

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

---

## 機外搭載マイクによるヘリコプタBVI騒音計測飛行実験

石井 寛一，五味 広美，奥野 善則

2005 年 3 月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

## 目 次

概要 .....	1
1. はじめに .....	2
2. 実験方法 .....	3
2.1 騒音計測機器 .....	3
2.2 MuPAL-ε 搭載の計測システム .....	4
2.3 飛行パターン .....	5
3. データ処理法 .....	7
3.1 BVI 騒音波形のフィルタリング .....	7
3.2 ロータ回転に同期した平均化 .....	7
4. 実験結果と考察 .....	7
4.1 機外マイクによる取得データ .....	10
4.2 処理方法の比較 .....	11
4.3 飛行条件による BVI 騒音波形の変化 .....	11
4.4 メイン・ロータの回転騒音 .....	16
5. おわりに .....	17
謝辞 .....	17
参考文献 .....	17



# 機外搭載マイクによるヘリコプタ BVI 騒音計測飛行実験

石井 寛一\*<sup>1</sup> 五味 広美\*<sup>1</sup> 奥野 善則\*<sup>2</sup>

## In-flight Helicopter BVI Noise Measured with Onboard External Microphone

Hirokazu ISHII\*, Hiromi GOMI\*<sup>1</sup>, Yoshinori OKUNO\*<sup>2</sup>

### ABSTRACT

A series of flight tests for noise measurement was conducted by Japan Aerospace Exploration Agency using its research helicopter MuPAL-ε. An onboard microphone was installed at the tip of the nose boom to obtain precise BVI (Blade-Vortex Interaction) noise data from the main rotor. Since the characteristics of helicopter noise vary according to the flight conditions, a range of level, climbing, descending and turning flights were flown at parametrically configured airspeeds, vertical speeds, and bank angles. Strong BVI noise was measured during descending flight at an airspeed of 70 knots and descent rates of 600 and 300 feet per minute. Stronger BVI noise was also measured during turning descent. A very clear waveform of the helicopter noise was obtained that will help with verifying an analytical noise model and developing noise abatement flight procedures.

**Keywords:** helicopter, flight test, BVI noise, onboard microphone

### 概 要

宇宙航空研究開発機構が運用する実験用ヘリコプタ MuPAL-ε を用いてメイン・ロータの BVI (Blade-Vortex Interaction, ブレード・渦干渉) 騒音を計測するための飛行実験を実施した。メイン・ロータから発生する騒音の定常的かつ減衰の小さい明瞭なデータの取得を目的として、機首に装備されたノーズブームにマイクロフォンを取り付けた。メイン・ロータ騒音は飛行条件によって大きく変化するため、対気速度、昇降率、バンク角をパラメータとして飛行条件を設定し、水平・上昇・降下・旋回飛行を実施した。その結果、特に対気速度 70 kt, 降下率 600, 300 fpm の降下飛行において、強い BVI 騒音が明瞭に計測された。また旋回中にはより強い BVI 騒音が観測されており、騒音モデルの検証および低騒音飛行方式の開発に資するデータが取得できた。

---

\* 平成 17 年 3 月 1 日 受付 (received 1 March, 2005)

\* 1 総合技術研究本部 航空安全技術開発センター (Air Safety Technology Center, Institute of Space Technology and Aeronautics)

\* 2 総合技術研究本部 飛行試験技術開発センター (Flight Test Technology Center, Institute of Space Technology and Aeronautics)

## 1. はじめに

宇宙航空研究開発機構（以下 JAXA という）では、空港・ヘリポート周辺における騒音被害低減に向けて、3次元的な曲線経路による低騒音進入方式の研究を進めている（文献1）。低騒音飛行経路を設計するためには、地上における騒音を精度良く予測するための騒音モデルが不可欠となる。ヘリコプタの騒音は、メインおよびテール・ロータ、エンジン、ギヤボックス等の複雑な周波数特性、指向性の音源から構成されており、飛行条件によっても大きく変化する。特に着陸等の降下飛行時に発生する BVI（Blade-Vortex Interaction, ブレード渦干渉）騒音と呼ばれる衝撃音は、メイン・ロータ・ブレードが先行するブレードから発生した翼端渦と干渉することによって発生し、他の音源からの騒音より卓越する。

BVI 騒音を含む航空機騒音の一般的な計測方法として、①地上に配置したマイクによる計測（図 1.1 (a)）、②随伴して飛行する航空機に搭載したマイクによる計測（図 1.1 (b)）、③機外に取り付けたマイクによる計測（図 1.1 (c)）、の3種類が挙げられる。以下に各計測方法の特徴を述べる。

地上に配置したマイクによる計測は、空港周辺の騒音被害の評価や航空機の騒音適合証明（文献2）等に広く用いられている方法であり、設置が容易という長所を有する。しかし機体の騒音源としての特性を研究する目的では、①通常は滑走路等の外視界を目標として飛行するため経路誤差すなわち機体とマイクの位置関係のばらつきが大きい、②機体とマイクの位置関係が時々刻々変化するため定常的な騒音を計測できない、③機体とマイクの距離が長くなるために伝搬時の減衰等の影響が大きい、といった点が短所となる。また地面の近くを飛行するため降下速度が大きい飛行パターンの設定には飛行安全確

保に配慮が必要である。

随伴機による計測（文献3）および機外に取り付けたマイクによる計測（文献4）は両者とも機体とマイクの位置関係が一定かつ近距離であるため、定常的で減衰の影響が小さい騒音データの計測が可能になる。また上空での実施が可能であり、地面による制約を受けないため飛行パターン設定の自由度が高いという利点がある。随伴機による計測では機体に対する計測位置の自由度が高いという長所がある反面、計測位置を一定に保つためには両機が安定した定常飛行を行うことが必要であり、また随伴機には騒音の小さな固定翼機を使用する必要があるため随伴機の失速速度以下の速度域では随伴飛行できないという短所がある。一方、機外に取り付けたマイクでは計測位置の自由度が低くなる点が短所となるが、機体にマイクが固定されているためホバリングも含めた全ての速度域で計測が可能となる点、および常に機体とマイクの位置関係を一定に保つことができるため旋回飛行や加減速等の非定常なマヌーバを行った時の騒音も計測できる点が長所となる。

著者らはこれまでに実験用ヘリコプタ MuPAL-e（図 1.2, 文献5）を用いて騒音計測飛行実験を実施してきた。文献6で実施した地上マイクによる騒音計測では、コックピットの計器板にトンネル型誘導表示（図 1.3）を表示することによって、設定した経路と機体姿勢を高精度に飛行した。これにより前述した飛行経路のばらつきが大きいという短所を補い、少ない飛行回数で騒音モデルの開発および検証に資するデータの取得を可能にした。また文献7ではキャビン内で BVI 騒音を計測し、飛行条件に応じてモデル化した翼端渦を用いて予測した BVI 騒音と比較し、飛行条件による BVI 騒音の変化の傾向を明らかにした。しかしキャビン内の計測では、メイン・ロータを音源とする BVI 騒音とキャビン上方に配置されたエンジン、ギ

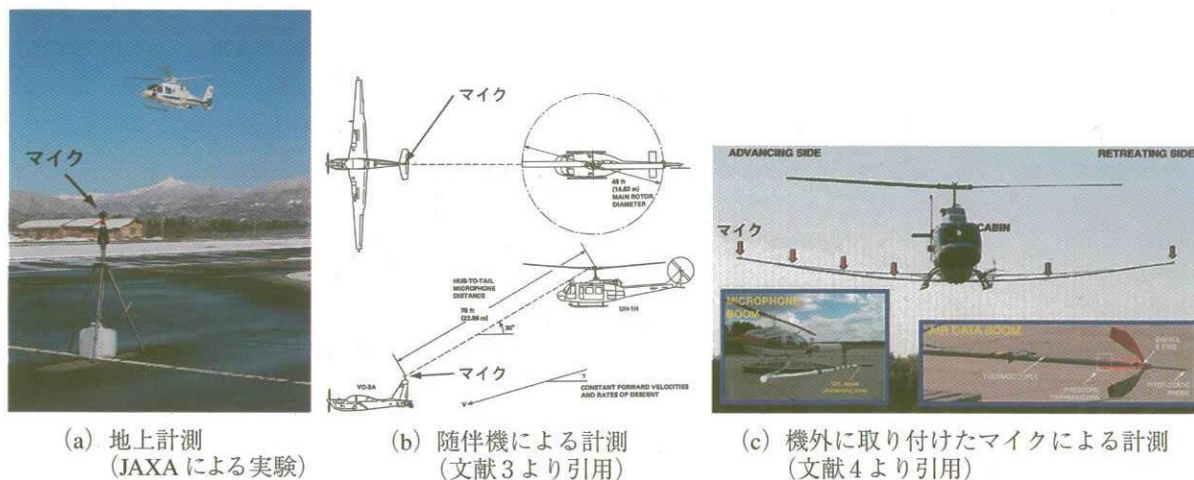


図 1.1 航空機の騒音計測方法の比較





図 1.2 実験用ヘリコプタ MuPAL-ε



図 1.3 地上騒音計測飛行実験で用いたコックピット・ディスプレイ (文献 6 より引用)

表 1.1 単位換算表

単 位	読 み	換算値
ft	feet	0.3048 m
fpm	feet per minute	0.00508 m/s
kt	knot	0.5144 m/s
rpm	revolutions per minute	0.1047 rad/s
deg	degree	0.01745 rad

ヤボックス等からの騒音を分離することができず、定量的な比較には至らなかった。そこで本稿で述べる飛行実験ではメイン・ロータの騒音をより高精度に取得し、飛行条件による BVI 騒音の波形と騒音レベルを定量的に比較することを目的として、機外に固定したマイクロフォン（以下機外マイクという）を使用した。

本稿の構成は、まず実験方法として 2 章で騒音計測機器のセットアップと使用した機体計測システム、および、実施した飛行パターンについて述べる。3 章では、騒音データに適用したフィルタ処理および回転に同期した平均処理の方法を示す。4 章では、まず実施結果の一覧を示し、機外マイクによる計測データの例を示す。続いて使用した処理方法の比較を行い、飛行条件と BVI 騒音波形の関係およびメイン・ロータの回転騒音について述べる。

なお、本稿で用いる単位は SI 単位系に準拠するが、航空機関連で用いられる単位については、慣習的に用いられる単位を併用して表す。主な単位の SI 単位系への換算は表 1.1 に示す。

## 2. 実験方法

### 2.1 騒音計測機器

BVI 騒音は干渉するブレードと翼端渦の組み合わせによって強さと指向性が異なる。特に翼端渦の中で前進側のブレードに平行な部分と干渉した時（平行 BVI）に最も大きな騒音となり、機体の前下方に指向性を有する。

表 2.1 騒音計測機器

	品名	メーカ	型番
機外	ノーズコーン	Bruel & Kjar	UA 0436
	マイクロフォン		4191
	プリアンプ		2669 L
	アンプ		2690 A OS2
機内	騒音計	Bruel & Kjar	2236
録音	DAT	ソニー・プレジジョン・テクノロジー	PC 204 Ax

そのため文献 4（図 1.1 (c)）では機体下部に農薬散布用ブームを搭載し、左右に張り出したブームにマイクを取り付けて BVI 騒音を計測している。

表 2.1 に本実験で用いた騒音計測機器を示し、図 2.1 に機外マイクの搭載状況を示す。本実験では機外マイクの搭載位置の選定にあたり機体の改修規模を小さくするために、MuPAL-ε の計測システムの一部として既に搭載されているエアデータ計測用ノーズブームの先端に取り付けた。このマイク位置は上述した最も強い平行 BVI による騒音が指向性を持つ方向ではなく、機体の左前方に指向性を持つ BVI 騒音が強く計測される位置となる。

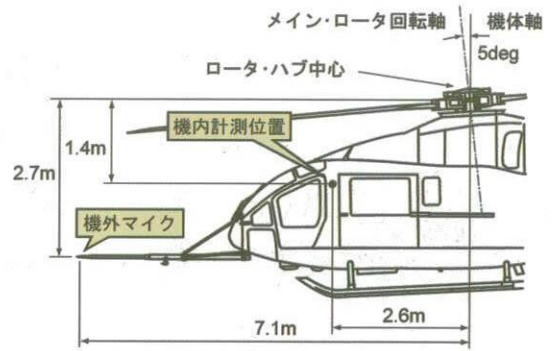
マイク自身による気流の乱れに起因する雑音を低減するためにマイク先端にノーズコーンを取り付けた。図 2.1 (a) に見られるマイクと取り付け金具の間の段差や溝は、空力騒音が発生する可能性があるため、実験時にはアルミテープを巻いてこれらの段差および溝を塞いで飛行を行った。

機外マイクで計測した騒音は、図 2.2 に示すように機内の計測ラック上に固定したアンプを経て DAT (Digital Audio Tape) レコーダに記録した。また機外と同時に機内においても、後席の計測員がマイク（騒音計）を手で保持し、左右パイロットのヘッドレストの中間付近における騒音を計測した。なお DAT レコーダによる記録はサンプリング周波数 48 kHz、アナログ/デジタル変換の量子化ビット数 16 bit で行った。





(a) 機外マイク搭載概観



(b) マイク搭載位置

図 2.1 機外マイク搭載状況



図 2.2 キャビン内の計測機器設置状況



図 2.3 方位角基準センサ

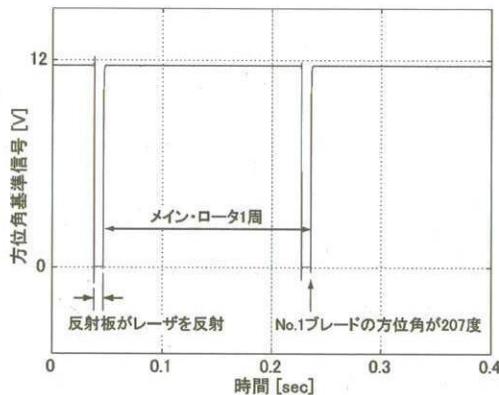


図 2.4 方位角基準信号の計測例

これらのマイクによって計測された騒音には、エンジンやギヤボックスを音源とする騒音が含まれており、BVI騒音のようにメイン・ロータを音源とする騒音だけを分離するためには、メイン・ロータの回転に同期した信号が必要となる。そこで、MuPAL-εに装備された計測システムを構成するロータ回転方位角基準センサの信号を分岐し、ロータ1回転毎に1回発生するパルス信号を騒音

データと同時にDATレコーダに記録した。回転方位角基準センサは図2.3に示すようにスウォッシュ・プレートに取り付けられており、ロータと共に回転する反射板と、機体に固定されて回転しないレーザ・ピックアップから構成されている。4枚あるブレードのうちNo.1と呼ばれるブレードの回転方位角（機体後方から反時計回りが正）が194～207度の時に反射板がレーザを反射し、図2.4に示すようにセンサの出力電圧は0Vを示す。

## 2.2 MuPAL-ε 搭載の計測システム

表2.2にMuPAL-εの母機である三菱式MH2000A型機の諸元を示す。MuPAL-εは実験用ヘリコプタとして様々なセンサから構成される計測システムを搭載している（文献5）。本実験では計測用エアデータセンサの搭載に用いるノーズブームを機外マイクの取り付けに使用し、対気速度の計測には母機のピトー静圧管系統の圧力配管を分岐し、圧力変換器によって計測するシステム（MuPAL-εの標準的な計測システムの一部）を使用した。温度計測はノーズブーム下側に取り付けられた計測用の温度センサを用いた。また姿勢角はDGPS/INS（Differential Global

Positioning System/Inertial Navigation System) 複合システムの計測値を、エンジントルクは FADEC (Full Authority Digital Engine Control) から出力される左右 2 基のエンジンの平均値を用いた。これらの計測データの仕様精度を表 2.3 に示す。またコックピット計器に表示される残燃料を読み取って記録し、実験後に機体質量を求めた。

2.3 飛行パターン

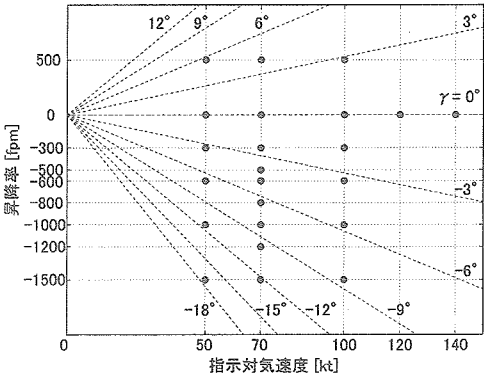
表 2.4 に本実験の実施ケース一覧を示す。ケース A ~ E は、水平・上昇・降下飛行の定常直線飛行であり、BVI 騒音と飛行条件の関係を検討することを目的として対気速度と昇降率（上昇を正とする）をパラメータとした。図 2.5 (a) に示すように経路角（上昇を正とする）が約 -18 ~ 6 度の広い範囲で実施している。また 3 次元的な曲線進入経路の開発に対応したケース (F ~ H) として対気速度 50, 70, 100 kt において、図 2.5 (b) に示すようにバンク角と昇降率をパラメータとした水平旋回および降下旋回の飛行パターンを設定した。本実験では対気速度と昇降率をパラメータとしており、飛行条件は対氣的に設定されるため定常風の影響を受けない。ここで本実

験では実験効率の向上のために、高度約 1000 ~ 5000 ft (約 300 ~ 1500 m) において異なる昇降率のケースを連続して実施した。

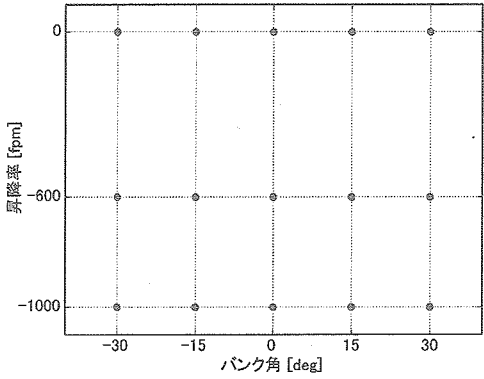
また 1 フライトの間の機体質量の変化によって機体のトリム、ロータの吹き下ろし、渦の強さが変わるため、ブレードと渦の位置関係、干渉の強さが変化する。その結果、同じ対気速度、昇降率であっても機外マイクで計測される BVI の騒音レベルも変化するが詳細な検討は今後の課題とする。本実験では 1 フライトの間の機体質量変化は約 460 kg (最大離陸質量の約 10 %) であり、大きな影響は無いと考えられるため無視した。

表 2.2 MuPAL-ε 機体主要諸元

型式	三菱式 MH 2000 A 型
最大離陸重量	4500 kg
最大水平速度	140 kt
エンジン	2 × 876 shp MG 5-110
メイン・ロータ	
半径	6.1 m
翼弦長	0.40 m
ブレード枚数	4
回転数	317 rpm
テール・ロータ	
半径	0.55 m
翼弦長	0.087 m
ブレード枚数	10
回転数	3500 rpm



(a) 水平飛行および上昇降下



(b) 旋回および旋回降下

図 2.5 実施ケースの飛行条件の関係

表 2.3 主な機体計測データの仕様精度

計測項目	レート [Hz]	仕様精度 (内は概算値)	センサ
対気速度	50	± (2.5 + 速度 × 0.4 %) kt [ ± 3 kt@100 kt ]	母機ピトー 圧力配管を分岐
気圧高度	50	± (50 + 高度 × 0.75 %) ft [ ± 100 ft@6000 ft ]	
外気温度	50	± 1°C	エアデータ
姿勢角	50	0.05 deg	DGPS/INS
エンジントルク	10	± 1 %	FADEC



表2.4 実施ケース一覧

ケース	項目	対気速度 [kt]	昇降率[fpm] (上昇：正)	バンク角 [deg]	ロータ回転数 [%]	実施日 (2003年)				
						6/3 AM	6/3 PM	7/8	12/2 AM	12/2 PM
A 1	50 kt 上昇	50	+ 500	0	100	○		○		
A 2	50 kt 水平飛行		0			○	○	○	○	
A 3	50 kt 降下		- 300			○	○	○		
A 4			- 600			○	○	○		
A 5			- 1000			○	○	○		
A 6			- 1500			○		○		
B 1	70 kt 上昇	70	+ 500	0	100	○	○	○		
B 2	70 kt 水平飛行		0			○	○	○	○	○
B 3	70 kt 降下		- 300			○	○	○		
B 4			- 500						○	○
B 5			- 600			○	○	○		
B 6			- 800						○	○
B 7			- 1000			○	○	○		
B 8			- 1200						○	○
B 9			- 1500			○		○		
B 1 N	70 kt 上昇 @NR 90	70	+ 500	0	90		○		○	○
B 2 N	70 kt 水平飛行 @NR 90		0				○		○	○
B 3 N	70 kt 降下 @NR 90		- 300				○		○	○
B 4 N			- 600				○		○	○
B 5 N			- 1000				○		○	○
B 6 N			- 1500				○		○	○
C 1	100 kt 上昇	100	+ 500	0	100	○		○		
C 2	100 kt 水平飛行		0			○	○	○	○	○
C 3	100 kt 降下		- 300			○	○	○		
C 4			- 600			○	○	○		
C 5			- 1000			○	○	○		
C 6			- 1500			○		○		
D 1	120 kt 水平飛行	120	0	0	100				○	○
E 1	V <sub>H</sub> 水平飛行 (最大水平速度)	V <sub>H</sub>	0	0	100				○	○
F 1 R	50 kt 水平旋回	50	0	15	100	○			○	
F 1 L				- 15		○			○	
F 2 R				30			○			○
F 2 L				- 30			○			○
F 3 R	50 kt 降下旋回		- 600	15					○	
F 3 L				- 15					○	
F 4 R				30						○
F 4 L				- 30						○
F 5 R			- 1000	15				○		
F 5 L				- 15				○		
F 6 R				30						○
F 6 L				- 30						○
G 1 R	70 kt 水平旋回	70	0	15	100	○			○	
G 1 L				- 15		○			○	
G 2 R				30			○			○
G 2 L				- 30			○			○
G 3 R	70 kt 降下旋回		- 600	15				○		
G 3 L				- 15				○		
G 4 R				30						○
G 4 L				- 30						○
G 5 R			- 1000	15				○		
G 5 L				- 15				○		
G 6 R				30						○
G 6 L				- 30						○
H 1 R	100 kt 水平旋回	100	0	15	100	○			○	
H 1 L				- 15		○			○	
H 2 R				30			○			○
H 2 L				- 30			○			○
H 3 R	100 kt 降下旋回		- 600	15					○	
H 3 L				- 15					○	
H 4 R				30						○
H 4 L				- 30						○
H 5 R			- 1000	15					○	
H 5 L				- 15					○	
H 6 R				30						○
H 6 L				- 30						○
I	減速水平飛行 (- 2 kt/sec)	100 → 50	0	0	100				○○	○○
J	減速降下 (- 2 kt/sec)	100 → 50	- 6 度	0	100				○	○

○は実施した回数を示す

### 3. データ処理法

機外マイクによって計測した騒音データは、メイン・ロータを音源とする騒音の他にもテール・ロータ、エンジン、ギヤボックスからの騒音を含んでいるため、本節で述べるデータ処理を適用してメイン・ロータ騒音の波形や騒音レベルだけを抽出して、飛行条件による変化を検討した。

#### 3.1 BVI 騒音波形のフィルタリング

BVI 騒音はメイン・ロータのブレード通過周波数の 10 ～ 50 次程度の高調波からなることが知られている（文献 8, 9）。MuPAL-ε ではメイン・ロータのブレード通過周波数が約 21 Hz であることから、BVI 騒音は 200 ～ 1000 Hz の周波数成分を有している。BVI 騒音の周波数帯域を抽出するために適切なゲイン特性を持つローパスフィルタとハイパスフィルタを設計しフィルタ処理を行った。ローパスフィルタとしてカットオフ周波数 1200 Hz の 5 次のバターワースフィルタ、ハイパスフィルタとしてカットオフ周波数 180 Hz の 3 次のバターワースフィルタを用いた。ただし位相歪みをゼロにするために、それぞれのフィルタリングにおいて、順方向に適用した後にフィルタ処理したデータ列を逆にして再度フィルタリングを行った。図 3.1 にこのフィルタのゲイン特性を示す。

#### 3.2 ロータ回転に同期した平均化

メイン・ロータから発生する騒音レベルを評価するために、メイン・ロータの回転に同期した平均を行い、メイン・ロータの回転に同期していないテール・ロータ、エンジン等からの騒音および風雑音等のランダムな騒音を除去した騒音レベルを求めた。本稿では 4.2 節で述べる検討結果から平均処理に使用するメイン・ロータ回転回数を 32 回転とした。以下にこの平均処理の方法を述べる。

- (1) 回転方位角基準信号のパルス信号を用いて連続する 32 回転の音圧データを切り出す。ただし、メイン・ロータの回転速度はガバナによって自動的に制御されているが、実際には時間変動しているため、切り出したデータの点数は各回転で異なる。
- (2) 時間変動するメイン・ロータ回転速度を回転方位角基準信号から推算し、各音圧データをサンプリングした瞬間のロータ回転方位角を求める。
- (3) メイン・ロータ 1 回転を FFT の点数で等間隔に分割した回転方位角における音圧を、(2) で推算した不等間隔の回転方位角における音圧から線形補間によって求める。
- (4) 等間隔に分割した回転方位角毎に 32 回転分の音圧

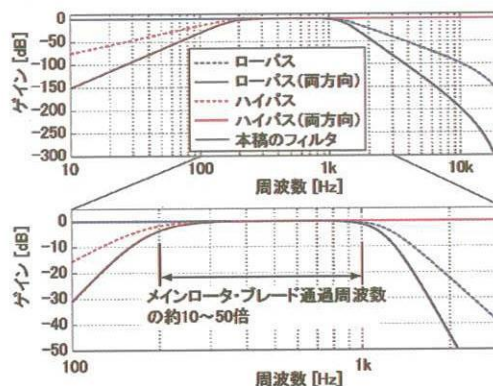


図 3.1 バンドパスフィルタのゲイン特性

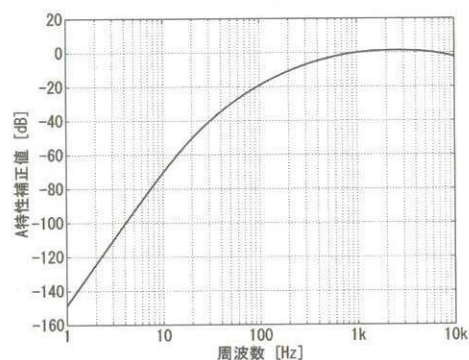


図 3.2 A 特性補正值

の平均値を求める。

- (5) FFT による周波数解析を適用し音圧スペクトルを求める。
- (6) 人間の聴感特性を補正するために図 3.2 に示す A 特性補正值を加算し、得られた音圧レベルを周波数領域でエネルギー的に積分して A 特性騒音レベルを求める。

### 4. 実験結果と考察

表 4.1 に実施した全てのケースを示す。計測した機体データとして指示対気速度 (IAS), 真対気速度 (TAS), 昇降率 (V/S), 機体ロール角 ( $\Phi$ ), 機体ピッチ角 ( $\Theta$ ), 外気温度 (SAT), 左右のエンジントルクの平均値 ( $T_q$ ), 機体質量 (Mass) を示した。ここで真対気速度の計算においては、母機のピトー静圧管系統から計測した指示対気速度に対して文献 10 の結果に従って圧力変換器等の誤差および位置誤差の補正を加えて較正対気速度を求め、さらに気圧高度、外気温度を用いて真対気速度に変換した。また機外および機内の騒音データに対して 3.2 節で述べた平均処理を適用して求めたメイン・ロータ騒音の A 特性騒音レベル (Lave) と、同じ 32 回転分のデータを直接周波数解析して求めた A 特性騒音レベル (Lraw) を示した。

表 4.1 実施結果一覧 (1/3)

ケース	設定飛行条件				Run	計測データ								機外マイク		機内マイク		図番号			
	IAS [kt]	V/S [fpm]	Φ [deg]	NR [%]		IAS [kt]	TAS [kt]	V/S [fpm] 上昇:正	Φ [deg]	Θ [deg]	SAT [°C]	Tq [%]	Mass [kg]	Lraw [dBA]	Lave [dBA]	Lraw [dBA]	Lave [dBA]				
A 1	50	500	0	100	1	43.8	52.2	578	-1.33	1.78	15.0	76.4	4352	96.5	87.5	87.2	81.8	—			
2					49.5	56.9	512	0.00	1.49	18.0	74.1	4385	97.0	87.5	87.0	82.2	図 4.6 ①				
A 2		0			1	54.4	63.9	37	-0.26	-0.08	13.1	55.2	4342	96.8	88.5	87.2	80.5	—			
					2	53.5	61.7	61	-0.34	-0.36	18.7	49.4	4023	97.2	87.7	88.2	82.5	—			
		— 300			3	48.3	56.9	39	-0.23	0.16	18.1	58.0	4385	97.5	88.7	88.3	83.2	図 4.6 ② 図 4.7(a) ⑦			
					4	52.3	59.4	-84	-0.96	0.26	7.4	56.0	4415	97.3	88.1	86.7	78.6	—			
5					50.0	57.2	-81	0.30	0.64	8.0	59.9	4365	97.3	87.0	88.4	83.0	—				
A 3		— 300			1	47.4	57.5	-248	0.86	0.85	13.3	46.8	4332	101.9	98.7	88.0	83.0	—			
					2	48.1	58.5	-332	0.92	0.30	13.8	38.1	4133	103.5	98.4	90.0	85.1	—			
					3	51.8	60.6	-271	0.79	-0.33	18.0	49.0	4375	99.7	93.4	88.4	80.5	図 4.6 ③			
A 4		— 600			1	51.6	61.2	-483	-1.41	-0.88	14.8	36.7	4332	106.8	101.9	90.7	87.3	—			
					2	56.7	66.6	-459	-0.31	-1.24	15.4	34.4	4123	105.4	103.9	90.7	87.5	—			
					3	48.5	57.8	-558	1.25	0.51	18.9	37.8	4375	102.4	100.5	90.6	87.6	図 4.6 ④ 図 4.7(a) ⑧			
A 5		— 1000			1	50.0	59.5	-850	0.30	-0.51	17.4	24.8	4322	102.7	101.6	89.2	86.9	—			
					2	54.1	64.0	-849	0.80	-0.80	17.4	23.6	4123	100.5	92.8	88.7	80.2	—			
					3	50.7	59.4	-1056	1.68	-0.70	21.4	22.0	4365	100.4	97.4	89.9	85.8	図 4.6 ⑤ 図 4.7(a) ⑨			
A 6		— 1500			1	56.0	66.2	-1316	0.16	-1.10	18.3	11.7	4312	94.7	86.5	88.9	85.6	—			
					2	50.0	58.1	-1304	-0.71	-1.00	22.6	13.2	4355	96.4	87.5	87.6	80.8	図 4.6 ⑥			
B 1	70	500	0	100	1	68.8	75.5	502	-1.24	-0.71	17.6	62.4	4302	95.7	87.4	88.3	84.3	図 4.6 ⑦			
2					72.2	80.4	583	1.56	-1.15	15.1	69.3	4273	95.3	87.7	87.1	78.0	—				
B 2		0			3	70.5	75.6	519	-0.30	-0.13	21.7	66.0	4345	95.9	87.4	88.5	84.8	—			
					1	68.0	77.3	-53	-1.57	-1.08	13.8	45.1	4292	99.8	96.3	86.9	80.6	—			
					2	71.6	81.2	-8	-0.14	-1.25	13.9	54.6	4243	96.1	87.7	87.4	78.8	—			
					3	68.8	77.4	-23	-0.09	-0.35	18.7	49.2	4325	98.7	93.3	86.1	77.3	—			
B 3		— 300			4	74.9	80.7	220	-0.82	-1.15	7.6	43.3	4415	103.5	97.9	88.7	80.5	—			
					5	69.8	75.9	9	-0.46	-1.91	8.5	48.2	4355	97.7	89.1	88.3	82.1	図 4.6 ⑧ 図 4.7(b) ⑦			
					1	70.2	79.5	-253	-1.93	-1.43	14.6	42.2	4282	102.5	98.8	87.9	82.1	—			
B 4		— 500			2	72.0	79.6	-325	2.41	-1.02	14.5	38.6	4243	103.8	101.3	91.0	87.6	図 4.6 ⑨			
					3	68.9	77.5	-273	-0.47	-1.02	19.2	38.6	4325	101.9	100.0	89.3	86.2	—			
					1	73.3	80.3	-402	0.39	-1.62	8.1	36.2	4175	103.5	98.8	89.9	83.4	—			
B 5		— 600			2	72.2	80.9	-437	0.73	-0.64	6.9	32.1	4005	104.7	101.7	90.1	86.5	—			
					1	75.0	84.2	-555	-1.06	-2.22	15.6	34.4	4282	105.2	103.7	91.8	89.9	—			
					2	69.8	79.4	-594	0.34	-1.47	16.5	34.5	4233	104.4	101.8	91.8	89.0	図 4.6 ⑩ 図 4.7(b) ⑧			
B 6		— 800			3	70.7	78.5	-415	-0.29	-2.46	19.9	38.2	4315	102.3	100.3	89.4	85.8	—			
					1	68.5	75.7	-768	-0.31	-1.31	10.5	27.0	4175	103.8	99.1	89.9	85.9	—			
					2	70.9	79.8	-834	1.57	-1.84	7.7	24.6	4005	100.8	93.2	87.6	80.4	—			
B 7		— 1000			1	71.5	80.9	-941	-0.87	-1.75	17.6	24.6	4282	100.6	97.7	88.9	85.5	図 4.6 ⑪ 図 4.7(b) ⑨			
					2	71.7	80.3	-934	-1.34	-2.70	19.6	23.8	4233	101.3	99.3	91.8	87.9	—			
					3	71.4	79.1	-858	1.73	-3.13	20.9	28.0	4315	102.1	99.6	89.9	86.5	—			
B 8		— 1200			1	71.2	79.4	-1145	-0.97	-2.81	9.4	16.0	4155	96.6	90.0	86.8	80.5	—			
					2	68.4	77.5	-1215	-0.65	-1.97	10.6	16.9	3995	96.5	90.0	87.5	79.8	—			
B 9	— 1500	1	70.1	79.8	-1474	-0.63	-3.55	17.1	11.8	4262	95.6	87.8	87.9	79.9	図 4.6 ⑫						
		2	68.0	76.9	-1289	-0.07	-2.07	22.3	12.4	4305	95.9	89.3	88.3	81.2	—						
B 1 N	70	500	0	90	1	73.8	81.0	429	-0.43	-1.52	18.2	64.7	4013	94.1	86.6	86.4	80.0	—			
2					70.0	73.7	689	0.39	-1.66	9.2	61.1	4005	94.5	85.0	84.9	74.8	—				
B 2 N		0			3	69.5	72.6	483	-0.69	-3.36	9.1	67.2	3985	94.4	85.2	85.6	77.7	—			
					1	72.0	78.4	-8	-0.29	-1.68	22.6	46.3	3993	95.0	86.1	86.6	78.3	—			
					2	71.3	76.9	99	-0.68	-1.57	8.8	44.3	3995	95.9	86.3	85.8	75.3	—			
B 3 N		— 300			3	68.8	73.3	33	-0.26	-1.13	11.1	46.1	3995	95.9	85.6	85.5	75.2	—			
					1	69.4	78.4	-310	0.34	-2.38	17.3	38.5	4003	98.4	95.7	87.3	83.5	—			
					2	71.2	77.5	-322	-1.30	-2.01	9.4	36.6	3995	99.0	91.8	87.8	80.6	—			
B 4 N		— 600			3	69.7	75.1	-282	-0.05	-2.87	9.5	36.0	3975	100.2	91.0	87.9	79.6	—			
					1	69.5	78.4	-555	-0.61	-2.32	18.9	31.5	4003	103.1	101.4	90.9	89.0	—			
					2	72.3	78.6	-594	1.23	-1.59	11.1	28.6	3985	101.8	96.5	89.4	83.9	—			
B 5 N		— 1000			3	68.1	74.3	-472	0.02	-1.79	10.2	33.9	3975	100.3	94.6	88.7	82.3	—			
					1	71.6	79.9	-842	0.24	-2.64	21.8	23.0	3993	98.5	95.6	88.1	84.3	—			
					2	68.4	76.1	-1101	-0.69	-2.22	11.4	16.2	3985	96.4	92.4	86.2	81.0	—			
B 6 N		— 1500			3	69.8	76.7	-1029	0.45	-3.61	10.7	21.1	3955	99.0	95.2	86.9	82.2	—			
					1	69.6	78.8	-1396	0.11	-3.45	21.5	10.9	3983	93.5	84.7	86.2	78.3	—			
					2	72.5	80.6	-1449	-0.37	-3.52	12.0	8.7	3975	93.4	84.1	85.7	78.6	—			
								3	69.3	78.2	-1445	-0.28	-2.99	10.0	8.0	3965	93.1	83.5	86.2	76.9	—



表 4.1 実施結果一覧 (2/3)

ケース	設定飛行条件				Run	計測データ								機外マイク		機内マイク		図番号	
	IAS [kt]	V/S [fpm]	Φ [deg]	NR [%]		IAS [kt]	TAS [kt]	V/S [fpm] 上昇:正	Φ [deg]	Θ [deg]	SAT [°C]	Tq [%]	Mass [kg]	Lraw [dBA]	Lave [dBA]	Lraw [dBA]	Lave [dBA]		
C 1	100	500	0	100	1	102.3	109.2	434	-0.46	-2.37	17.3	78.9	4252	95.7	90.1	89.8	85.4	—	
2		100.5			107.8	441	-1.20	-1.78	19.7	74.3	4295	96.7	90.5	88.4	79.4	図 4.6 ⑬			
C 2		0			1	96.5	106.1	22	0.00	-2.23	14.6	56.8	4232	97.5	92.6	88.5	81.2	図 4.6 ⑭ 図 4.7(c) ⑦	
					2	103.3	110.5	37	0.77	-3.87	20.1	54.2	4023	97.3	90.7	89.8	82.2	—	
					3	98.6	106.9	18	-1.70	-2.48	20.0	59.1	4285	98.0	93.0	88.4	78.4		
					4	97.6	103.1	-13	-0.53	-2.55	8.2	58.0	4405	98.3	92.8	87.9	80.4		
					5	96.7	102.5	-112	0.09	-2.55	9.1	54.4	4345	98.4	93.6	88.7	79.1		—
C 3		-300			1	102.0	111.8	-270	-0.44	-2.76	15.0	50.9	4222	99.2	95.4	89.2	79.9	図 4.6 ⑮	
					2	99.0	109.3	-275	-0.97	-2.94	15.8	51.8	4153	98.6	94.8	89.6	82.8		
					3	98.2	106.7	-284	-1.11	-2.65	20.1	50.5	4275	99.2	95.3	89.3	81.1		
C 4		-600			1	99.2	108.3	-497	1.35	-3.43	16.2	41.6	4222	101.3	98.6	89.9	84.5	図 4.6 ⑯ 図 4.7(c) ⑧	
					2	99.7	109.3	-462	-1.95	-3.70	17.1	46.6	4153	99.4	95.5	89.3	82.8	—	
					3	99.4	107.5	-421	-1.55	-3.45	21.2	45.2	4275	100.5	97.2	89.3	81.5		
C 5		-1000			1	101.0	109.4	-875	-0.77	-3.90	19.0	34.8	4222	102.6	101.3	90.6	86.3	—	
					2	98.9	107.6	-899	0.08	-4.31	19.6	35.6	4143	102.8	101.1	90.9	86.9	図 4.6 ⑰ 図 4.7(c) ⑨	
					3	99.0	106.5	-1169	-2.06	-5.15	21.6	32.9	4265	103.3	101.4	90.2	84.6	—	
C 6		-1500			1	98.6	107.2	-1322	0.14	-4.90	18.5	21.4	4202	100.2	98.0	89.6	84.5		図 4.6 ⑱
					2	97.7	105.4	-1423	0.91	-4.44	22.2	17.4	4255	97.6	91.4	90.2	84.5		
D 1	120	0	0	100	1	127.2	133.0	124	-1.18	-3.06	9.7	84.5	4395	100.7	95.6	93.2	86.1	—	
2	120.4	126.3	-142	-0.42	-3.48	10.4	75.3	4345	99.6	93.2	92.7	86.7							
E 1	VH	0	0	100	1	132.0	137.1	137	-1.76	-5.25	9.7	98.1	4055	99.9	94.0	94.9	87.3	—	
2	138.4	144.0	113	-0.68	-5.63	10.3	99.1	4025	100.8	95.3	95.3	89.7							
F 1 R	50	0	15	100	1	54.6	61.9	-45	16.23	0.26	18.0	50.7	4192	98.7	90.8	87.5	80.6	—	
2			47.3		54.3	-136	15.12	0.22	7.0	63.3	4385	97.7	88.0	87.1	78.5	図 4.7(a) ⑩			
F 1 L			-15		1	48.2	56.1	-44	-15.26	0.22	17.2	51.9	4172	97.8	89.4	86.6	79.9	—	
					2	44.9	53.6	-68	-16.01	-0.16	6.9	50.4	4355	101.3	93.7	88.1	81.1	図 4.7(a) ④	
F 2 R			30		1	54.9	63.6	72	28.67	2.90	19.8	54.4	4223	99.0	90.1	89.4	83.7	—	
					2	45.6	54.9	-54	27.77	6.88	4.7	65.0	4225	98.3	87.6	87.9	80.7	図 4.7(a) ⑬	
F 2 L			-30		1	58.1	65.6	13	-28.99	1.40	20.0	56.9	4213	98.0	89.3	88.3	79.1	—	
					2	47.9	57.1	51	-24.60	-0.69	4.3	58.5	4185	98.1	88.5	88.2	82.1	図 4.7(a) ①	
F 3 R		-600	15		1	50.5	58.1	-483	15.17	1.08	8.9	32.4	4375	106.0	97.3	91.4	83.0	図 4.7(a) ⑪	
F 3 L			-15		1	50.8	58.5	-507	-12.78	-0.13	7.4	36.5	4355	104.7	103.1	91.1	89.2	図 4.7(a) ⑤	
F 4 R			30		1	55.2	64.9	-475	30.65	1.84	6.2	46.5	4215	104.7	100.8	89.9	84.7	図 4.7(a) ⑭	
F 4 L			-30		1	48.5	56.5	-634	-25.76	-1.32	5.5	44.1	4185	104.1	99.7	88.4	83.4	図 4.7(a) ②	
F 5 R			15		1	49.5	56.1	-977	14.06	-2.15	10.9	29.0	4375	107.6	103.2	92.2	87.1	図 4.7(a) ⑫	
F 5 L			-15		1	54.8	63.2	-996	-14.20	-1.95	10.6	26.2	4345	105.5	102.0	90.4	85.7	図 4.7(a) ⑥	
F 6 R		-1000	30		1	50.1	58.9	-886	28.48	-1.97	8.3	27.7	4215	106.6	96.7	91.5	83.4	図 4.7(a) ⑮	
F 6 L			-30		1	52.0	61.9	-977	-28.33	-0.71	8.3	31.6	4175	107.2	101.5	92.7	87.4	図 4.7(a) ③	
G 1 R	70	0	15	100	1	69.5	77.2	140	15.56	0.01	17.5	52.6	4162	96.7	88.5	87.6	79.7	—	
2			71.4		78.7	123	14.57	-2.37	6.8	58.5	4325	97.1	88.3	86.0	80.0	図 4.7(b) ⑩			
G 1 L			-15		1	73.0	81.1	-9	-13.63	-0.77	17.7	46.6	4142	97.8	91.6	87.7	82.0	—	
					2	71.5	77.3	-4	-12.59	-2.53	6.7	57.4	4305	97.3	88.9	86.4	79.3	図 4.7(b) ④	
G 2 R			30		1	70.9	78.4	-116	30.25	0.47	20.9	50.5	4203	101.2	95.1	89.2	82.7	—	
					2	70.8	76.3	-16	28.49	1.61	9.0	54.8	4275	100.5	96.5	87.5	81.5	図 4.7(b) ⑬	
G 2 L		-30	1		80.1	86.9	37	-27.13	-2.37	20.4	66.9	4193	96.5	88.9	89.2	82.4	—		
			2		70.8	79.6	116	-29.76	-0.77	6.0	53.5	4255	100.2	95.1	87.4	80.1	図 4.7(b) ①		
G 3 R		-600	15		1	71.1	80.7	-434	16.11	-2.93	16.9	35.0	4083	103.6	100.5	91.4	88.2	—	
			2		65.2	72.5	-509	16.31	-2.64	8.0	38.2	4325	103.5	97.8	89.9	84.2	図 4.7(b) ⑪		
G 3 L			-15		1	76.3	84.7	-601	-15.09	-2.63	19.9	32.1	4083	105.1	102.4	92.1	89.2	—	
					2	76.1	81.7	-705	-15.09	-1.63	8.3	34.3	4295	106.9	99.3	92.0	86.2	図 4.7(b) ⑤	
G 4 R			30		1	70.3	79.9	-608	32.27	-4.83	6.3	40.2	4265	107.1	104.5	93.2	90.6	図 4.7(b) ⑭	
G 4 L			-30		1	68.2	78.5	-668	-29.05	-1.78	7.3	37.2	4245	106.3	103.0	91.4	87.7	図 4.7(b) ②	
G 5 R		-1000	15		1	71.0	78.9	-1023	14.43	-3.10	11.2	24.6	4315	101.3	98.7	89.1	84.9	図 4.7(b) ⑫	
G 5 L			-15		1	75.4	82.5	-981	-13.02	-2.10	11.2	25.4	4295	102.0	99.6	89.2	85.0	図 4.7(b) ⑥	
G 6 R			30		1	71.6	76.6	-941	29.96	-4.22	7.6	27.6	4265	106.2	104.7	91.1	88.6	図 4.7(b) ⑮	
G 6 L			-30		1	71.0	78.1	-1118	-28.36	-2.19	10.0	25.6	4245	105.1	101.0	90.9	87.3	図 4.7(b) ③	

表 4.1 実施結果一覧 (3/3)

ケース	設定飛行条件				Run	計測データ								機外マイク		機内マイク		図番号
	IAS [kt]	V/S [fpm]	Φ [deg]	NR [%]		IAS [kt]	TAS [kt]	V/S [fpm] 上昇:正	Φ [deg]	Θ [deg]	SAT [°C]	Tq [%]	Mass [kg]	Lraw [dBA]	Lave [dBA]	Lraw [dBA]	Lave [dBA]	
H1R	100	0	15	100	1	100.5	106.3	41	14.35	-2.44	7.4	65.1	4275	98.7	93.3	89.0	76.4	図 4.7(c) ⑩
					2	101.4	108.0	108	13.88	-1.77	7.4	62.2	4275	98.7	93.2	88.5	80.1	
H1L			-15		1	99.1	104.1	4	-14.83	-2.32	7.3	57.4	4245	99.2	94.4	88.2	79.4	図 4.7(c) ④
					2	98.6	103.5	120	-14.04	-2.79	7.4	58.5	4245	98.9	93.5	88.1	79.0	
H2R		-600	30		1	96.8	103.1	84	31.64	-1.13	21.1	61.9	4183	99.6	94.2	90.7	83.1	図 4.7(c) ⑬
					2	97.1	106.3	68	29.24	-1.98	6.2	63.2	4315	103.8	96.7	91.0	86.7	
H2L			-30		1	103.4	110.3	-10	-28.14	-3.25	21.1	71.0	4173	98.2	94.1	91.4	85.9	図 4.7(c) ①
					2	97.4	105.2	150	-29.95	-2.24	8.1	69.5	4305	103.9	99.7	90.6	84.5	
H3R		-1000	15		1	101.2	108.1	-629	14.83	-3.61	7.5	41.7	4265	103.1	101.0	90.4	85.7	図 4.7(c) ⑪
H3L			-15		1	101.0	107.8	-492	-14.16	-3.25	7.3	40.3	4235	103.0	98.4	89.6	81.4	図 4.7(c) ⑤
H4R			30		1	96.7	107.0	-768	31.50	-4.82	6.6	45.2	4315	109.4	107.1	93.6	90.4	図 4.7(c) ⑭
H4L		-1000	-30		1	98.5	105.3	-333	-27.90	-1.48	8.0	41.8	4295	106.5	103.8	91.6	87.1	図 4.7(c) ②
H5R			15		1	96.9	102.4	-890	13.69	-5.24	8.6	35.3	4265	104.3	100.8	89.9	84.9	図 4.7(c) ⑫
H5L			-15		1	100.4	104.7	-974	-13.92	-3.53	7.4	31.6	4235	104.3	102.4	90.0	85.5	図 4.7(c) ⑥
H6R			30		1	101.9	111.5	-1034	29.39	-5.47	7.8	40.1	4315	106.1	104.2	92.1	88.3	図 4.7(c) ⑮
H6L			-30		1	99.8	103.3	-983	-27.30	-3.56	9.3	32.7	4295	104.1	102.1	90.8	86.5	図 4.7(c) ③

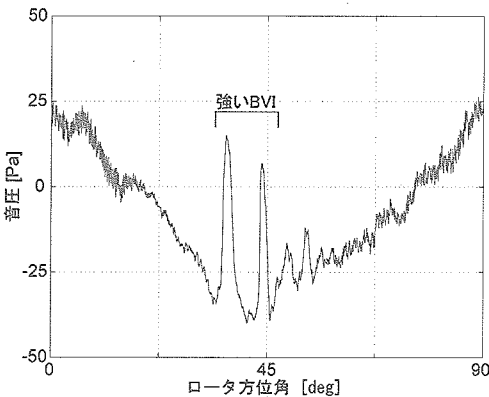


図 4.1 機外マイクで計測した生データ

4.1 機外マイクによる取得データ

図 4.1 に指示対気速度 70 kt, 降下率 600 fpm のケースにおいて機外マイクで計測した音圧波形の生データを示す。BVI 騒音の鋭い正の音圧上昇が 2 回含まれる特徴的な波形となっており、機外マイクによって BVI 騒音を明瞭に計測できている。

次にメイン・ロータ騒音の計測方法として機外、機内マイクおよび地上マイクによる計測を比較する。ここでは BVI 騒音が発生している指示対気速度 70 kt, 降下率 600 fpm のケースを用いる。図 4.2 の上段および中段に示した音圧波形は、それぞれ機外および機内で計測されたデータに、3.1 節で述べたフィルタ処理を適用して BVI 騒音の周波数成分を抽出したものである。機内計測では BVI 騒音は機体構造で減衰され、またキャビン上方に配置されたギヤボックス (約 1100 Hz にピークを持つ) 等からの騒音が大きくなるため、騒音波形はかなり異なったものとなる。

また機外および機内マイクと同時に計測したデータではないが、同等の飛行条件における地上マイクを用いた

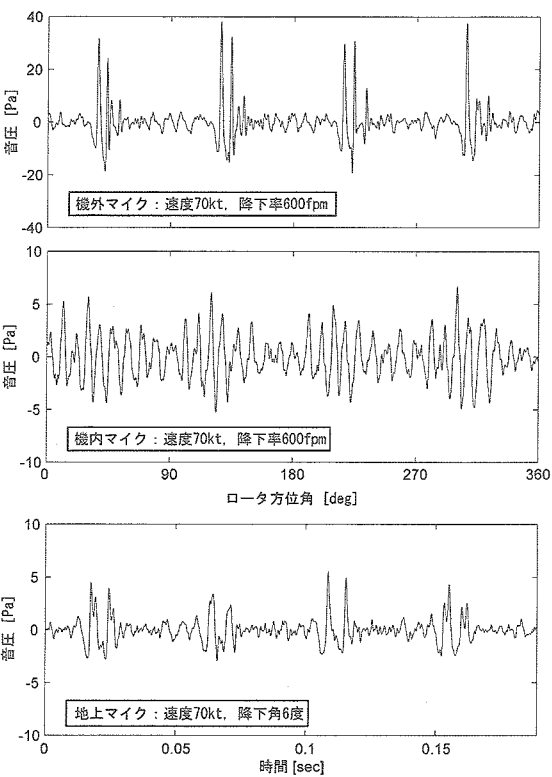


図 4.2 機外、機内、地上における BVI 騒音波形の比較

計測結果として、図 4.2 下段に速度 70 kt, 降下率 740 fpm (降下角 6 度) でマイク上空 120 m を通過したケースの音圧波形を示す。BVI 騒音による正の音圧上昇が計測されているが、伝搬時の減衰等の影響により、ピークの形状は機外マイクより不明瞭になっている。なお、この図では BVI 騒音が最も大きく聞こえる範囲としてマイク直上通過より手前のデータを用いており、ドップラ効果のために計測した騒音の周波数が高く、または周期が短くなっている。ここでは比較を容易にするために横軸のス

ケールを調整して BVI 騒音のピーク位置を機外マイクとほぼ一致させた。

以上の点から音源における BVI 騒音を波形レベルで鮮明に計測するためには機外マイクが極めて有効であると考えられる。

#### 4.2 処理方法の比較

まず回転に同期した平均に用いるサンプル数について検討する。計測したデータからランダムな騒音の成分を除去するためにはサンプル数が多い方が良いが、一方サンプル数を多くすると計測時間が長くなり、飛行条件の変動による騒音の変化が多く含まれることになる。図 4.3 に対気速度 70 kt, 降下率 600 fpm のケースにおいて平均処理のサンプル数を 1, 16, 32, 64 回転とした場合の波形とスペクトルを示す。ただしサンプル数が 1 回転とは生データに 3.2 節 (3) までの処理を適用したデータ、すなわち生データを線形補間したデータである。図 4.3 (a) では 1 回転のデータに含まれる高周波成分が平均によって除去されている様子が示されている。図 4.3 (b) では約 800 Hz (メイン・ロータのブレード通過周波数の約 40 倍) 以上の周波数領域で平均処理の効果が顕著に示されており、サンプル数を大きくするとその効果が大きくなっている。一方サンプル数を 64 回転にした場合、図 4.4 (a) で 0.02 秒付近に示されるように波形のピークが鈍くなっている。これらのことから本稿では平均に供するサンプル数を 32 回転とした。

本稿で用いた処理方法を比較するために図 4.4 に音圧波形と FFT による音圧スペクトルを示す。ここでは指示対気速度 70 kt, 降下率 600 fpm の降下飛行について、生データ (上段), フィルタ処理を適用した結果 (中段), 回転に同期した平均化処理を施した結果 (下段) を示し

た。フィルタ処理を適用した場合、音圧スペクトルは BVI 騒音の周波数帯域 (200 ~ 1000 Hz) だけを残して減衰し、音圧は BVI 騒音の波形を明瞭に示していることから、飛行条件による BVI 騒音波形の変化の検討に適している。一方、回転に同期した平均処理を適用した場合、音圧スペクトルではメイン・ロータのブレード通過周波数 (約 21 Hz) の高調波成分におけるピークの高さは生データとほぼ同じであるが、ピークの谷のレベルと 1 kHz 以上の高周波のレベルが低下しており、メイン・ロータの回転と同期していないテール・ロータ、ギヤボックスの騒音およびランダムな雑音を除去できている。さらに A 特性補正を適用するとブレード通過周波数の比較的低次の高調波成分は減衰されるため、このデータ処理方法は BVI 騒音の騒音レベルの変化を検討する場合に適している。

#### 4.3 飛行条件による BVI 騒音波形の変化

図 4.5 にさまざまな指示対気速度 (IAS) と昇降率 (V/S) の組み合わせによる飛行条件と生データから求めた A 特性騒音レベル ( $L_{raw}$ ) の関係を (a) 機外マイク, (b) 機内マイクについて示す。機外マイクと機内マイクの両方で速度 70 kt 降下角 3 ~ 6 度の降下飛行時に大きな騒音が計測されている。これはメイン・ロータから発生する BVI 騒音に対して機外・機内マイクが同じような伝搬方向にあるためと考えられる。

その一方で例えば速度 100 kt の上昇飛行では機外・機内マイクで騒音の傾向が異なっている。これは機内マイクではメイン・ロータ騒音以外のエンジン、ギヤボックス等からの騒音の影響を強く受けるためと考えられる。

飛行条件による BVI 騒音波形の変化を検討するために図 4.6 (a) と (b) にそれぞれ機外マイクと機内マイクで

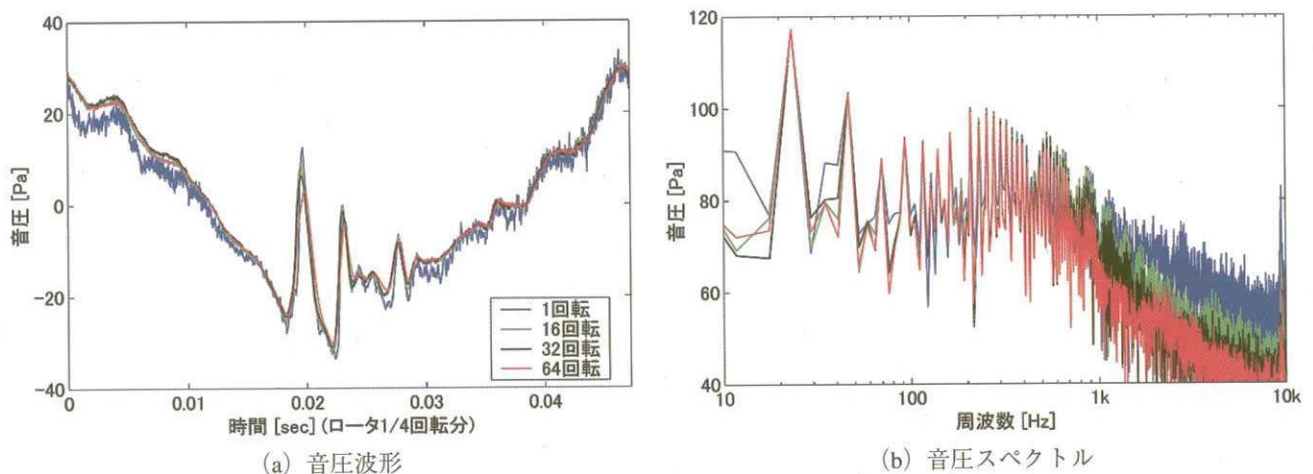


図 4.3 回転同期平均のサンプル数と平均データの関係



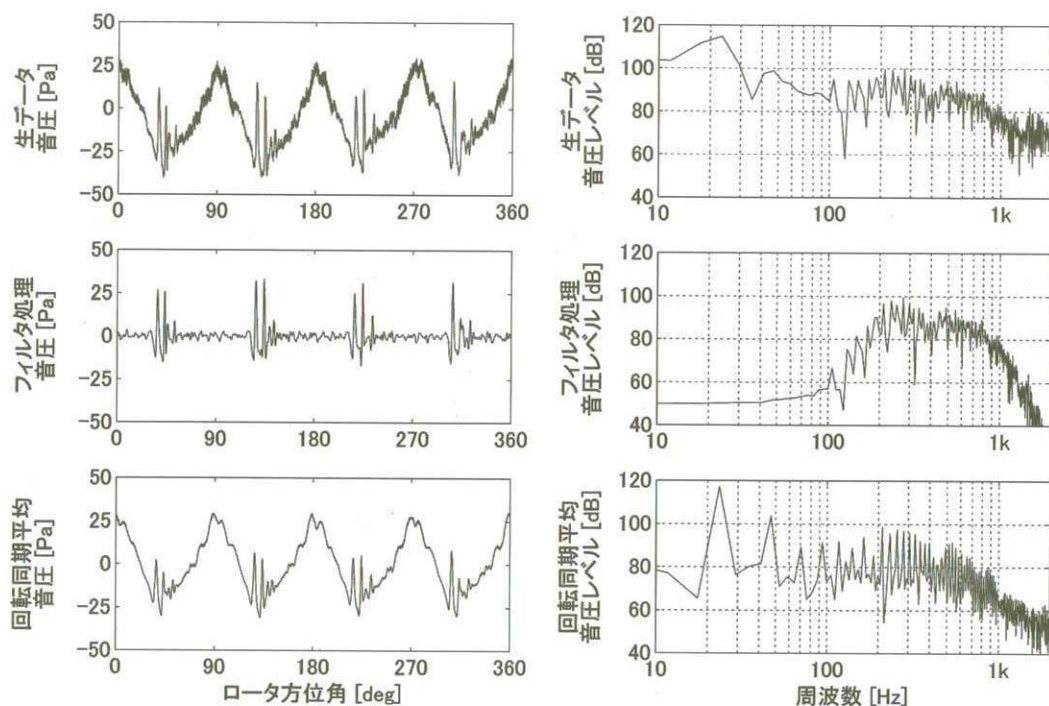


図 4.4 処理方法比較

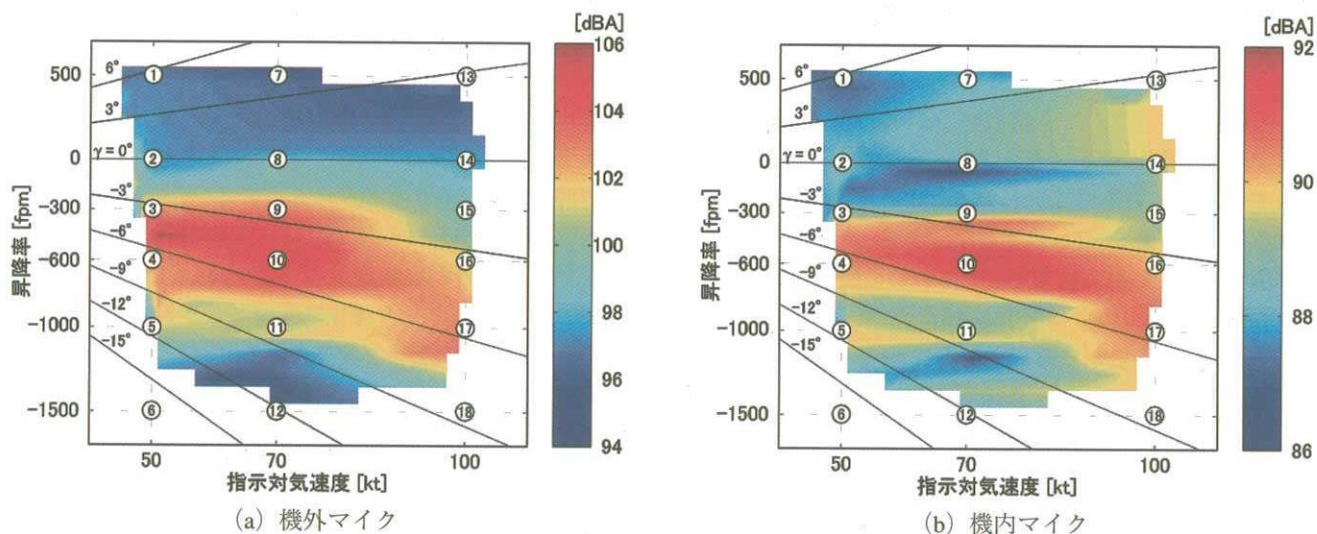


図 4.5 飛行条件と全機騒音レベルの関係

計測された BVI 騒音のフィルタ処理後の波形と生データの A 特性騒音レベルを示す。機外マイクでは、対気速度 70 kt, 降下率 300, 600 fpm (図 4.6 (a) の⑨, ⑩) の条件で最も強い BVI 騒音が発生している。また例えば図 4.6 (a) の⑧, ⑨に示した対気速度 70 kt, 降下率 0, 300 fpm のケースを比較すると、⑨では極めて強い BVI 騒音の波形が見られ、BVI 騒音が飛行条件によって大きく変わることが分かる。一方、機内マイクでは前節で述べたようにギヤボックス等の騒音を含んでおり、明瞭な BVI 騒音波形を見ることができない。

また図 4.7 に指示対気速度 50, 70, 100 kt でバンク角と

昇降率をパラメータとしたケースにおいて、機外マイクで計測された BVI 騒音波形を示す。特に対気速度 100 kt, 降下率 600 fpm, バンク角  $\pm 30$  度の旋回降下の条件 (図 4.7 (c) の②と⑭) では極めて大きなピークを持つ騒音波形が計測されており、また全騒音レベル (Lraw) も大きいことが分かる。図 4.8 に速度 100 kt, 降下率 600 fpm の旋回降下および降下飛行におけるバンク角と A 特性騒音レベルの関係を示す。この速度と降下率の組み合わせではバンク角の絶対値が大きいほど大きな騒音が発生している。

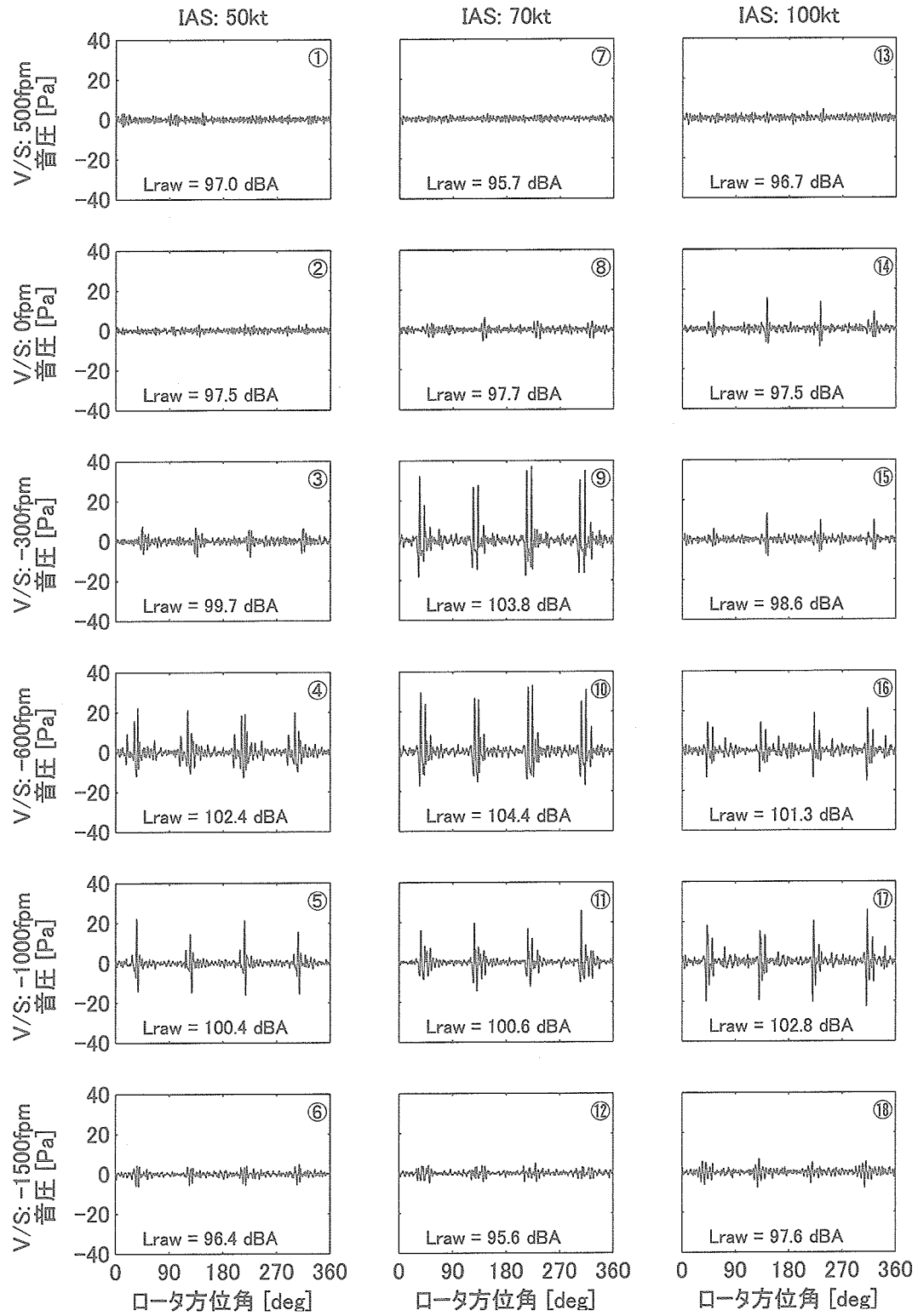


図 4.6 (a) 速度, 昇降率による BVI 騒音波形の比較 (機外マイク)

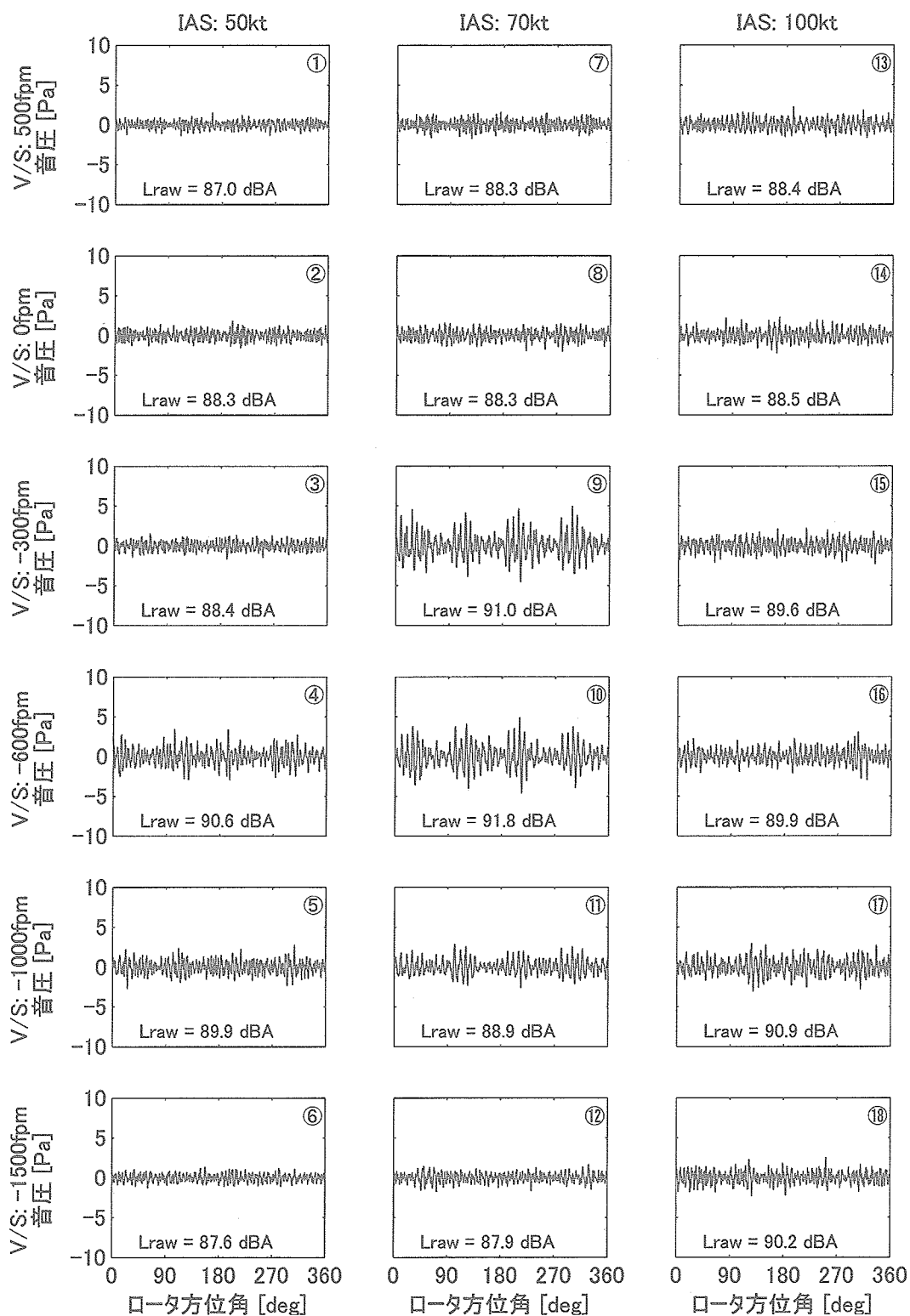


図 4.6 (b) 速度、昇降率による BVI 騒音波形の比較 (機内マイク)



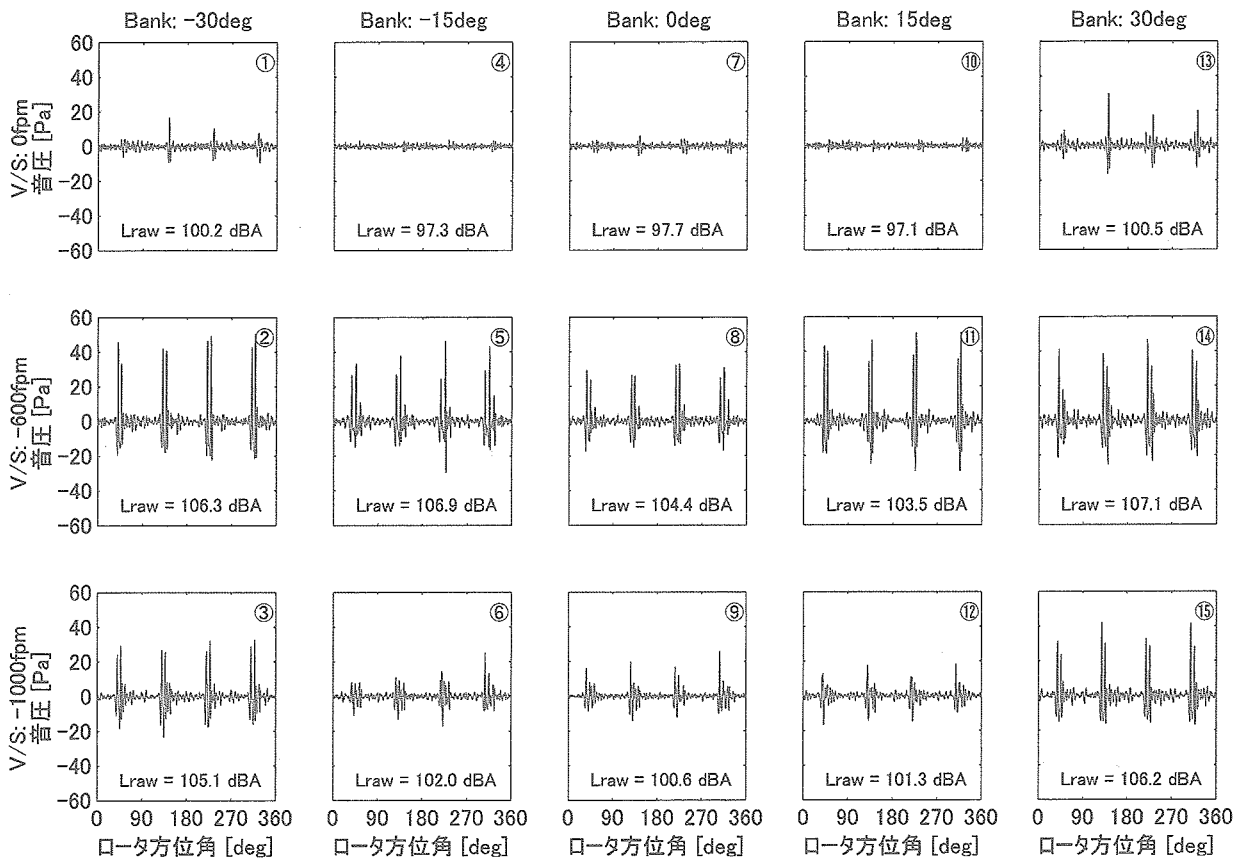
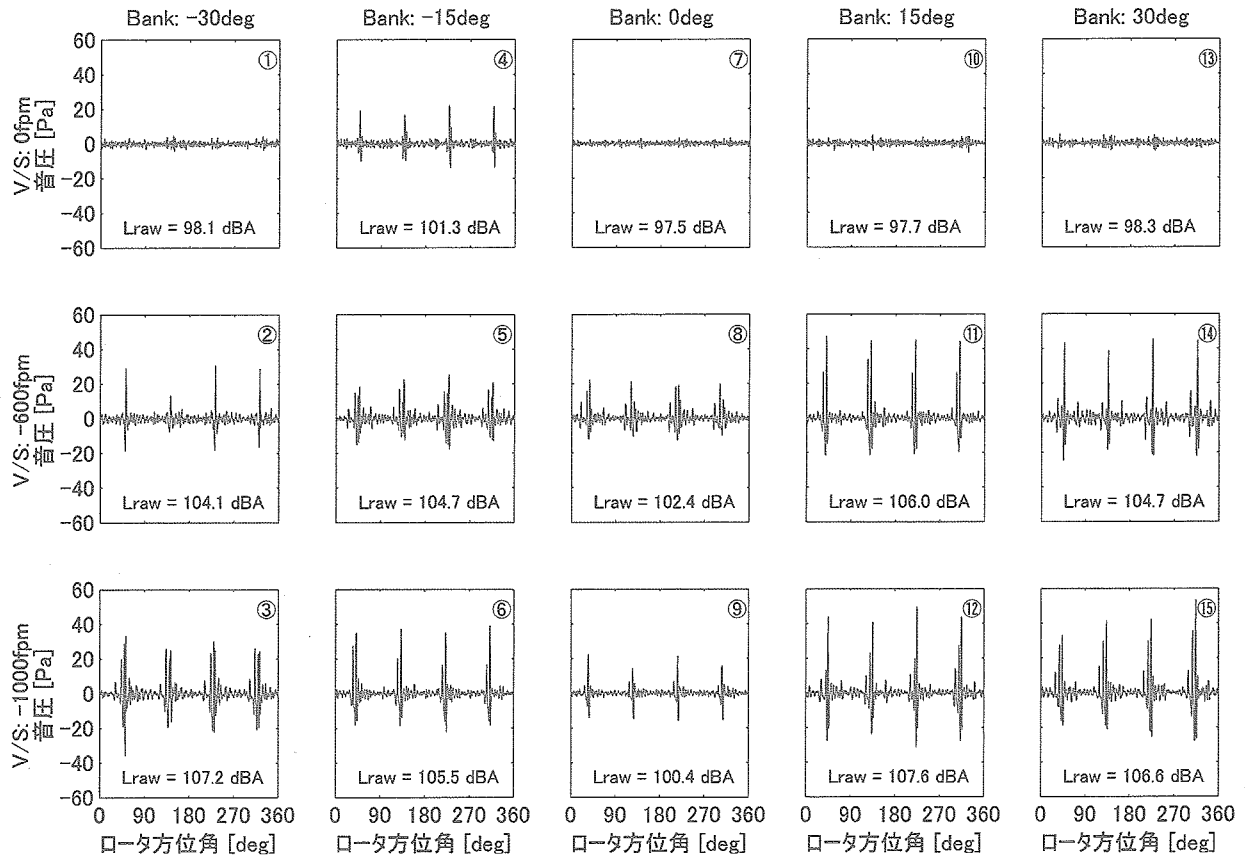
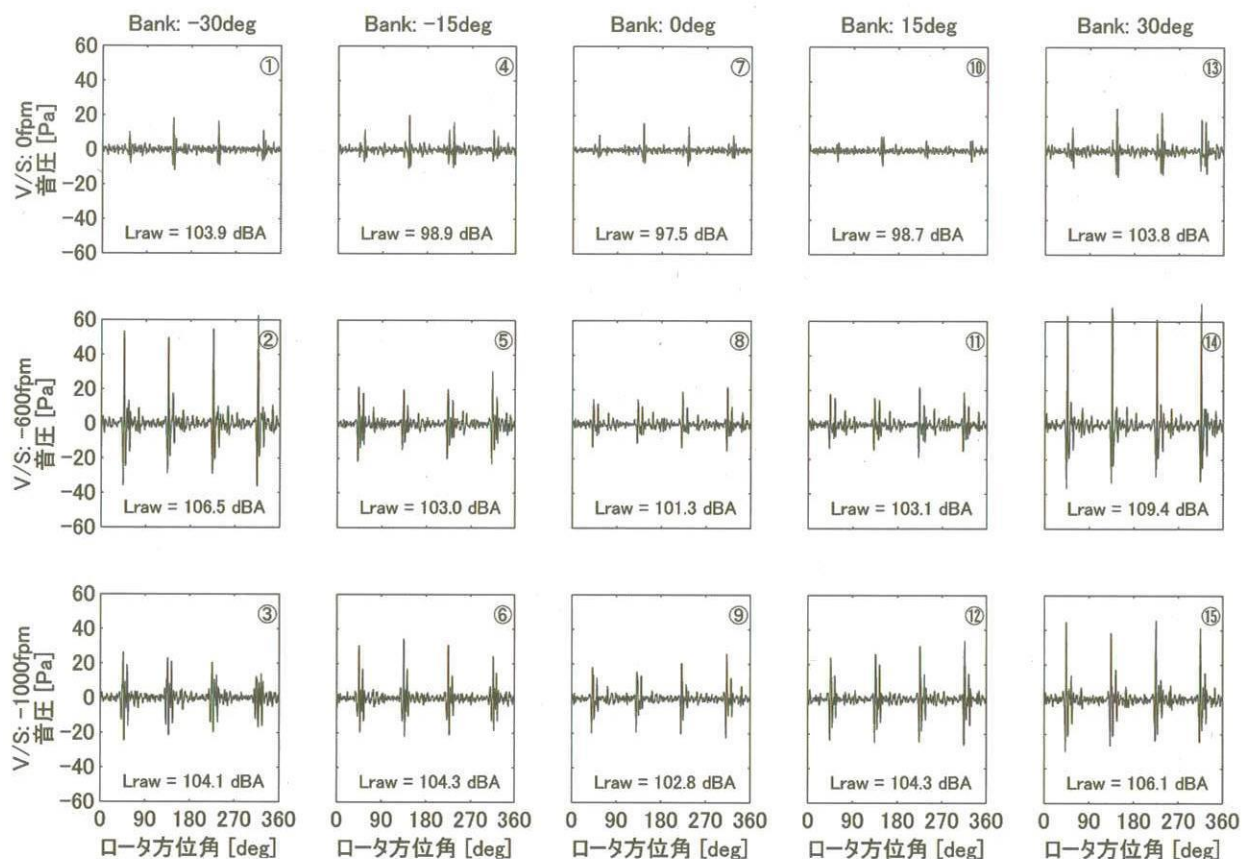


図 4.7 バンク角, 昇降率による BVI 騒音波形の比較 (機外マイク) (1/2)



(c) 指示対気速度 100 kt

図 4.7 バンク角, 昇降率による BVI 騒音波形の比較 (機外マイク) (2/2)

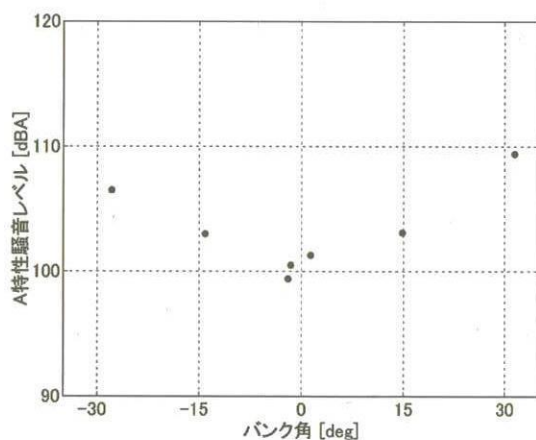


図 4.8 バンク角と騒音レベルの関係 (速度 100 kt, 降下率 600 fpm)

#### 4.4 メイン・ロータの回転騒音

図 4.9 は機外マイクで計測された騒音レベルと経路角の関係を示したものである。経路角は指示対気速度と昇降率の計測値から求めた。図中の赤印は機外マイクの生データから求めた A 特性騒音レベル (Lraw) で全騒音を示し、青印はメイン・ロータの回転に同期した平均処理を適用して求めた A 特性騒音レベル (Lave) を示している。この図では降下角が 10 度より深い降下飛行と水平飛

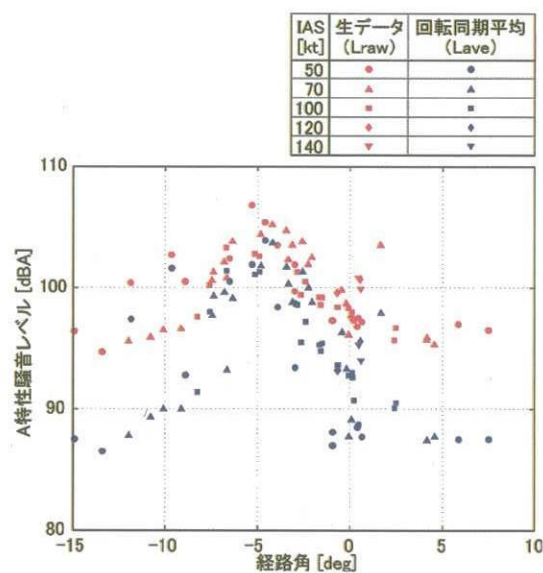


図 4.9 経路角に対する全体騒音とメイン・ロータ騒音の関係

行および上昇飛行では Lraw と Lave の差は 10 dB 程度で、降下角 3～8 度では両者の差は 2～3 dB と小さくなっている。これは深い降下角の降下飛行と、水平・上昇飛行では全騒音に占めるメイン・ロータの回転騒音の割合は比較的小さく他の音源からの騒音が支配的であるが、

降下角3～8度の降下飛行では全騒音の中でメイン・ロータの回転騒音が主な騒音源となっているためと考えられる。この飛行条件は図4.6 (a) で BVI の音圧のピークが大きい飛行条件と一致しており、全騒音が大きくなる飛行条件では BVI 騒音が主な騒音源となっている。すなわちヘリコプタの騒音低減において BVI 騒音の抑制が重要な課題であることを示している。

## 5. おわりに

実験用ヘリコプタ MuPAL-ε のノーズブーム先端に機外マイクを搭載して騒音計測飛行実験を実施し、以下の結果を得た。

- ・機外マイクを用いることによって、メイン・ロータを音源とする騒音を機内マイク、地上マイクと比較して極めて明瞭に計測することができた。
- ・得られた音圧波形にフィルタ処理を適用して BVI 騒音の波形だけを取り出すことにより、対気速度 70 kt, 降下率 300, 600 fpm の飛行条件で強い BVI 騒音の波形が認められた。
- ・降下旋回では、同じ対気速度と昇降率の直線降下より BVI 騒音のピークが大きくなる傾向があり、特に対気速度 100 kt, 降下率 600 fpm, バンク角 30 度の降下旋回では、極めて大きい BVI 騒音のピークが計測された。
- ・生データから直接求めた全騒音の騒音レベルとメイン・ロータ回転に同期した 32 回転分の平均処理を適用して得られたメイン・ロータの回転騒音を比較した結果、降下角 3～8 度の降下飛行では全騒音の中でメイン・ロータの回転騒音が卓越しており、また BVI 騒音のピーク値が大きい飛行条件と一致することから、BVI 騒音が卓越していると考えられる。

なお本文中 (表 4.1) に示したように本実験では多くのケースを実施したが、本稿ではその一部を抜粋して掲載した。今後は数値流体力学 (CFD) の計算結果や騒音モデルの検証および低騒音飛行方式の開発などに貢献するために取得したデータを提供する予定である。

本実験は航空法第 11 条ただし書き申請の承認を得て実施した。本実験により機外搭載マイクの有用性が確認されたため、2005 年には MuPAL-ε の標準の装備品の一部として耐空証明を受けた。これにより自由度の高い運用が可能となり、さらに様々な騒音計測飛行実験への応用が期待できる。

## 謝 辞

本実験の実施にあたって米国メリーランド大学の Fredric H. Schmitz 教授, Ben Wel-C. Sim 氏には計測システムやデータ処理方法について貴重な助言を多く頂いたののでここに謝意を示す。

## 参考文献

- 1) Nojima, Funabiki, and Iijima, “Flight Demonstration of a New Operational Concept Using TDMA Data Link System,” presented at 24 th ICAS, 2004.
- 2) International Civil Aviation Organization (ICAO); Environmental Protection, Annex 16, Vol. 1, Aircraft Noise, Third Edition, 1993.
- 3) Boxwell and Schmitz, “Full-Scale Measurements of Blade-Vortex Interaction Noise,” Journal of American Helicopter Society, Vol. 27, October 1982.
- 4) Sim, Beasman, Schmitz, and Gopalan, “In-Flight Blade-Vortex Interaction (BVI) Noise Measurements using a Boom-Mounted Microphone Array,” Presented at the American Helicopter Society 60 th Annual Forum, 2004.
- 5) 奥野善則, 又吉直樹, 照井祐之, 若色薫, 穂積弘毅, 井之口浜木, 舩引浩平, 「実験用ヘリコプタ MuPAL-ε の開発」, 航空宇宙技術研究所資料 TM-764, 2002 年。
- 6) 石井寛一, 五味広美, 奥野善則, 「実験用ヘリコプタ MuPAL-ε による地上騒音計測飛行実験」, JAXA-RR-04-036, 2005 年 3 月。
- 7) Sim, Schmitz, Ishii, and Okuno, “Cabin and Far-Field Blade-Vortex Interaction (BVI) Noise Trends of the MuPAL-ε Research Helicopter,” AHS 国際会議 Heli Japan 2002, 2002 年 11 月。
- 8) Chen, Hindson, and Mueller, “Acoustic Flight Tests of Rotorcraft Noise-Abatement Approaches Using Local Differential GPS Guidance,” NASA TM-110370, 1995.
- 9) Kitaplioglu, Betzina, and Johnson, “Blade-Vortex Interaction Noise of an Isolated Full-scale XV-15 Tilt-rotor,” presented at the American Helicopter Society 56 th Annual Forum, 2000.
- 10) 又吉直樹, 奥野善則, 井之口浜木, 「実験用ヘリコプタ搭載エアデータセンサの位置誤差計測飛行試験」, NAL TM-779, 平成 15 年 8 月。





宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA-RR-04-037

---

発行日	2005年3月31日
編集・発行	独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 〒182-8522 東京都調布市深大寺東町七丁目44番地 1 TEL 0422-40-3000（代表）
印刷所	株式会社 東京プレス 〒174-0075 東京都板橋区桜川 2 -27-12

---

©2005 JAXA

※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、無断で複写、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)からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡下さい。

※本書(誌)中、本文については再生紙を使用しております。

〈本資料に関するお問い合わせ先〉

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター



宇宙航空研究開発機構  
Japan Aerospace Exploration Agency