	図21.1	図22.1~3	
		046	15	600	0.24	-5	0	0	0	0	無		2	±15°	45	図21.1	図22.1~3	
		047	15	600	0.24	-5	0	0	0	0	無		2	±15°	90	図21.1	図22.1~3	
		048	15	600	0.24	-5	0	0	0	0	無		2	±15°	135	図21.1	図22.1~3	
		049	15	600	0.24	-5	0	0	0	0	無		2	±15°	180	図21.1	図22.1~3	
		050	15	600	0.24	-5	0	0	0	0	無		2	±15°	225	図21.1	図22.1~3	
		051	15	600	0.24	-5	0	0	0	0	無		2	±15°	270	図21.1	図22.1~3	
		052	15	600	0.24	-5	0	0	0	0	0	無		2	±15°	315	図21.1	図22.1~3
		053	20	600	0.32	-5	0	0	0	0	0	無		2	±15°	0	図21.2	図22.4~6
		054	20	600	0.32	-5	0	0	0	0	0	無		2	±15°	45	図21.2	図22.4~6
	10	055	20	600	0.32	-5	0	0	0	0	無		2	±15°	90	図21.2	図22.4~6	
		056	20	600	0.32	-5	0	0	0	0	無		2	±15°	135	図21.2	図22.4~6	
		057	20	600	0.32	-5	0	0	0	0	無		2	±15°	180	図21.2	図22.4~6	
		058	20	600	0.32	-5	0	0	0	0	無		2	±15°	225	図21.2	図22.4~6	
		059	20	600	0.32	-5	0	0	0	0	無		2	±15°	270	図21.2	図22.4~6	
		060	20	600	0.32	-5	0	0	0	0	無		2	±15°	315	図21.2	図22.4~6	
		061	25	600	0.40	-5	0	0	0	0	0	無		2	±15°	0	図21.3	図22.7~9
		062	25	600	0.40	-5	0	0	0	0	0	無		2	±15°	45	図21.3	図22.7~9
		063	25	600	0.40	-5	0	0	0	0	0	無		2	±15°	90	図21.3	図22.7~9
		064	25	600	0.40	-5	0	0	0	0	0	無		2	±15°	135	図21.3	図22.7~9
065	25	600	0.40	-5	0	0	0	0	0	無		2	±15°	180	図21.3	図22.7~9		
	11	066	25	600	0.40	-5	0	0	0	0	無		2	±15°	225	図21.3	図22.7~9	
		067	25	600	0.40	-5	0	0	0	0	無		2	±15°	270	図21.3	図22.7~9	
		068	25	600	0.40	-5	0	0	0	0	無		2	±15°	315	図21.3	図22.7~9	
		069	0	600	0.00	-5	0	0	0	0	0	無		-	-	-	図23	
		070	0	0	-	-5	0	0	0	0	0	無		2	±2°	-	-	図24
		ホリゾント音計測	12															
		主ロータ音計測	13															

表5.3 試験ケース

3.2 試験条件

本風試においては、大別すると風洞吹き出し口に設置した渦発生翼から放出される渦とブレードの干渉（以下、強制BVI）と、ロータ・ブレード自身が発生する渦との干渉（以下、自身BVI）の2つの条件について試験を行った。

強制BVIの試験ではロータ・ブレードから渦が発生しないようコレクティブ・ピッチを0度（無揚力条件）に設定し、より強い渦と干渉させるため風速は30m/sに設定した。無揚力条件であることから、渦無し条件での計測は行っていない。

一方、自身BVIの試験では、渦発生翼を撤去し、ブレードのコレクティブ・ピッチ角をとってロータ・ブレード自身が放出する渦と干渉を起こすようにした。フェアリングや架台の影響を減らす為、コレクティブ・ピッチ角を負にとり、上方へロータ推力を発生するように設定した。風速は15m/s、20m/s、25m/sの3段階に変えた。強いBVIが発生するように風速を高め設定したことからアドバンス比が大きくなった為、ロータシャフトの傾きは0度とした。

強制BVI条件では、HHCについてのみ効果を確認し、自身渦についてはHHCとAFCの双方の効果を確認した。HHCおよびAFCの試験ではロータ回転数を600rpm（10Hz）に固定し、2/revの制御を行った。試験ケース

を表5にまとめる。なお、本試験では、HHC/AFCによる圧力変動やBVIによる圧力変動が区別しやすいよう、サイクリック・ピッチ入力は行わなかった。

3.3 計測およびデータ処理

計測システムの概要を図12に示す。非定常圧力センサ、歪みセンサ、ポテンショ・メータ、ホール・センサの出力はプリアンプにより増幅された後、スリッピングから外部ケーブルを通じて、光電スイッチからの回転同期信号と共に計測室内のPCに記録される。データ処理は川田工業㈱の既設システムを使用した。騒音計測およびデータ処理についても川田工業㈱所有のマイクロフォンとデータ・レコーダを使用して行った。なお、サンプリング・レートは10kHzとした。

最終的に較正データを用いて補正された時系列データから、光電スイッチからの回転同期信号を用いて集合平均をかけた。ロータ回転数が600rpmのケースでは9回転分、900rpmのケースでは14回転分、1200rpmのケースでは19回転分の集合平均を行った。計測システムの都合でサンプリング数の上限が決められていた為、ケースによって平均化に使用した回転数が異なる。なお、HHC/AFC評価においては、同じ回転数で平均したデータ同士を比較した。

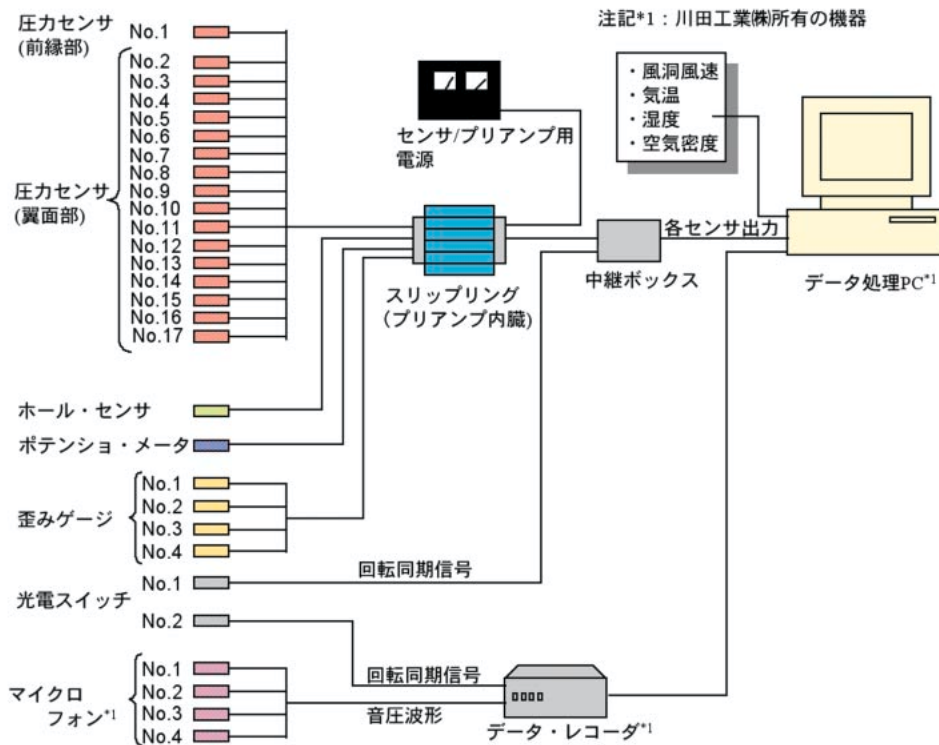


図12. 計測系統

4. 試験結果

4.1 強制BVI基準計測

強制BVI条件において、アクティブ・コントロールを行わない基準ケースの結果について述べる。図13はNo.3 センサ位置(上面、 $r/R=0.85$, $x/C=0.054$)における圧力係数の変動を示す。同図からブレードと渦が衝突する $\approx 180^\circ$ 付近において、圧力の急変動が確認できる。図14にMic.1~3における音圧波形を示す。 $\approx 200^\circ$ 付近にBVIに起因する正のスパイク状のピークが確認できる。他、回転数の増加に伴いBVI騒音のピークも増大していることがわかる。ピークは2つ見られるが、同ケースで

はブレードと干渉している渦線は1本である為、BVIは1回しか発生していないと考えられる。圧力変動のデータもそのことを示していることから、2番目のピークはマイク上方の作業台からの反射音であると推定した。

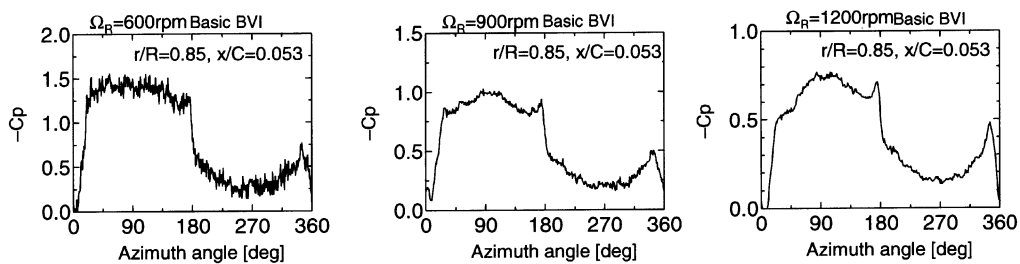


図13. 基準BVI計測試験その1：翼面圧力（強制BVI, $V=30m/s$ ）

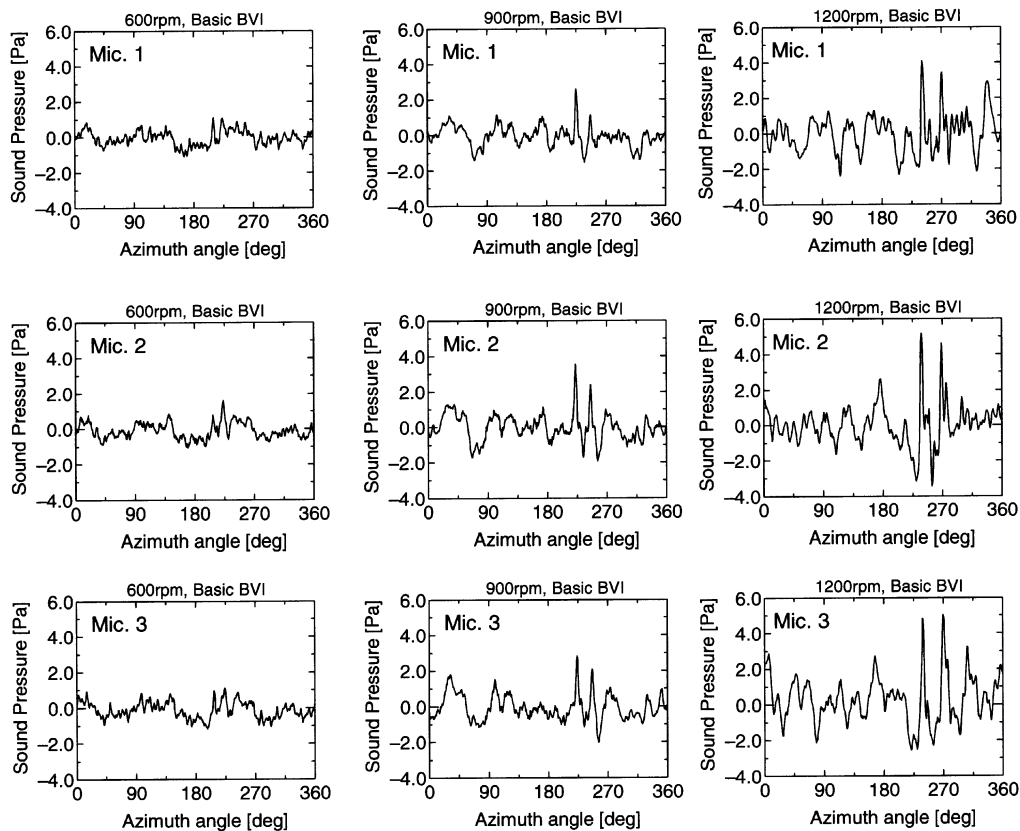


図14. 基準BVI計測試験その1：音圧波形（強制BVI, $V=30m/s$ ）

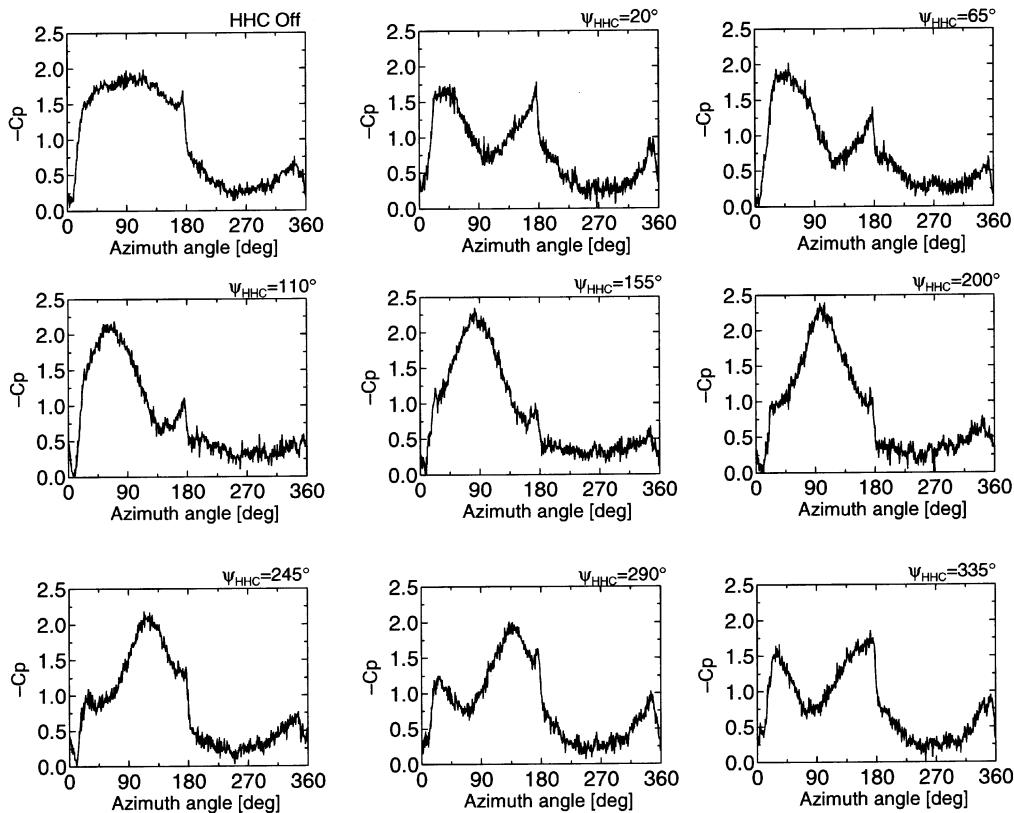


図15 . HHC試験その1 : 翼面圧力 (強制BVI, $V=30m/s$, $R=600rpm$, $F_{HHC}=20Hz$, $HHC=\pm 2^\circ$)

4.2 HHC試験 (強制BVI)

風速 $30m/s$ 、ロータ回転数 $600rpm$ での強制BVI条件において、周波数 $2/rev$ 、振幅 $\pm 2^\circ$ HHCを行った場合の結果について述べる。図15はNo.3センサ位置 (上面、 $r/R=0.85$, $x/C=0.054$) における圧力係数の変動を示す。BVIが発生する $\approx 180^\circ$ 付近に着目するとHHC位相 $HHC=155^\circ$ のケースにおいて、圧力の急変動が低く抑えられていることがわかる。逆に $HHC=20^\circ$ のケースでは、スパイク状の鋭い圧力変動が見られ強いBVIが発生していることが見てとれる。図16.1~16.3に各マイクで計測された音圧波形を示す。BVI発生箇所の正面に位置するマイク2に着目すると圧力変動で確認された傾向と同様に、BVI騒音のピーク値は $HHC=155^\circ$ のケースにおいて最小、 $HHC=20^\circ$ のケースにおいて最大となる傾向が確認できる。

4.3 自身BVI基準計測

自身BVI条件において、アクティブ・コントロールを行わない基準ケースの結果について述べる。図17はロータ回転数 W を $600rpm$ 、 $900rpm$ 、 $1200rpm$ と変え、各回転数で風洞風速 V を $15m/s$ 、 $20m/s$ 、 $25m/s$ と変化させた場合のNo.3センサ位置(上面、 $r/R=0.85$, $x/C=0.054$)における圧力係数の変動を示す。 $\approx 0^\circ \sim 45^\circ$ の間でBVIに

よる圧力の急変動が見られ、その大きさは風速、回転数によって変化する。同図からは $V=25m/s$ 、 $\approx 900rpm$ のケースで強いBVIが発生していると思われる。図18.1~18.3に各マイクで計測された音圧波形を示す。マイク設置位置がロータ後退側 (左舷) に位置するため、BVIのピークは負に出るが、 $V=25m/s$ 、 $\approx 900rpm$ のケースで $\approx 90^\circ$ 付近にBVIに起因する負の鋭いピークが確認できる。他ケースについてもピークの大きさに差はあるものの、同様のBVIピークが確認できる。

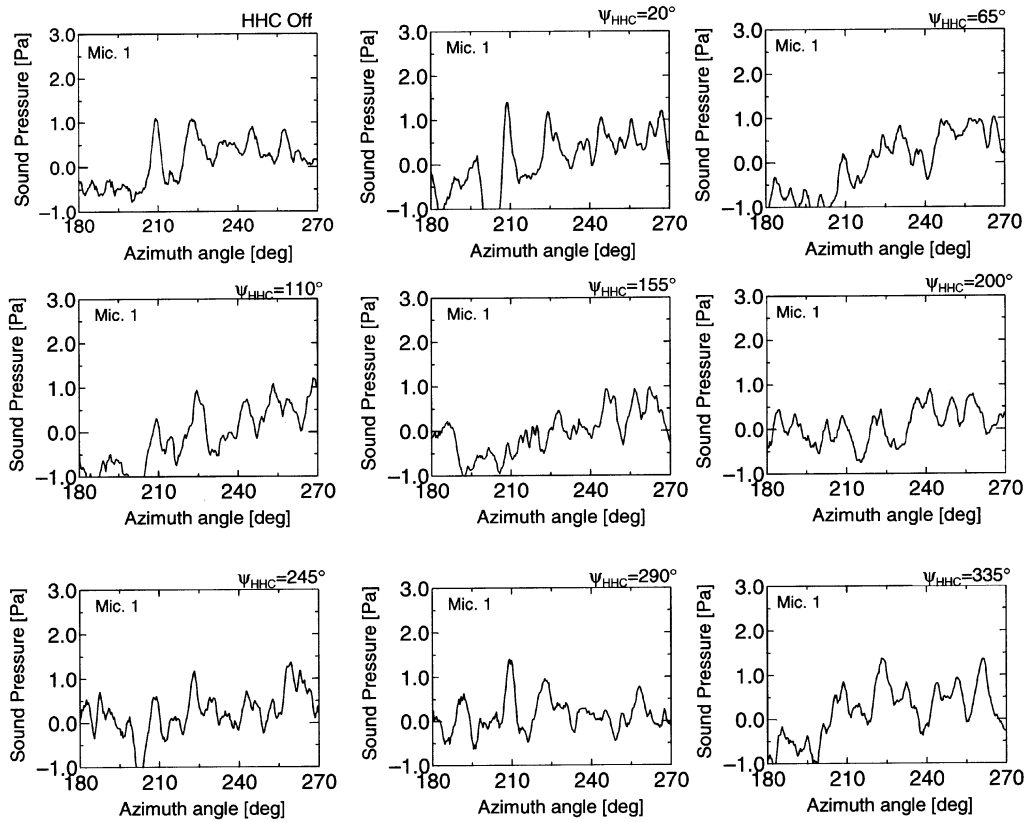


図16.1 HHC試験その1：音圧波形（強制BVI, Mic.1, $V=30m/s$, $R=600rpm$, $F_{HHC}=20Hz$, $HHC=\pm 2^\circ$ ）

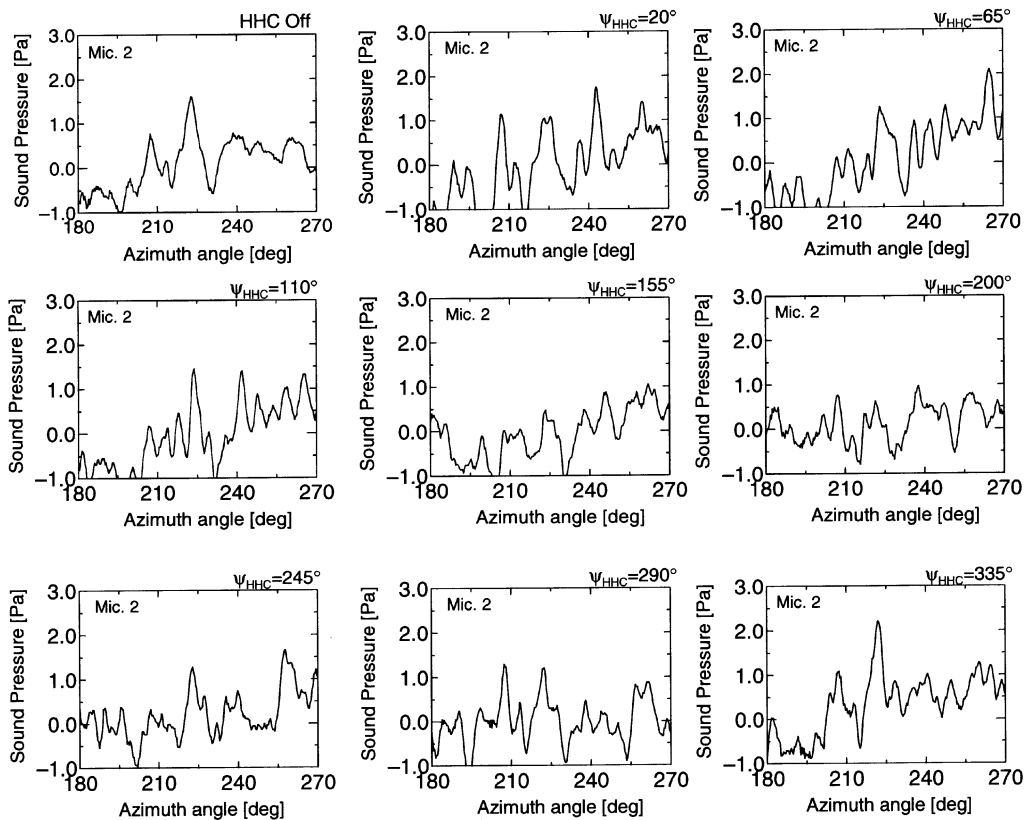


図16.2 HHC試験その1：音圧波形（強制BVI, Mic.2, $V=30m/s$, $R=600rpm$, $F_{HHC}=20Hz$, $HHC=\pm 2^\circ$ ）

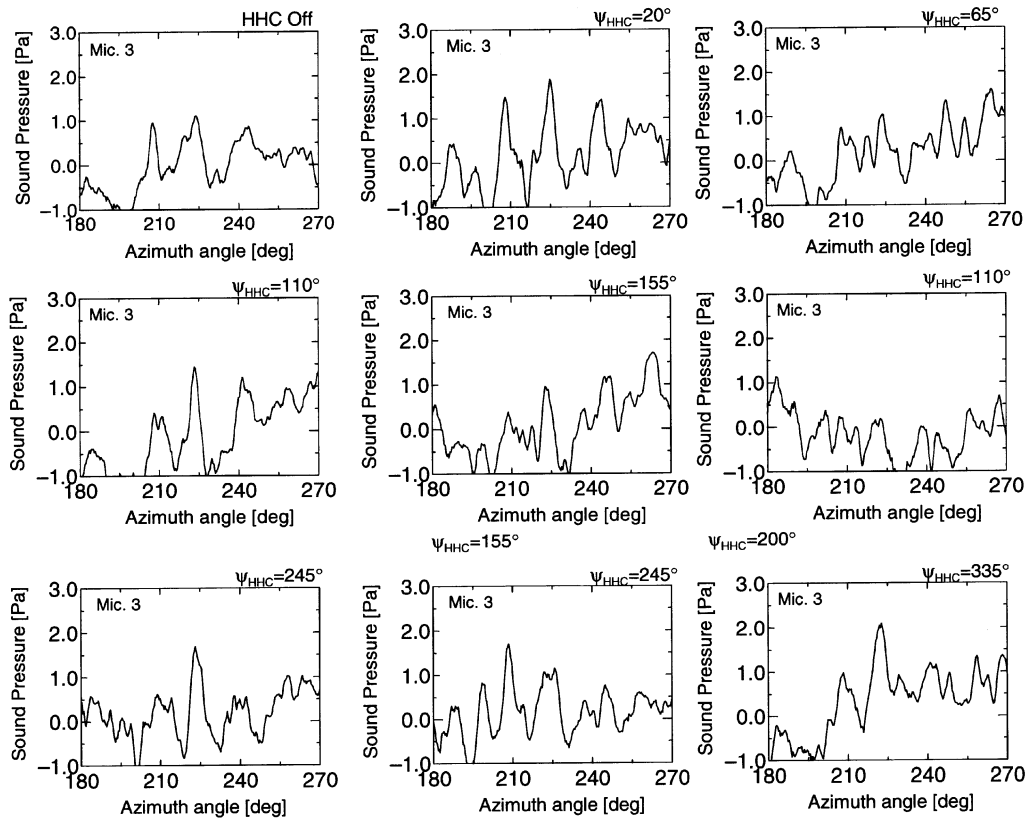


図16.3 HHC試験その1：音圧波形（強制BVI, Mic.3, $V=30\text{m/s}$, $R=600\text{rpm}$, $F_{HHC}=20\text{Hz}$, $HHC=\pm 2^\circ$ ）

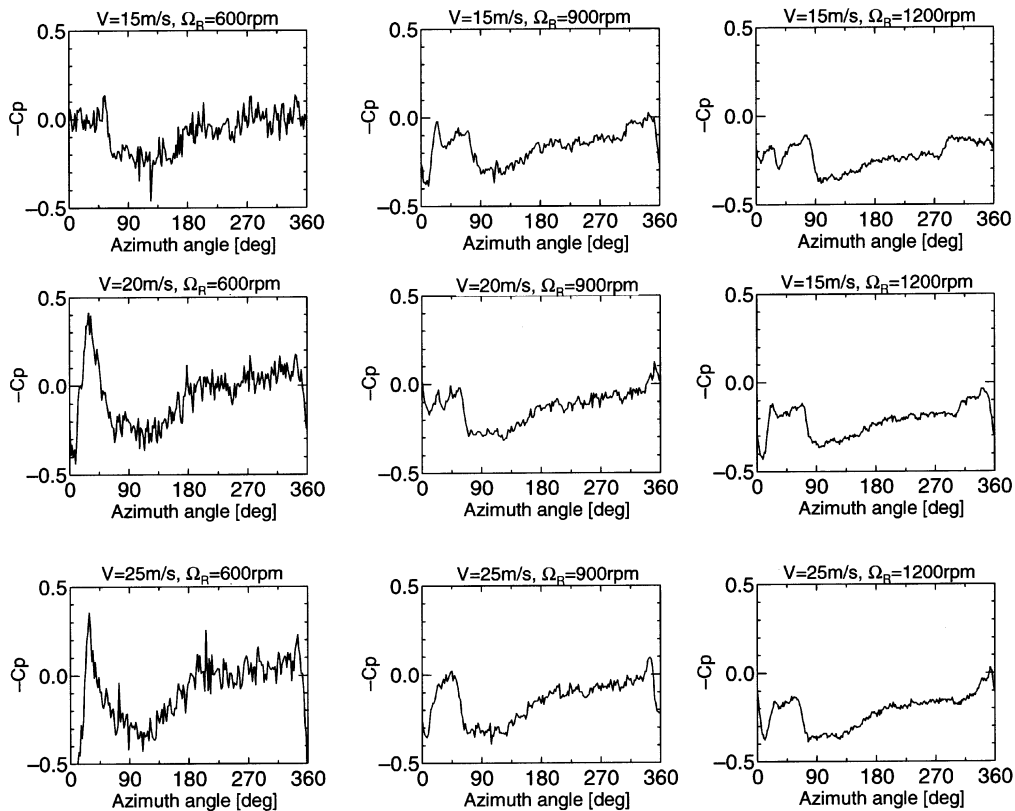


図17．基準BVI計測試験その2：翼面圧力（自身BVI）

4.4 HHC試験（自身BVI）

ロータ回転数600rpm一定として風洞風速 V を15m/s、20m/s、25m/sと変化させた自身BVI条件において、周波数2/rev、振幅 $\pm 2^\circ$ のHHCを行った場合の結果について述べる。図19.1～19.3はNo.3センサ位置(上面、 $r/R=0.85$ 、 $x/C=0.054$)における圧力係数の変動を、図20.1～20.9は各マイクロフォンにおける音圧波形を示す。風速15m/sのケースではBVIによる圧力変動も弱くHHCの効果の評価するのは難しいが、風速が高くなるにつれて $=0^\circ \sim 45^\circ$ の間に発生するBVIによる圧力変動がHHCの位相を変えることによって変化することが見てとれる。風速25m/sの条件において、圧力が急変動している $=0^\circ$ 付近のpeak to peakに着目するとHHC位相 γ HHCが $45^\circ \sim 90^\circ$ 付近で大きく、 $225^\circ \sim 270^\circ$ 付近では小さい。音圧波形データはHHC/AFC駆動モータの暗騒音の影響を強く受けており、評価は難しいがHHC位相 HHC = 270° のケースは音圧のピーク値が平均的に小さいことがわかる。

4.5 AFC試験（自身BVI）

ロータ回転数600rpm一定として風洞風速 V を15m/s、20m/s、25m/sと変化させた自身BVI条件において、周波数2/rev、振幅 $\pm 2^\circ$ のHHCを行った場合の結果について述べる。図21.1～21.3はNo.3センサ位置(上面、

$r/R=0.85$ 、 $x/C=0.054$)における圧力係数の変動を、図20.1～20.9は各マイクロフォンにおける音圧波形を示す。AFCはHHCと異なり局所的にフラップをコントロールするため、圧力変動が滑らかである。HHCの場合と同様に $=0^\circ$ 付近のpeak to peakに着目すると、AFC位相 γ AFCが 270° 付近で大きく、 90° 付近では小さい。この傾向は音圧波形にも現れており、AFC= 90° 付近のケースはAFC= 270° 付近のケースと比べ、鋭いピークが現れていない。

4.6 暗騒音計測

ロータおよびHHC/AFCの駆動に用いているモータおよび駆動機構の暗騒音の影響を調べるため、無風状態でロータを600rpmで駆動させている時の騒音と、ロータ停止状態でHHC/AFCモータを1200rpmで駆動させている状態の騒音を計測した。結果それぞれ図23、24に示す。ロータ回転時の騒音は計測しているBVI騒音に対して、ほとんど影響を及ぼさないレベルであると言えるが、HHC/AFC駆動による暗騒音はレベルが高く、今後行う試験については、何らかの対策をたてる必要があると考えられる。

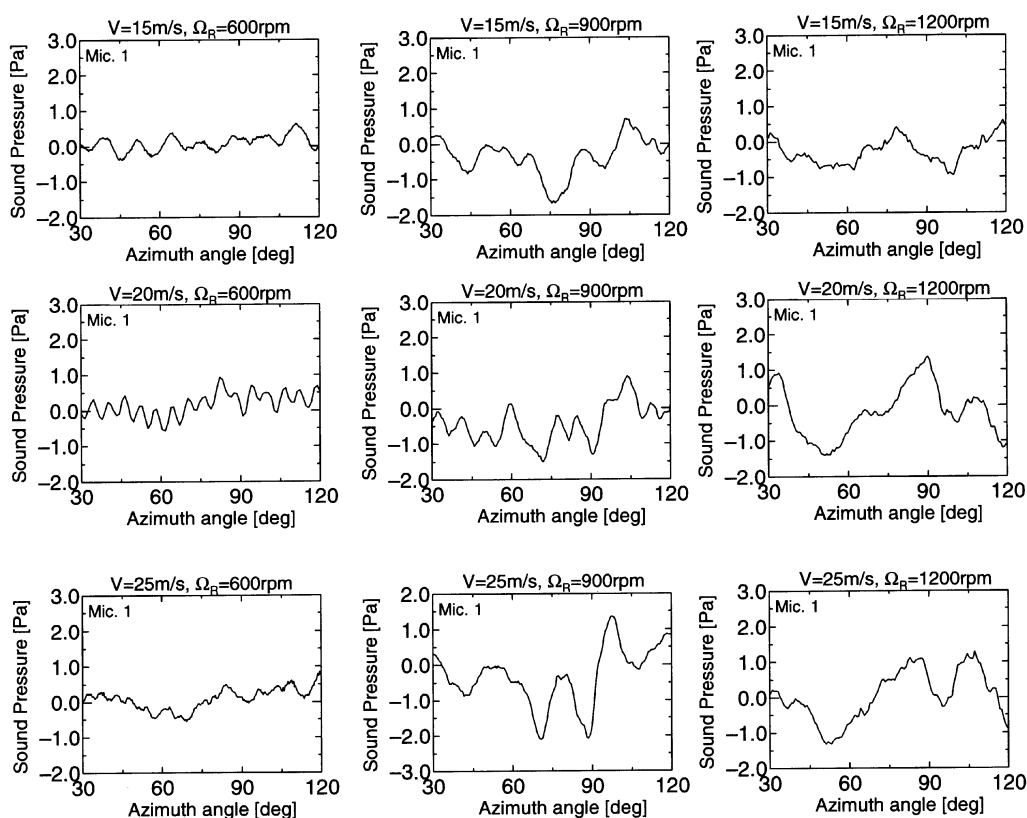


図18.1 基準BVI計測試験その2：音圧波形（自身BVI, Mic.1）

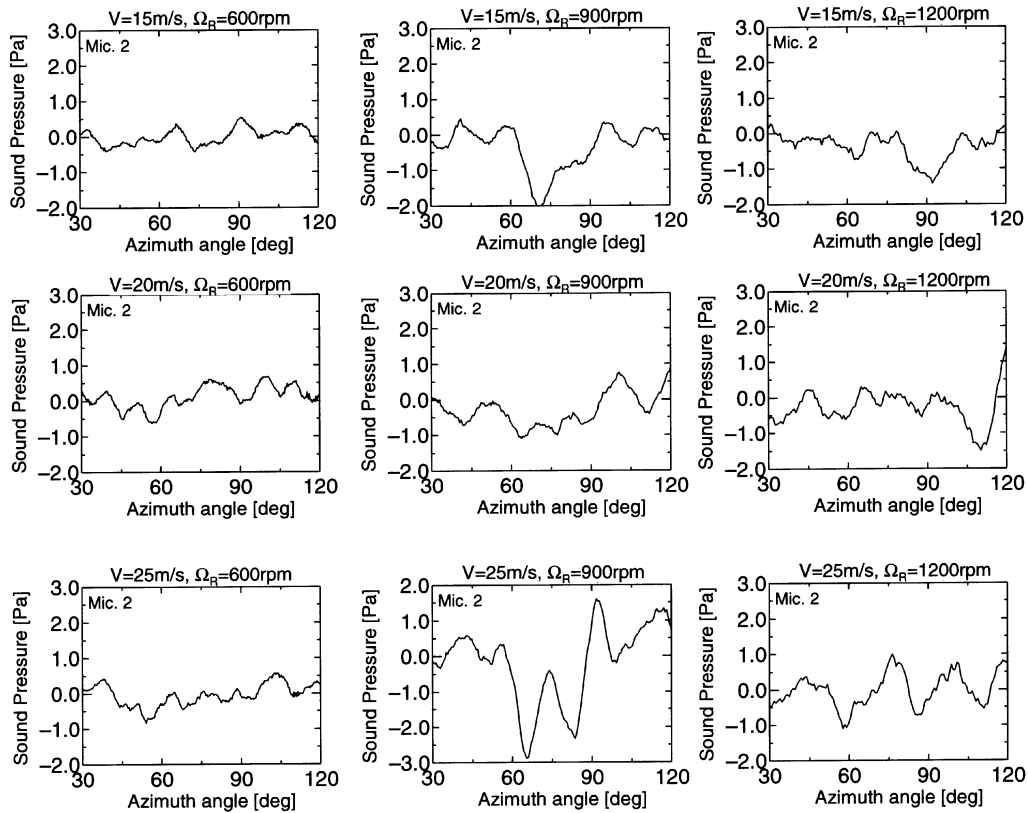


図18.2 基準BVI計測試験その2：音圧波形（自身BVI, Mic.2）

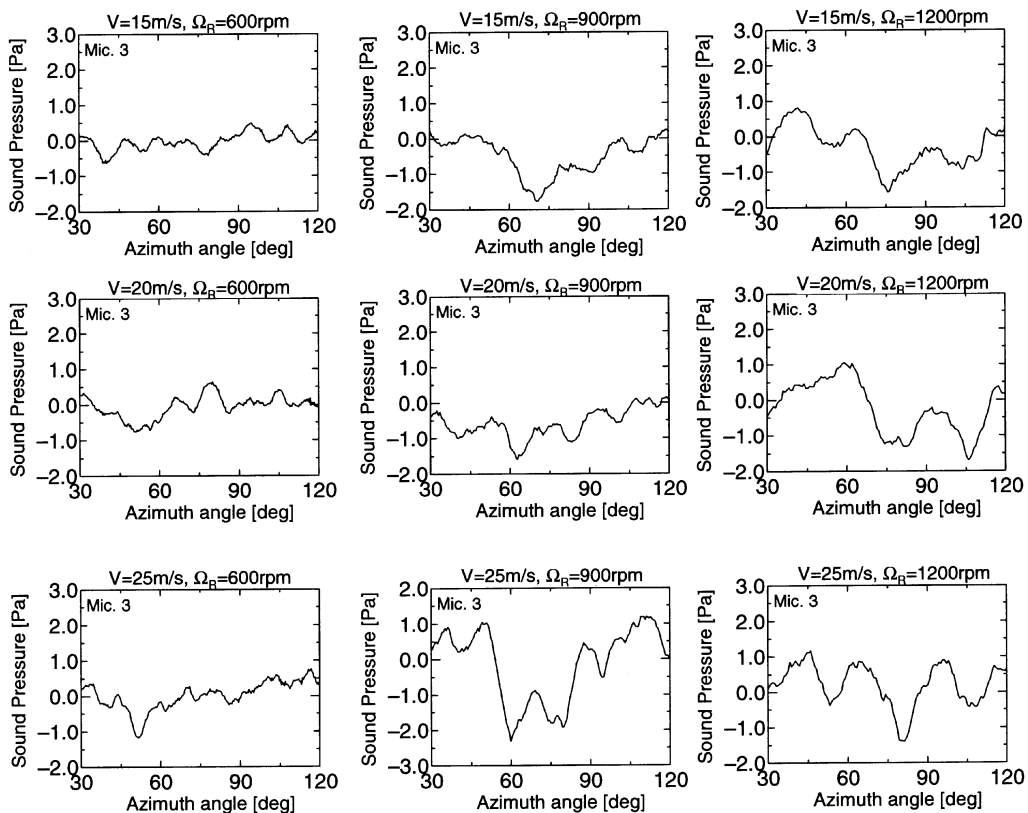


図18.3 基準BVI計測試験その2：音圧波形（自身BVI, Mic.3）

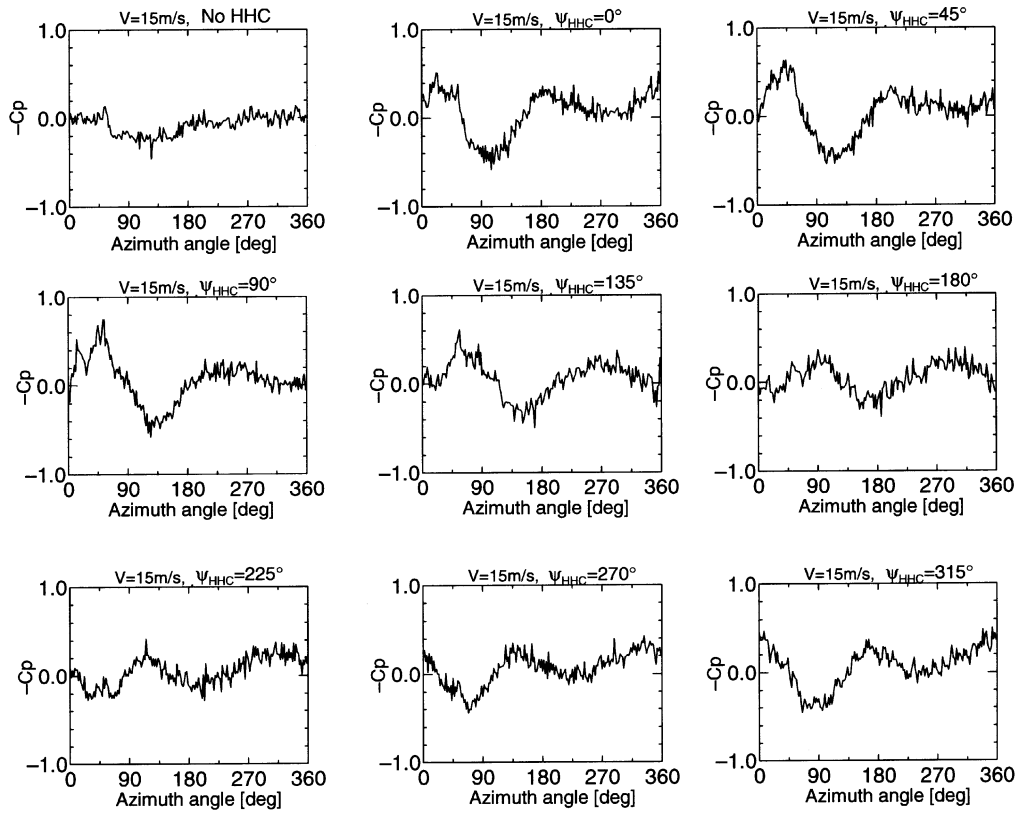


図19.1 HHC試験その2：翼面圧力（自身BVI, $V=15\text{m/s}$, $R=600\text{rpm}$, $F_{HHC}=20\text{Hz}$, $HHC=\pm 2^\circ$ ）

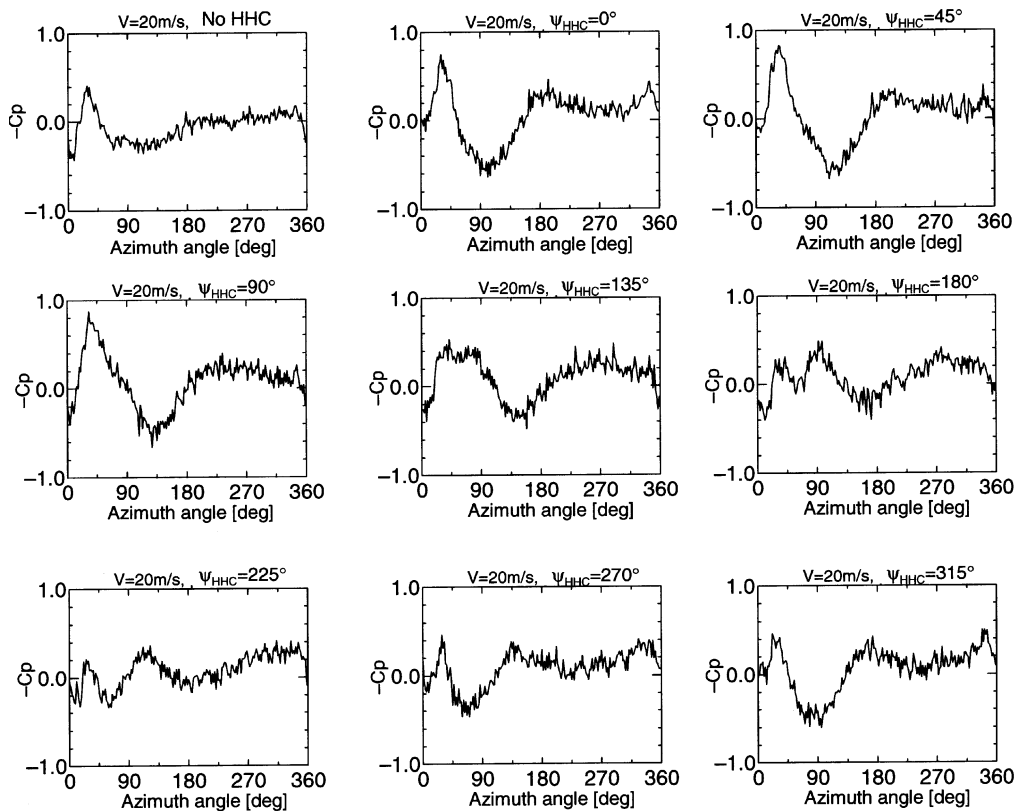


図19.2 HHC試験その2：翼面圧力（自身BVI, $V=20\text{m/s}$, $R=600\text{rpm}$, $F_{HHC}=20\text{Hz}$, $HHC=\pm 2^\circ$ ）

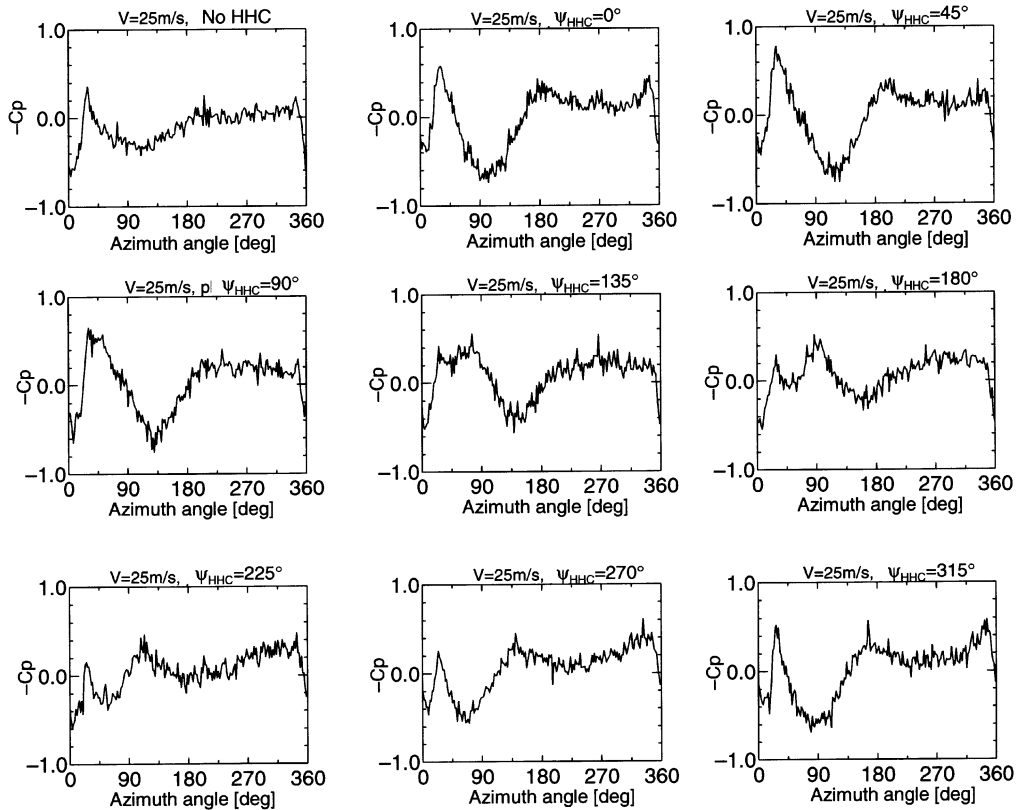


図19.3 HHC試験その2：翼面圧力（自身BVI, $V=25\text{m/s}$, $R=600\text{rpm}$, $F_{HHC}=20\text{Hz}$, $HHC=\pm 2^\circ$ ）

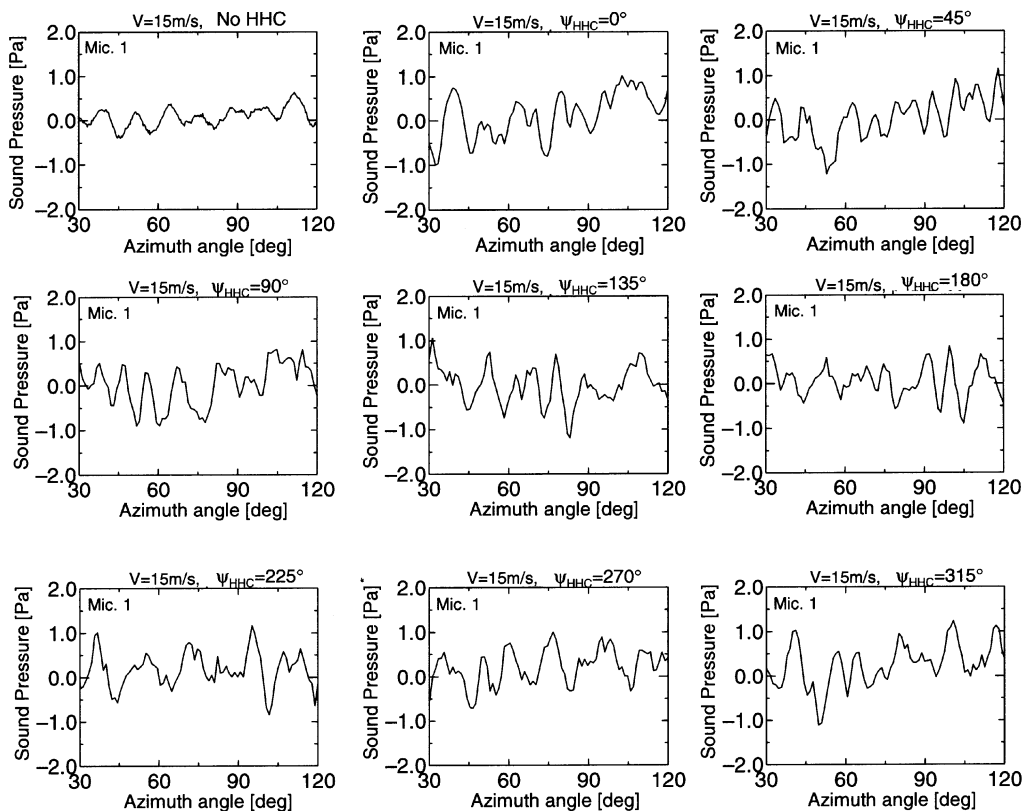


図20.1 HHC試験その2：音圧波形（自身BVI, Mic.1, $V=15\text{m/s}$, $R=600\text{rpm}$, $F_{HHC}=20\text{Hz}$, $HHC=\pm 2^\circ$ ）

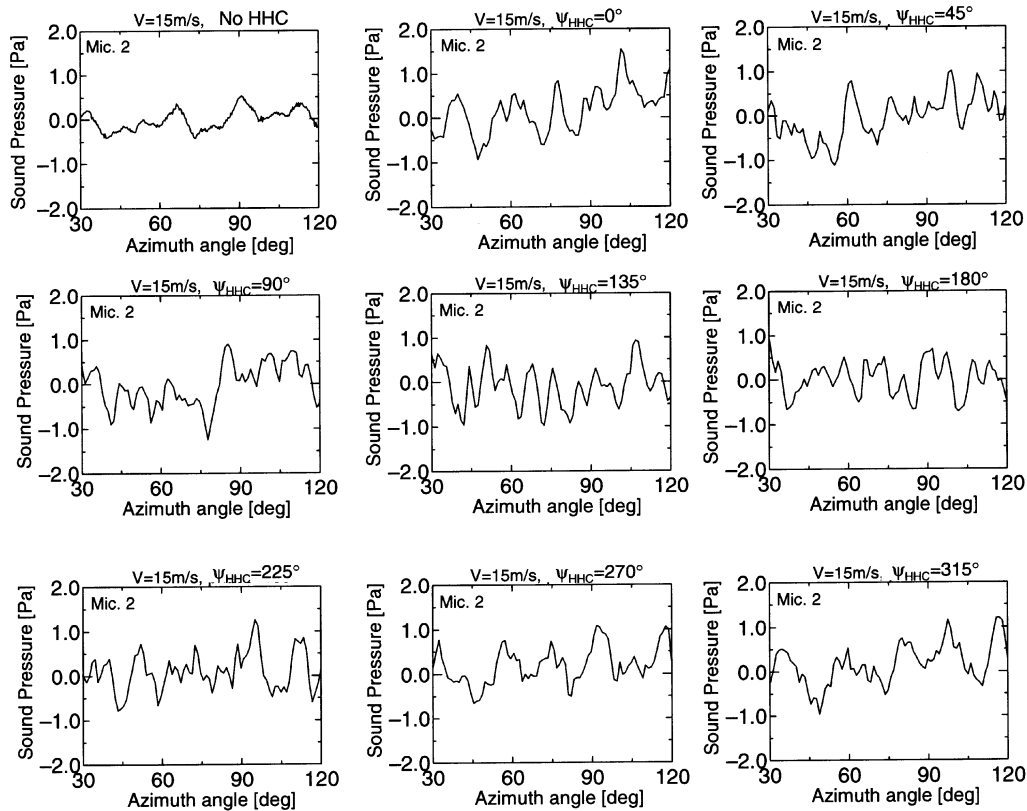


図20.2 HHC試験その2：音圧波形（自身BVI, Mic.2, $V=15\text{m/s}$, $R=600\text{rpm}$, $F_{HHC}=20\text{Hz}$, $HHC=\pm 2^\circ$ ）

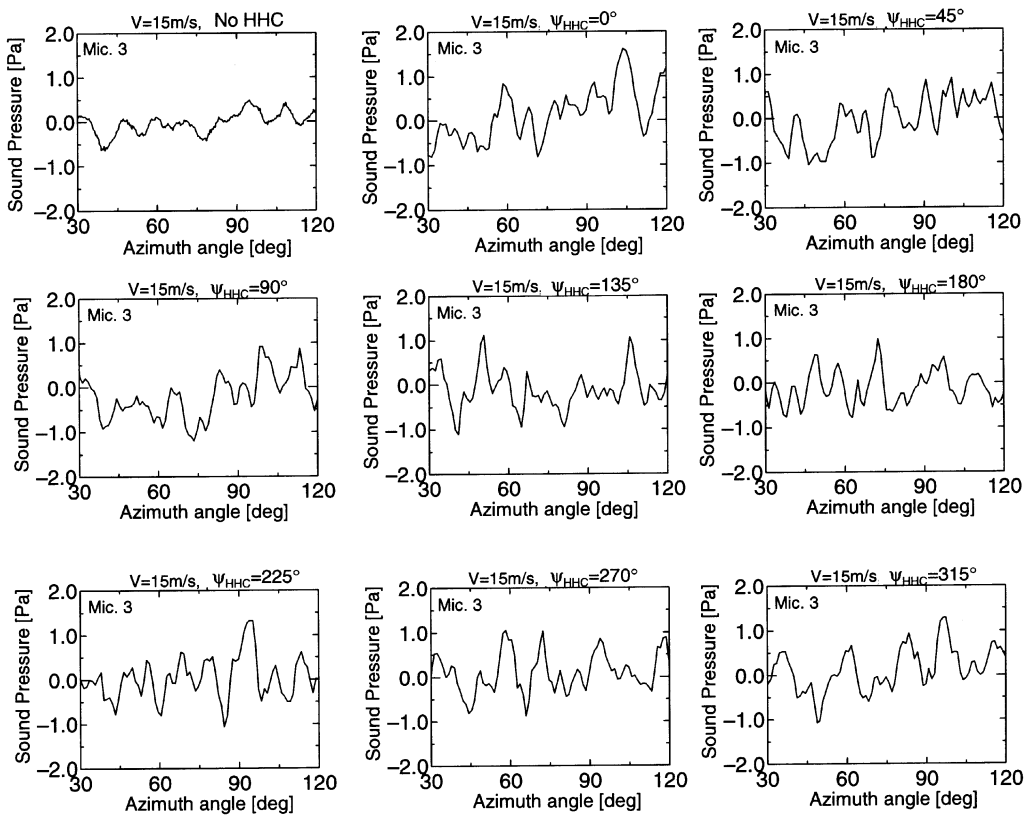


図20.3 HHC試験その2：音圧波形（自身BVI, Mic.3, $V=15\text{m/s}$, $R=600\text{rpm}$, $F_{HHC}=20\text{Hz}$, $HHC=\pm 2^\circ$ ）

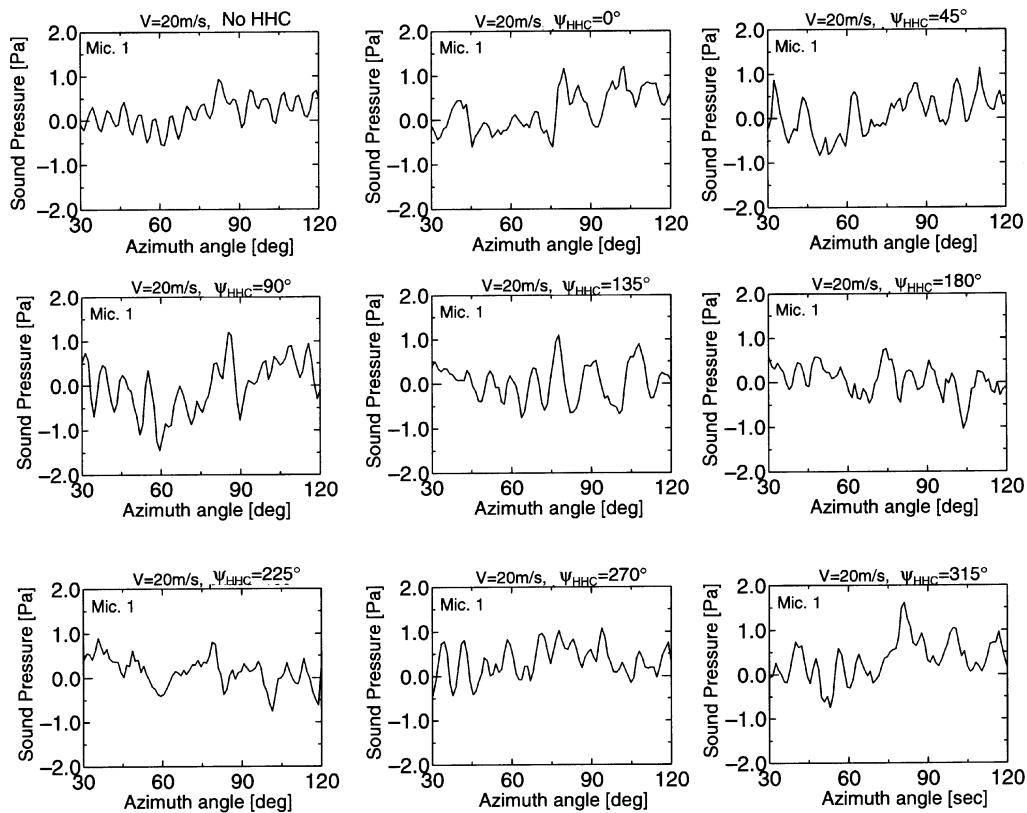


図20.4 HHC試験その2：音圧波形（自身BVI, Mic.1, $V=20\text{m/s}$, $R=600\text{rpm}$, $F_{HHC}=20\text{Hz}$, $HHC=\pm 2^\circ$ ）

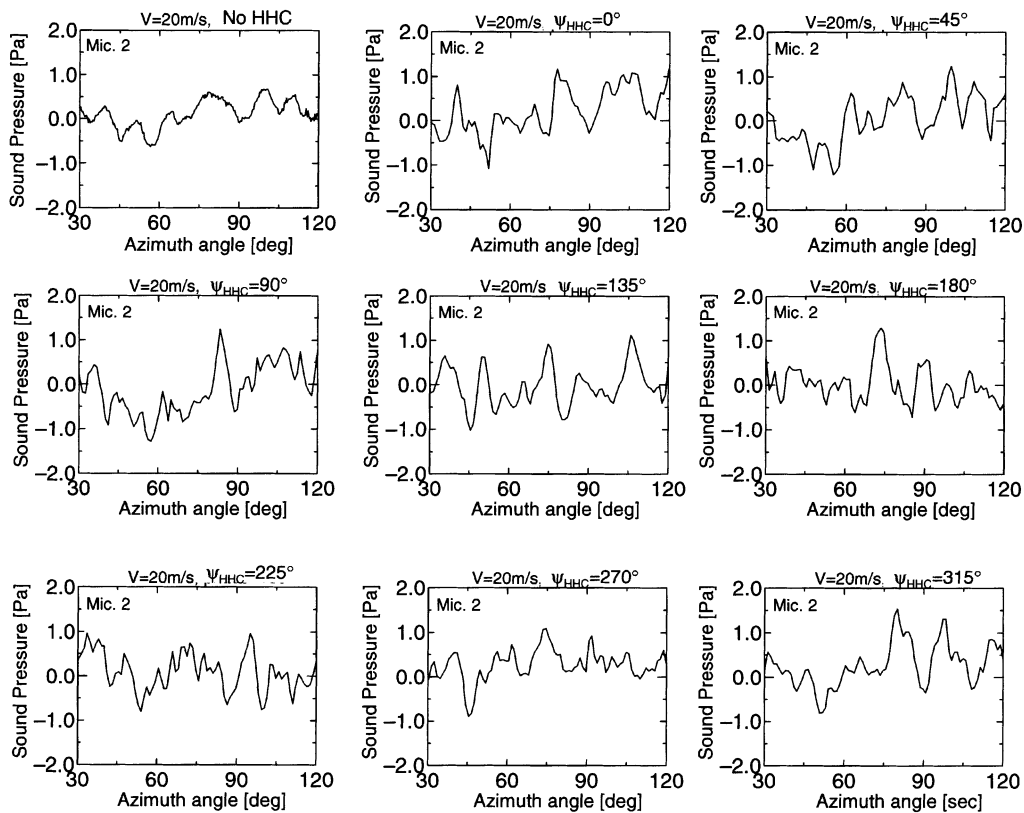


図20.5 HHC試験その2：音圧波形（自身BVI, Mic.2, $V=20\text{m/s}$, $R=600\text{rpm}$, $F_{HHC}=20\text{Hz}$, $HHC=\pm 2^\circ$ ）

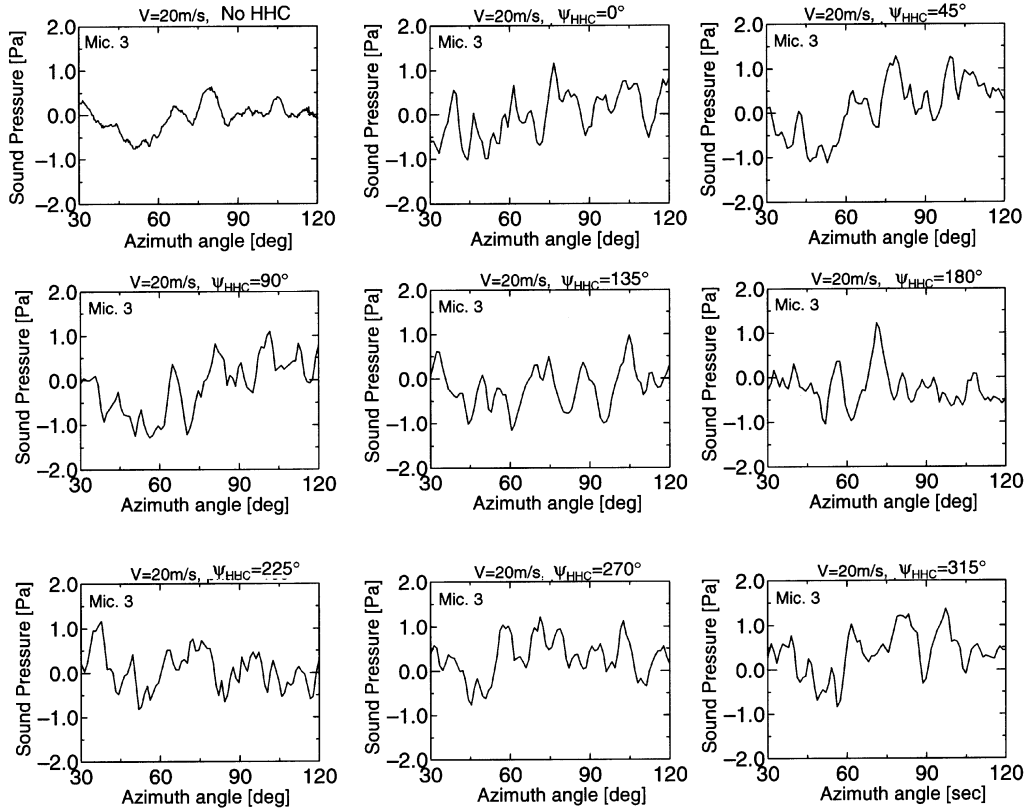


図20.6 HHC試験その2：音圧波形（自身BVI, Mic.3, $V=20\text{m/s}$, $R=600\text{rpm}$, $F_{HHC}=20\text{Hz}$, $HHC=\pm 2^\circ$ ）

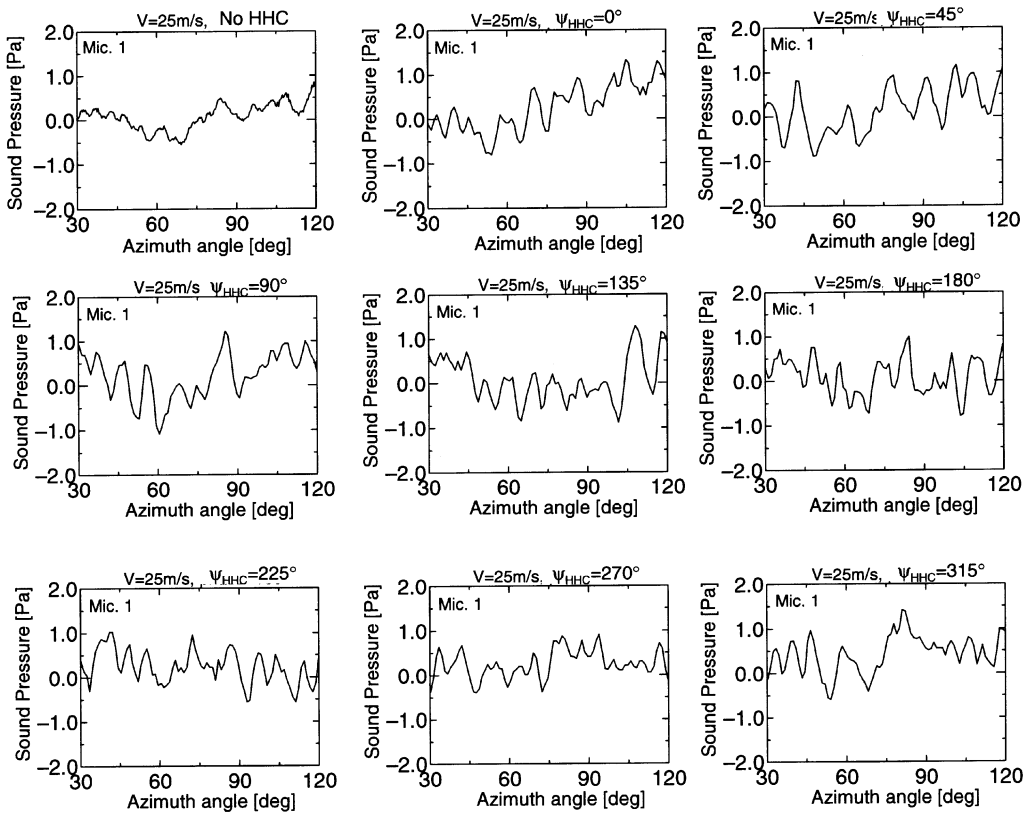


図20.7 HHC試験その2：音圧波形（自身BVI, Mic.1, $V=25\text{m/s}$, $R=600\text{rpm}$, $F_{HHC}=20\text{Hz}$, $HHC=\pm 2^\circ$ ）

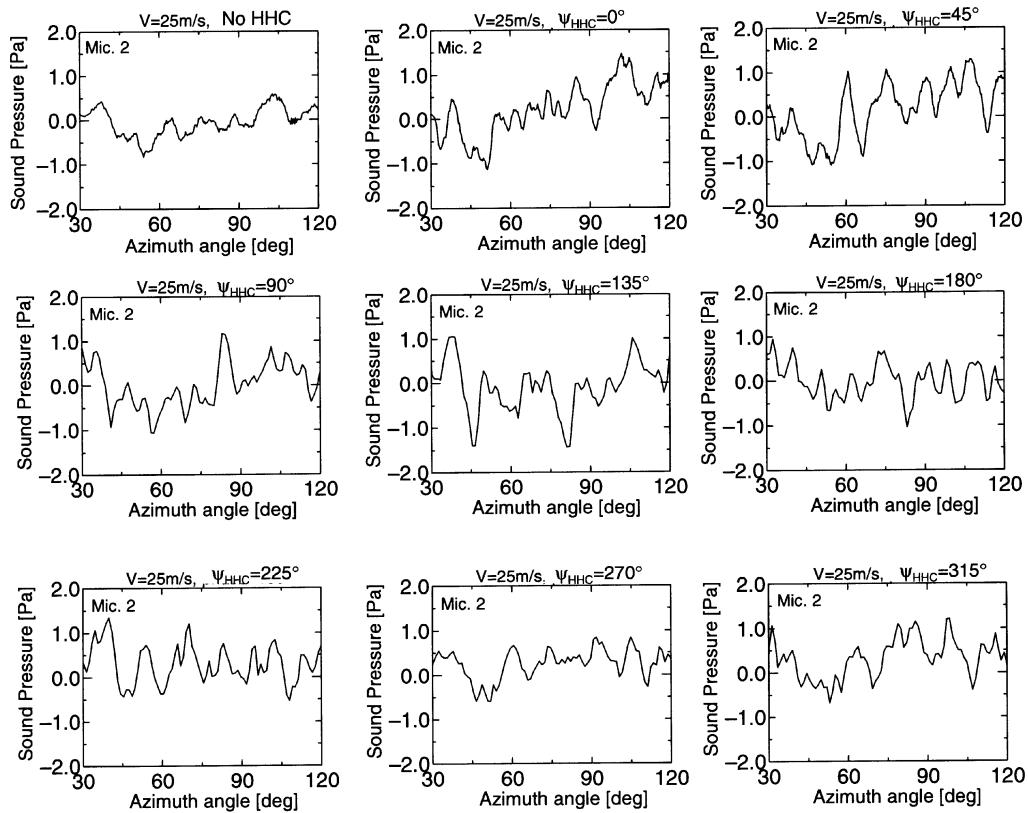


図20.8 HHC試験その2：音圧波形（自身BVI, Mic.2, $V=25\text{m/s}$, $R=600\text{rpm}$, $F_{HHC}=20\text{Hz}$, $HHC=\pm 2^\circ$ ）

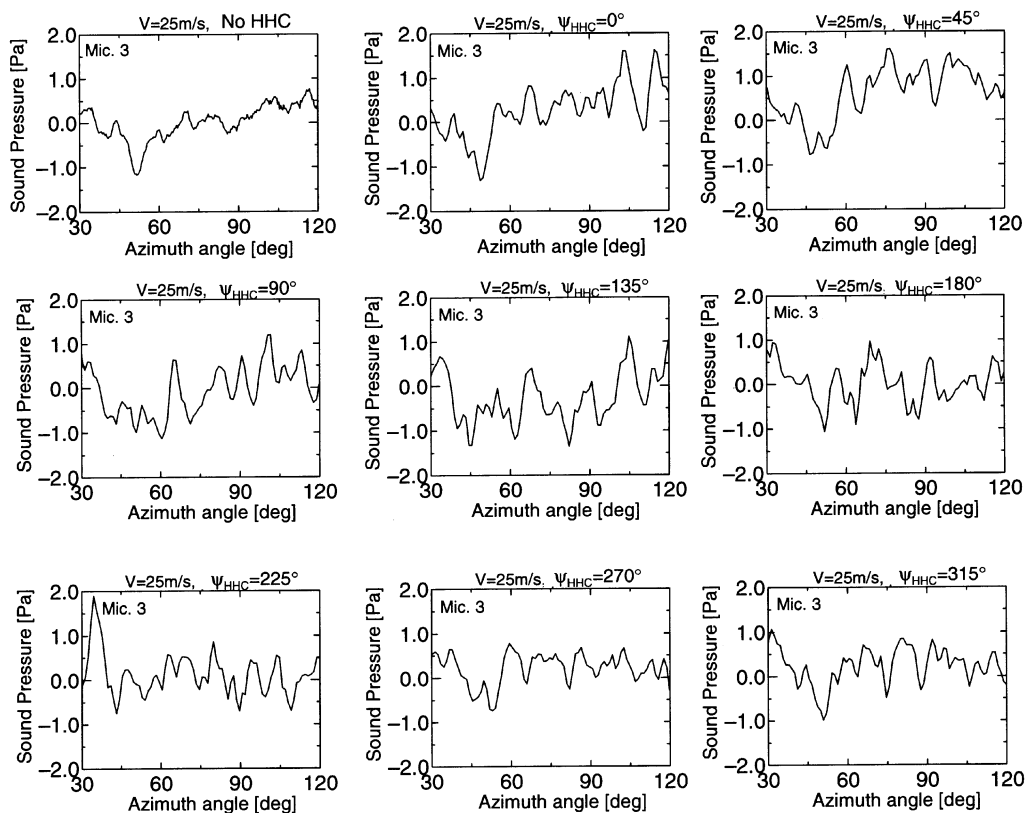


図20.9 HHC試験その2：音圧波形（自身BVI, Mic.3, $V=25\text{m/s}$, $R=600\text{rpm}$, $F_{HHC}=20\text{Hz}$, $HHC=\pm 2^\circ$ ）

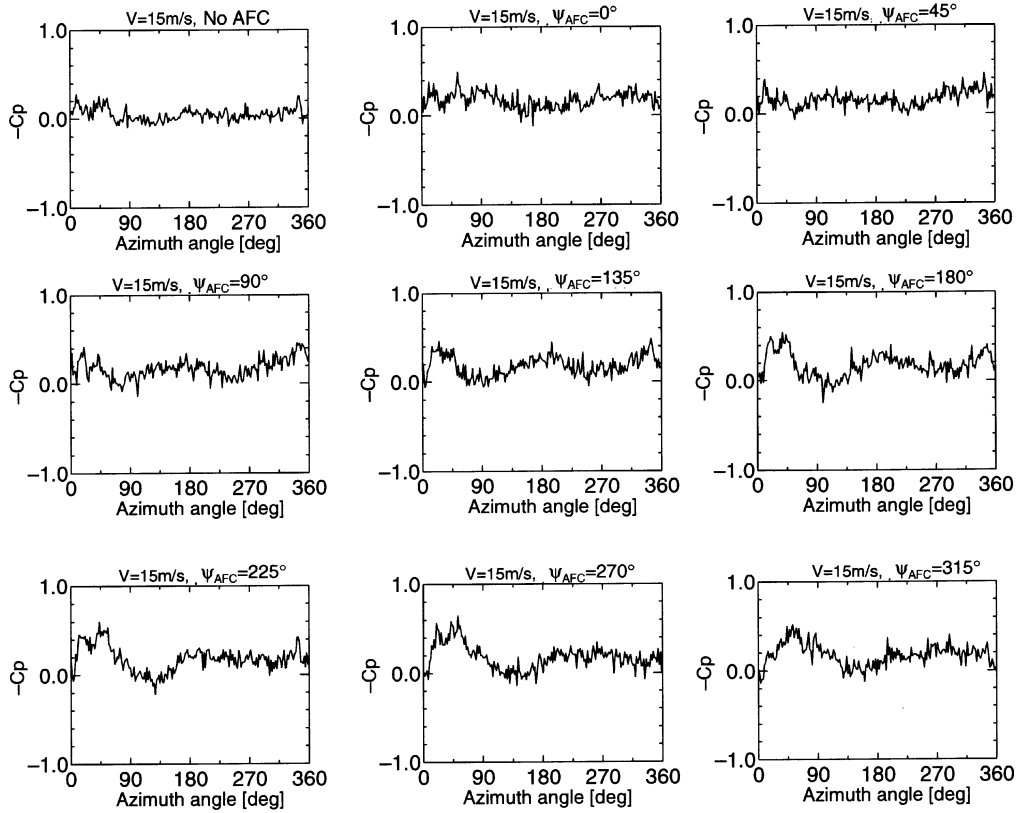


図21.1 AFC試験：翼面圧力（自身BVI, $V=15\text{m/s}$, $R=600\text{rpm}$, $F_{AFC}=20\text{Hz}$, $AFC=\pm 15^\circ$ ）

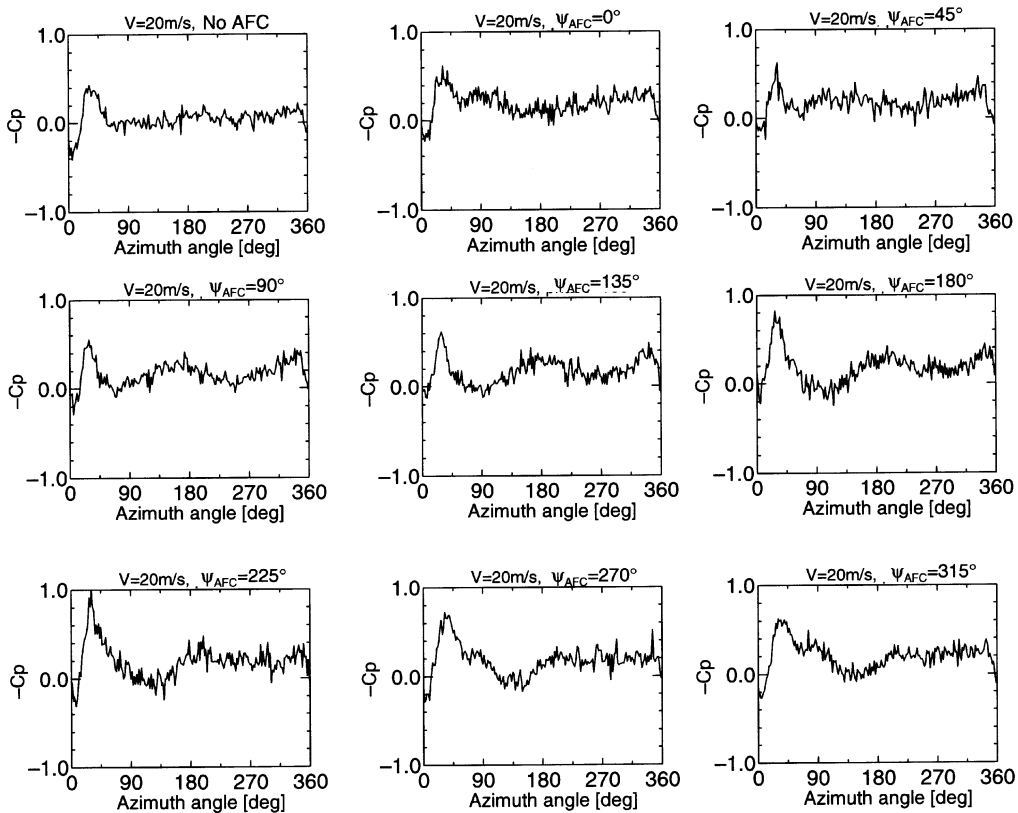


図21.2 AFC試験：翼面圧力（自身BVI, $V=20\text{m/s}$, $R=600\text{rpm}$, $F_{AFC}=20\text{Hz}$, $AFC=\pm 15^\circ$ ）

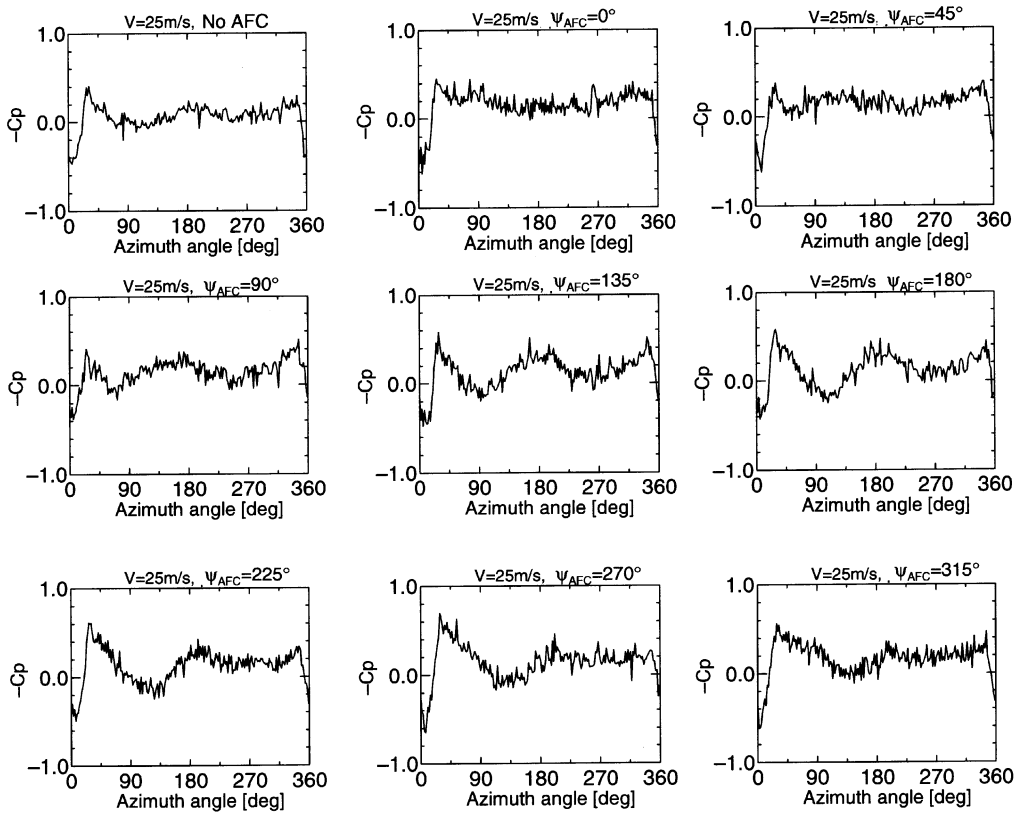


図21.3 AFC試験：翼面圧力（自身BVI, $V=25\text{m/s}$, $R=600\text{rpm}$, $F_{AFC}=20\text{Hz}$, $AFC=\pm 15^\circ$ ）

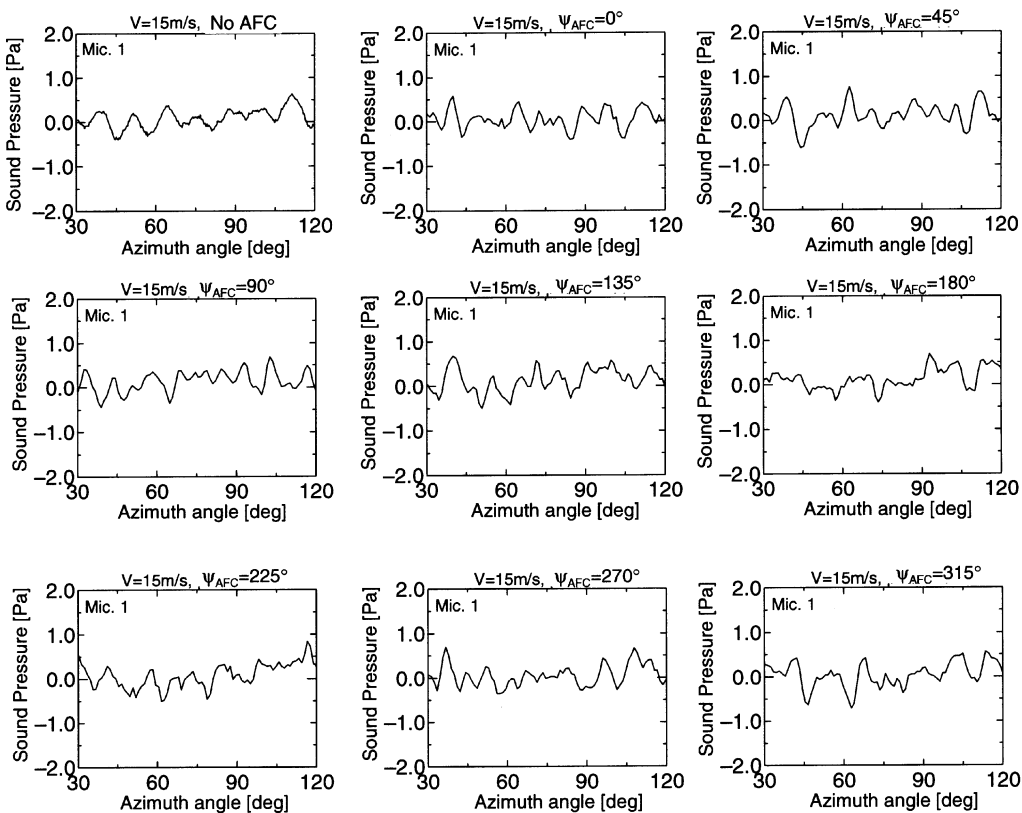


図22.1 AFC試験：音圧波形（自身BVI, Mic.1, $V=15\text{m/s}$, $R=600\text{rpm}$, $F_{AFC}=20\text{Hz}$, $AFC=\pm 15^\circ$ ）

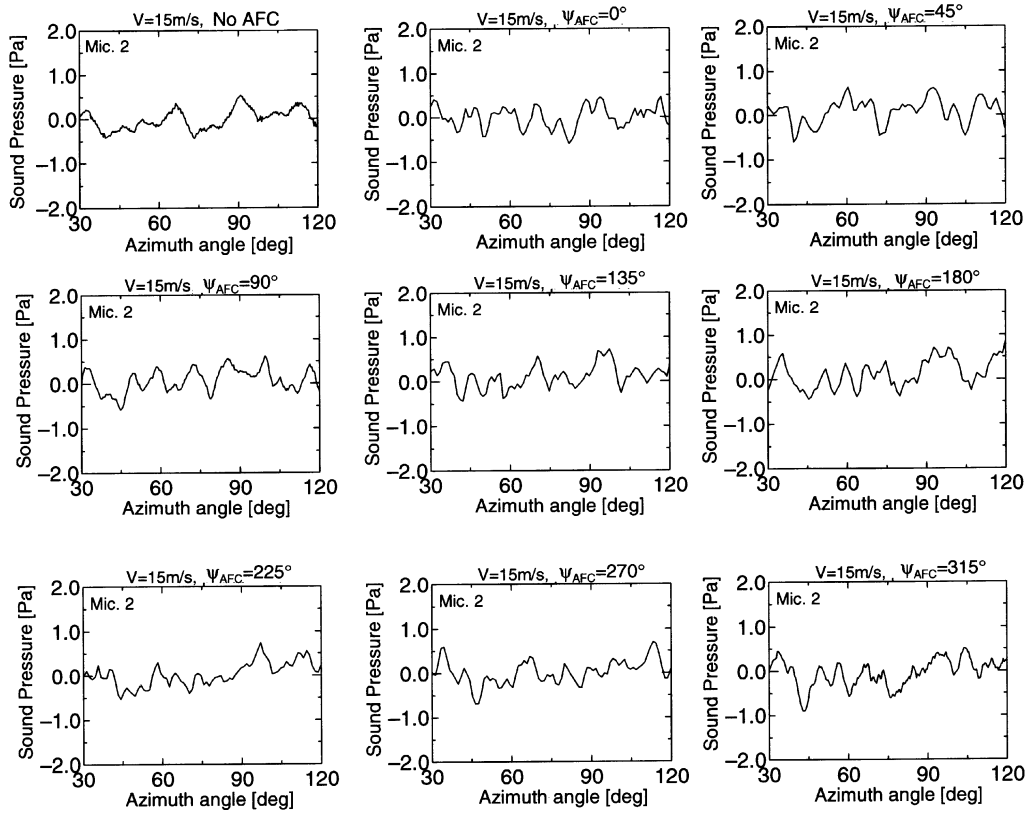


図22.2 AFC試験：音圧波形（自身BVI, Mic.2, $V=15m/s$, $R=600rpm$, $F_{AFC}=20Hz$, $AFC = \pm 15^\circ$ ）

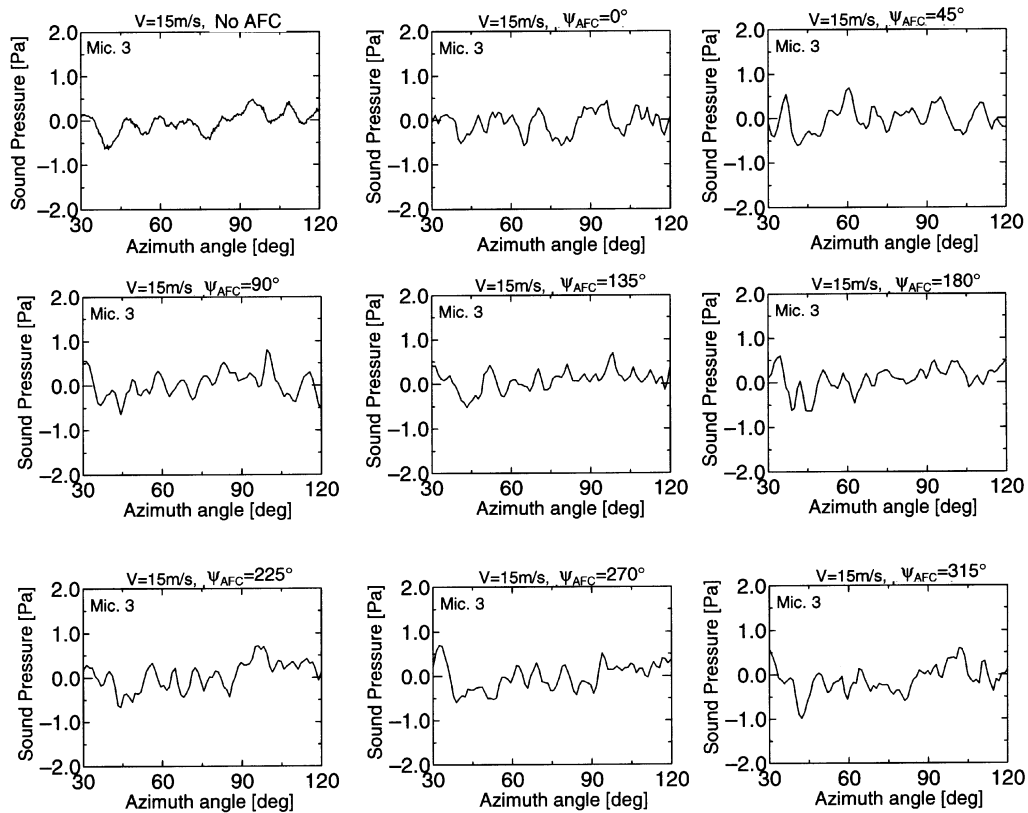


図22.3 AFC試験：音圧波形（自身BVI, Mic.3, $V=15m/s$, $R=600rpm$, $F_{AFC}=20Hz$, $AFC = \pm 15^\circ$ ）

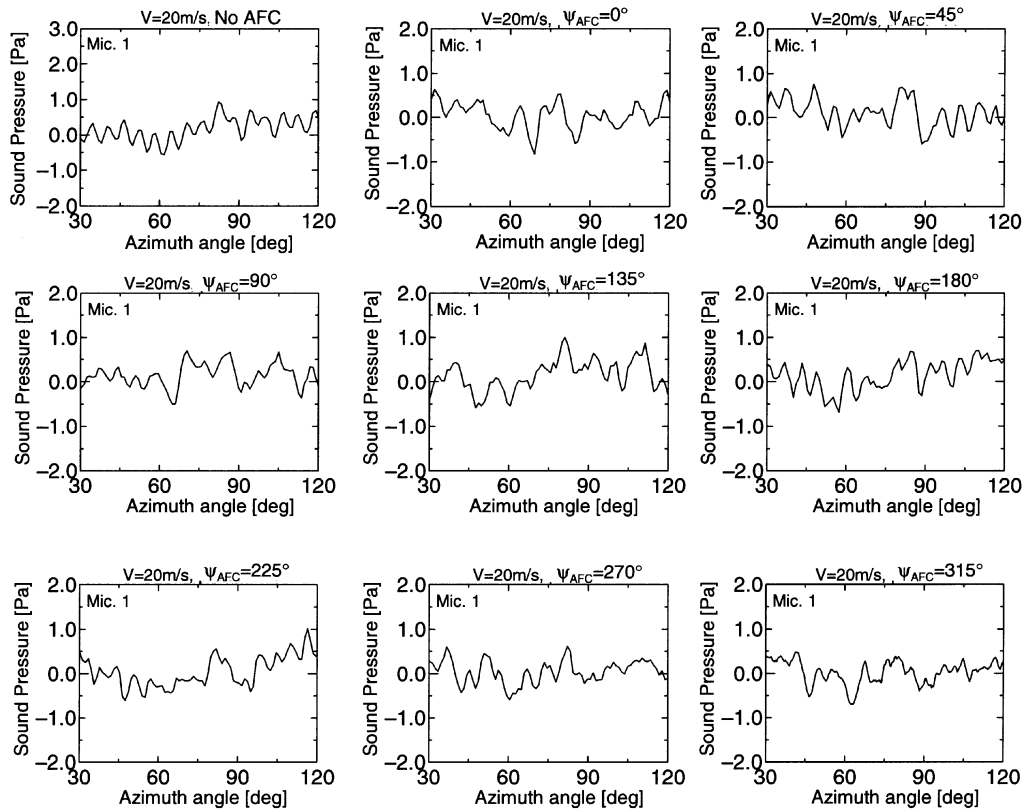


図22.4 AFC試験：音圧波形（自身BVI, Mic.1, $V=20\text{m/s}$, $R=600\text{rpm}$, $F_{AFC}=20\text{Hz}$, $AFC=\pm 15^\circ$ ）

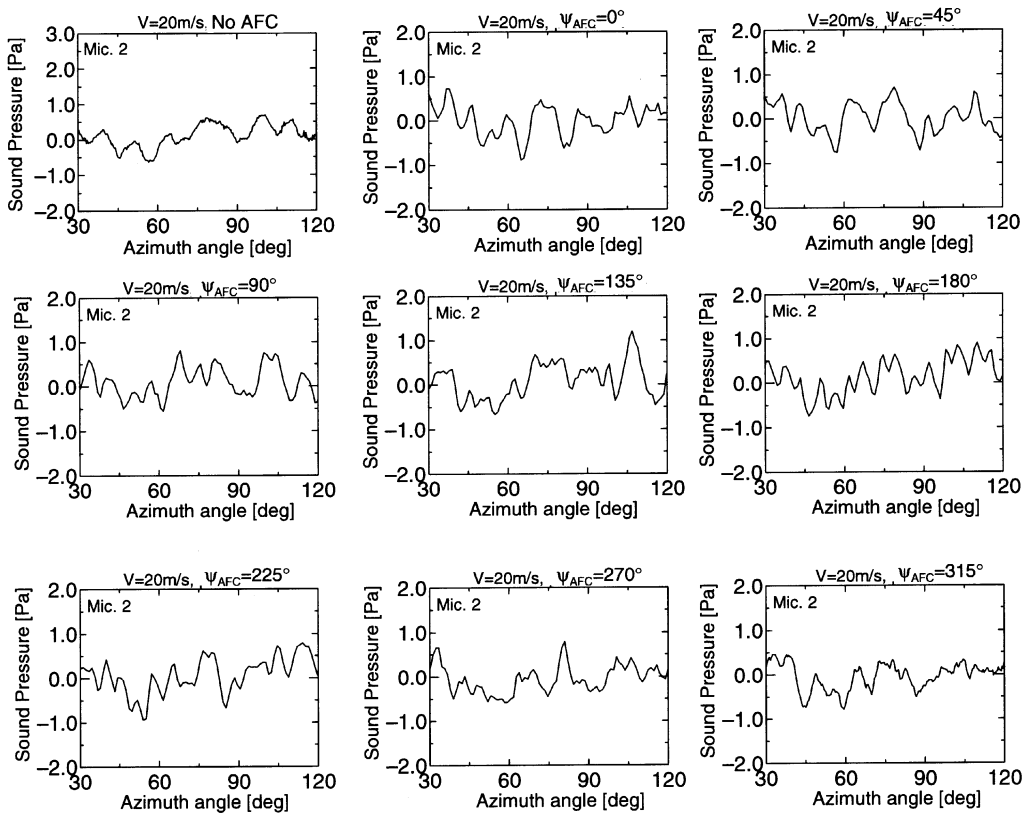


図22.5 AFC試験：音圧波形（自身BVI, Mic.2, $V=20\text{m/s}$, $R=600\text{rpm}$, $F_{AFC}=20\text{Hz}$, $AFC=\pm 15^\circ$ ）

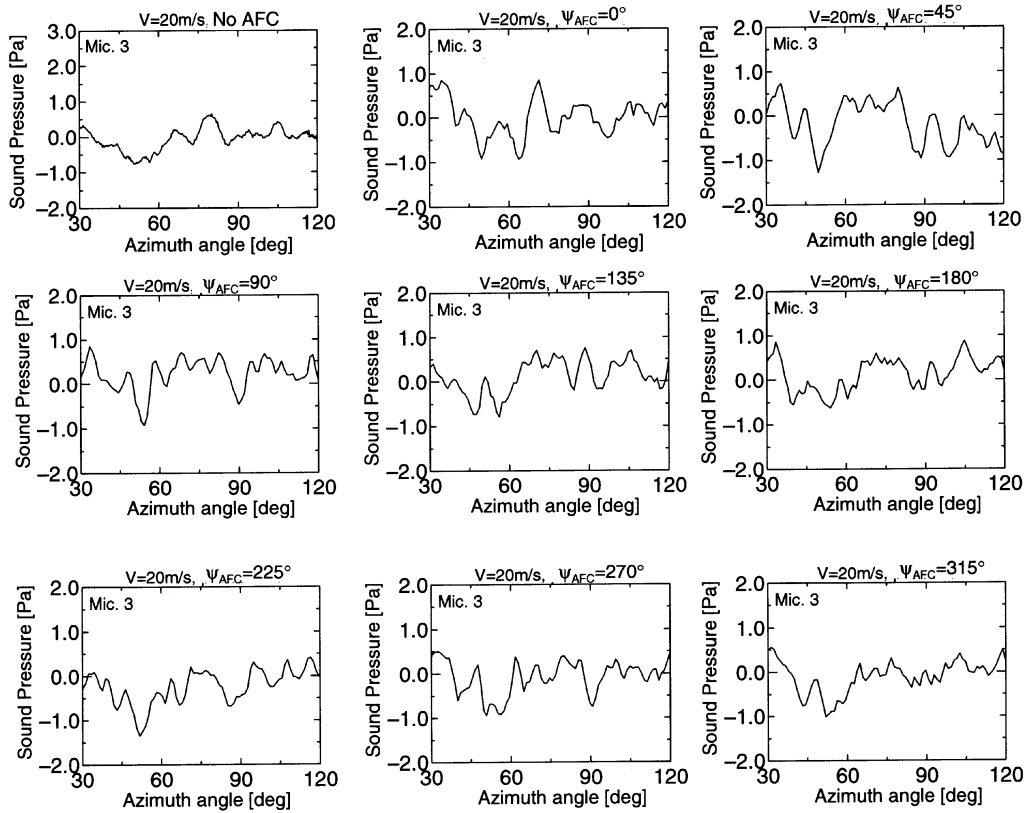


図22.6 AFC試験：音圧波形（自身BVI, Mic.3, $V=20m/s$, $R=600rpm$, $F_{AFC}=20Hz$, $AFC= \pm 15^\circ$ ）

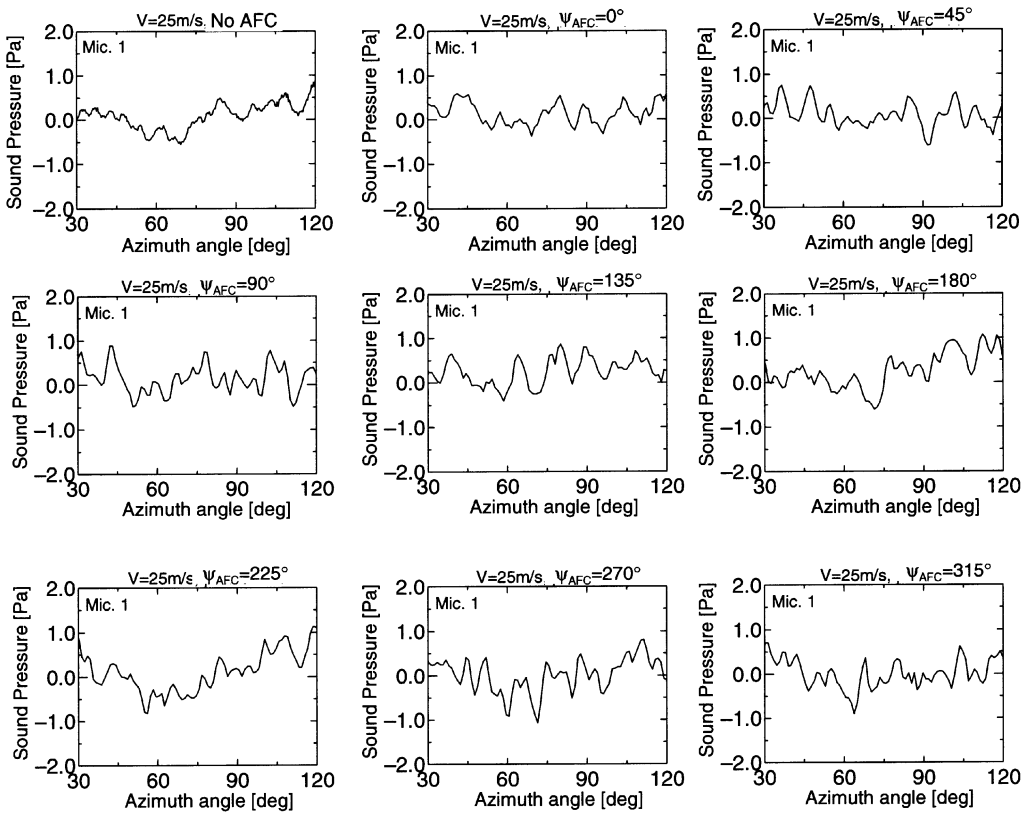


図22.7 AFC試験：音圧波形（自身BVI, Mic.1, $V=25m/s$, $R=600rpm$, $F_{AFC}=20Hz$, $AFC= \pm 15^\circ$ ）

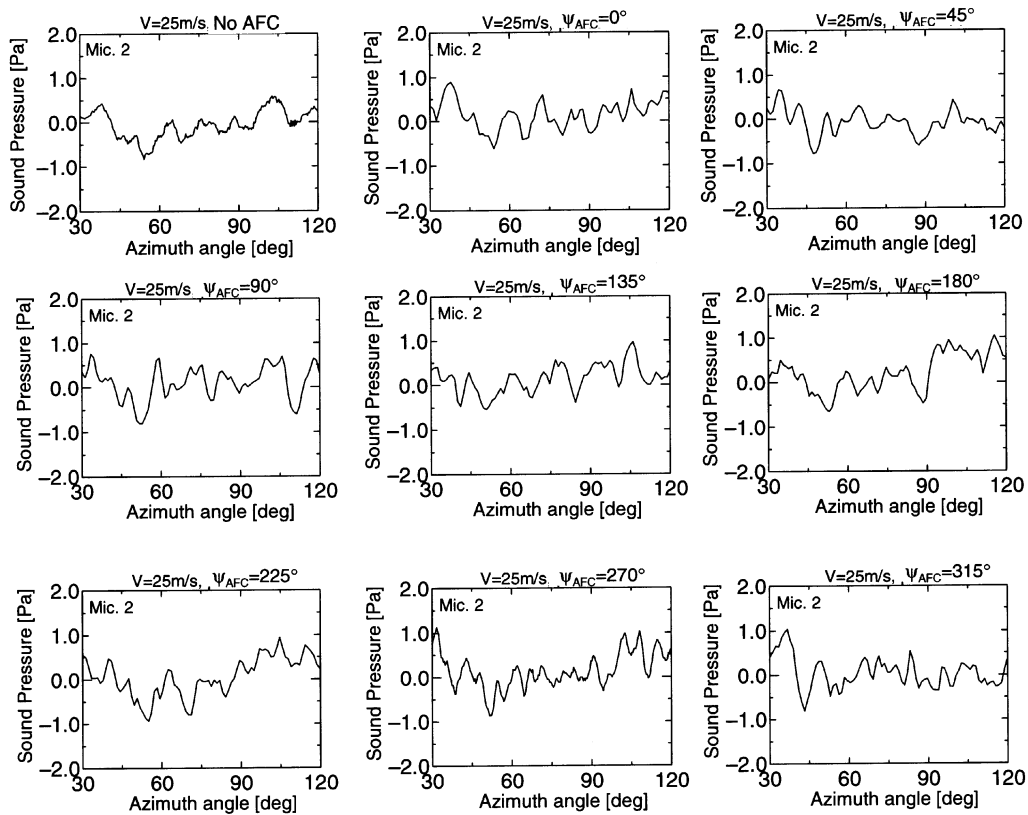


図22.8 AFC試験：音圧波形（自身BVI, Mic.2, $V=25\text{m/s}$, $R=600\text{rpm}$, $F_{AFC}=20\text{Hz}$, $AFC=\pm 15^\circ$ ）

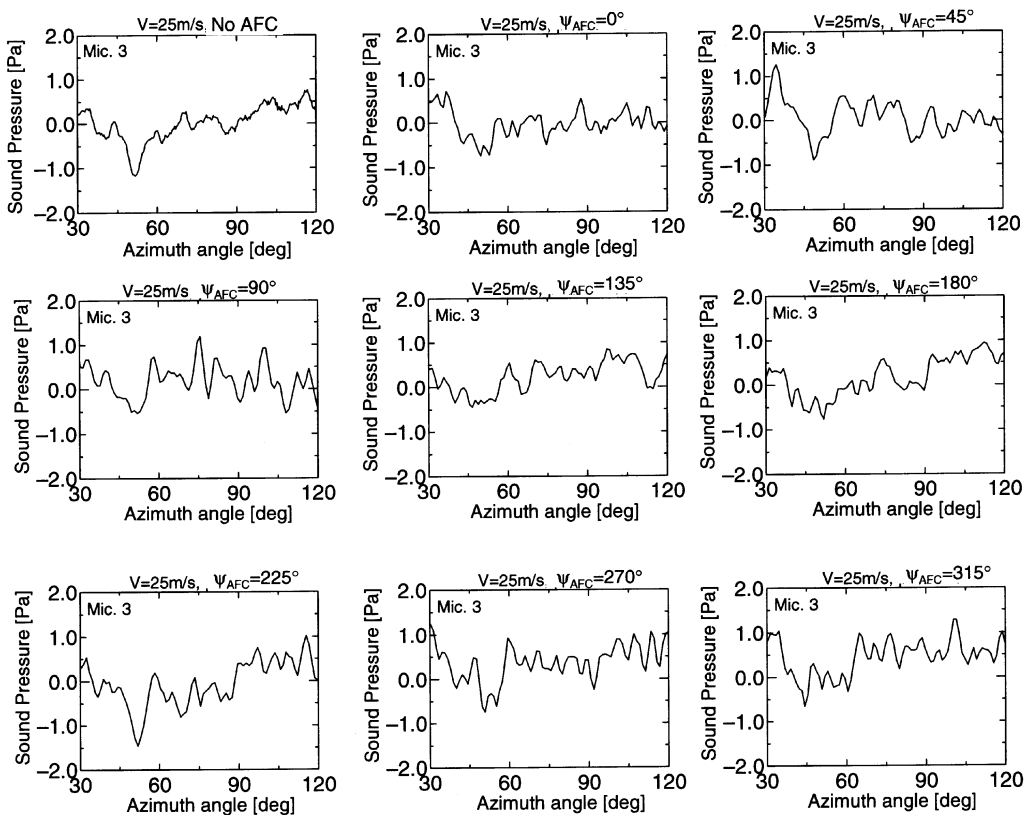


図22.9 AFC試験：音圧波形（自身BVI, Mic.3, $V=25\text{m/s}$, $R=600\text{rpm}$, $F_{AFC}=20\text{Hz}$, $AFC=\pm 15^\circ$ ）

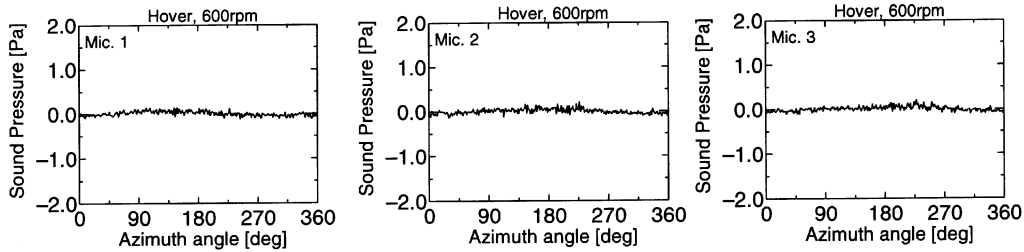


図23．無風状態におけるロータ駆動音：音圧波形（ $V=0m/s$, $R=600rpm$ ）

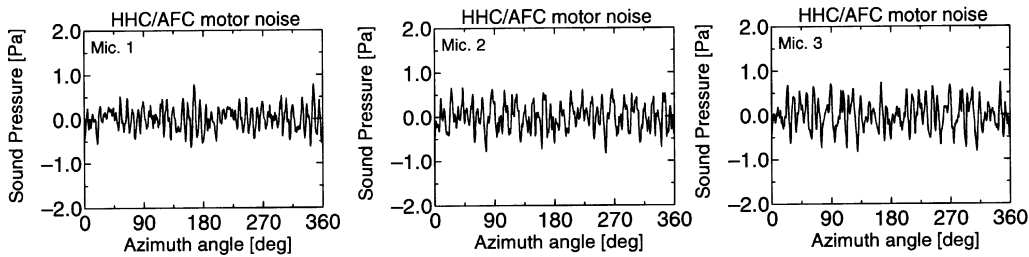


図24．HHC/AFC駆動音：音圧波形（ $V=0m/s$, $R=0rpm$, $HHC=1200rpm$, $HHC=\pm 2^\circ$ ）

5. まとめ

本試験から得られた結果を以下にまとめる。

- ・ 1枚ブレード・モデル・ロータを用い、強制BVIおよび自身BVIについて、BVI騒音の音圧波形および翼端部の圧力変動の基礎データを取得した。
- ・ 風速 $30m/s$ 、ロータ回転数 $600rpm$ の強制BVI条件において $2/rev$ の周波数、 $\pm 2^\circ$ の振幅でHHCを行い、位相を 45° ステップで変化させてBVI現象に与える影響を調べた。その結果、HHC位相 $HHC=155^\circ$ のケースでBVIが抑えられることが確認された
- ・ 風速 $25m/s$ 、ロータ回転数 $600rpm$ の自身BVI条件において $2/rev$ の周波数、 $\pm 2^\circ$ の振幅でHHCを行い、位相を 45° ステップで変化させてBVI現象に与える影響を調べた。その結果、HHC位相 $HHC=225^\circ$ 、 270° のケースで僅かながらBVIが抑えられることが確認された。
- ・ 風速 $25m/s$ 、ロータ回転数 $600rpm$ の自身BVI条件において $2/rev$ の周波数、 $\pm 15^\circ$ の振幅でAFCを行い、位相を 45° ステップで変化させてBVI現象に与える影響を調べた。その結果、AFC位相 $AFC=90^\circ$ 、 135° のケースでBVIが抑えられることが確認された。

6. おわりに

航空宇宙技術研究所では、HHC/AFC以外にも様々なアクティブ・コントロール機構の有用性を研究中である。今後、これらの技術についてもロータ試験装置を用いた試験を行い、実用化への道を開いていきたいと考える。

参考文献

- (1) Yung H. Y., "Rotor blade-vortex interaction noise," Progress in Aerospace Sciences vol. 36, pp 97-115, 2000.
- (2) Aoyama, T., Kondo, N., Aoki, M., Nakamura, H., and Saito, S., "Calculation of rotor blade-vortex interaction noise using parallel super computer.," 22nd European Rotorcraft Forum, Brighton, UK, September, 1997.
- (3) Yung H. Yu, "Reduction of helicopter blade-vortex interaction noise by active rotor control technology," Progress in Aerospace Sciences vol. 33, pp.647-687, 1997.
- (4) Kobiki, N., Tsuchihashi, A., Murashige, A., and Yamakawa, E., "Elementary study for the effect on HHC and active flap on blade vortex interaction," 23rd European Rotorcraft Forum, Brighton, Dresden, Germany, September 1998, Paper 29.
- (5) Kobiki, N., Tsuchihashi, A., Murashige, A., and Yamakawa, E., "Study for the effect of active flap on blade vortex interaction," Heli Japan 98, Gifu, Japan, April 1998, Paper T4-3.
- (6) 風洞実験施設の概要、川田工業株式会社資料。

独立行政法人 航空宇宙技術研究所資料 TM-771 号

平成15年5月発行

発行所 独立行政法人 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7-4-4-1
電話(0422)40-3935 〒182-8522

印刷所 弘久写真工業株式会社
東京都立川市上砂町5-1-1

© 2003 独立行政法人 航空宇宙技術研究所

本書(誌)の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複製、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。本書(誌)からの複製、転載等を希望される場合は、情報技術課資料係にご連絡下さい。
本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。