

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

---

実験用航空機MuPAL- $\alpha$ による地上騒音計測飛行実験

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 .....	2
2.1 地上の計測機器 .....	2
2.2 MuPAL- $\alpha$ 搭載の実験システム .....	3
2.3 実験場 .....	3
2.4 マイク配置 .....	4
2.5 飛行パターン .....	4
2.6 地上試験 .....	5
2.7 データ処理方法 .....	5
3. 実験結果 .....	6
3.1 水平飛行 .....	6
3.2 上昇飛行 .....	6
3.3 降下飛行 .....	6
3.4 旋回飛行 .....	6
3.5 地上試験 .....	6
4. 実験結果に対する考察 .....	19
4.1 飛行条件による比較 .....	19
4.2 騒音計測実験におけるトンネル型誘導表示の有用性 .....	20
5. 音源の特性の推定 .....	20
5.1 指向性の計算 .....	20
5.2 指向性の推定結果 .....	22
6. まとめ .....	23
参考文献 .....	23



# 実験用航空機 MuPAL- $\alpha$ による 地上騒音計測飛行実験\*

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

## Flight Experiments for Ground Noise Measurement using MuPAL- $\alpha$ Research Airplane

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

### ABSTRACT

Acoustic flight tests with the MuPAL- $\alpha$  Research Airplane have been conducted by Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA). JAXA has been carrying out a research program aimed at developing noise abatement flight procedures using three-dimensional flight paths. As part of the effort to predict noise impact on the ground precisely, straight flight patterns including level, climbing, and descending flights were flown to obtain basic noise data for the development and verification of noise models. Turning flights were also flown to acquire noise data that will be necessary in designing three-dimensional curved flight paths that minimize noise impact on the ground. Variations of A-weighted noise levels due to changes in airspeed and engine torque were examined in this study. Moreover, directivity patterns, displayed as noise levels at a constant distance from the airplane, were estimated by calculating the direction of noise emission and the influence of airplane position and attitude.

**Keywords:** noise, aircraft, flight experiment

### 概 要

宇宙航空研究開発機構（JAXA）が所有する実験用航空機 MuPAL- $\alpha$  を用いて地上騒音計測のための飛行実験を実施した。JAXA では3次元の曲線経路を用いた騒音低減のための飛行方式の研究を進めており、そのためには地上の騒音被害を精度良く予測する騒音モデルが必要となる。本稿で述べる飛行実験では、騒音モデルの開発および検証に資するデータの取得を目的として、水平・上昇・降下・旋回飛行を実施し、地上にマイクを設置して騒音を計測した。得られたデータからA特性騒音レベルを求め、飛行速度、エンジン・トルクによる比較を行った。また、時々刻々変化する機体とマイクの距離から、伝播の影響を取り除くことによって、一定距離における機体からの方向と騒音レベルの関係を求め、音源の特性を推定した。

---

\* 平成17年1月25日 受付 (received 25 January, 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 とする）では、飛行経路下および飛行場周辺における航空機の騒音被害低減に向けて、3次元的な曲線経路を含む低騒音飛行方式に関する研究を進めており、文献1では JAXA の実験用ヘリコプタ MuPAL-ε（三菱式 MH 2000 A 型機）を用いた騒音計測飛行実験を実施した。低騒音飛行方式を開発するためには、プロペラ、エンジンおよび機体から発生する騒音が地上に及ぼす被害を精度良く予測するための騒音モデルが不可欠である。プロペラ騒音に関しては古くから研究（文献2,3）が進められており、近年でも文献4では飛行する機体の横方向にクレーンを用いてマイクを配置し、騒音の指向性を計測する飛行実験を実施した。しかし、これまでの航空機の地上騒音計測は離着陸すなわち直線飛行を主な対象としており、曲線的な飛行を行った時の騒音を計測した例は少ない。本稿で述べる飛行実験では曲線飛行を含めた騒音モデルの開発および検証に資するデータの取得を目的とし、JAXA が運用する実験用航空機 MuPAL-α（図1.1）を用いて地上騒音を計測した。飛行パターンの設定にあたり、発生騒音に影響を与えるパラメータとして対気速度、エンジン・トルクおよびバンク角を選択し、水平・上昇・降下・旋回飛行を実施した。



図 1.1 実験用航空機の外観

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

本実験ではコックピット・ディスプレイにトンネル型誘導表示という3次元的なトンネルとして経路を描画する表示方式を使用し、マイク直上を通過する時の飛行経路、機体姿勢等の精度を向上し、少ない試行回数で飛行条件を満足することによって実験効率の向上を図った。

本稿の構成は、2章で実験方法として計測システム、計測方法、飛行パターンおよびデータの処理方法について述べる。3章では得られた計測結果を各飛行パターンについて示す。4章では飛行パターンによる騒音レベルの比較を行い、また本実験で用いたトンネル型誘導表示の有用性を検討する。5章では計測データを用いて航空機から発生する騒音を推定し、縦方向および横方向の指向性として示す。

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 単位系への換算を表 1.1 に示す。

## 2. 実験方法

### 2.1 地上の計測機器

#### 騒音計測機器

表 2.2.1 に本実験で用いた騒音計測機器を示す。これらの機器の選定にあたり、屋外での実験であることを考慮

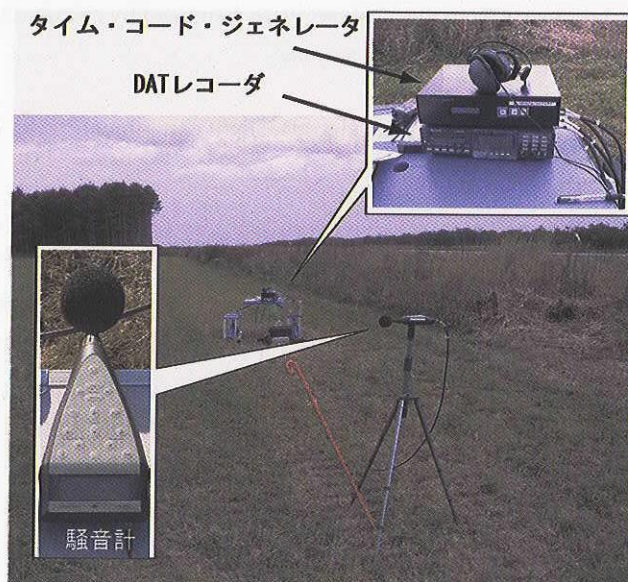


図 2.1.1 騒音計測機器の設置状況

表 2.1.1 騒音計測機器

機器名	メーカー	型番
精密騒音計	Brüel & Kjær	Type 2236
DAT レコーダ	ソニー・プレジジョン	PC204Ax
タイム・コード・ジェネレータ	トーツーエンジニアリング	TCG-200GPS



し、全てバッテリーで稼働することを条件とした。4台の精密騒音計をマイクとして使用し、騒音計のアナログ出力信号をDAT(Digital Audio Tape)レコーダを用いてサンプリング周波数48 kHzで記録した。また機体の計測データはGPS時刻を基準として記録されており、実験後に機体と騒音のデータの時刻を精確に同期させるために、DATレコーダにGPSを用いたタイム・コード・ジェネレータを接続してGPS時刻も記録した。なおGPS時刻はDATレコーダでデジタル化された騒音データの最下位ビットに記録されるため、16 bitでアナログ/デジタル変換された騒音データのうち上位15 bitが記録されている。

気象観測機器

機体から発生した騒音はマイクで観測されるまでの間に大気吸収による減衰や風の影響を受ける。大気吸収による単位距離あたりの減衰量は温度と湿度に依存するため気象条件を計測する必要がある。本実験では気象観測機器(IRDAM社製WST 7000)を3mのポールを用いて設置し、風向、風速、気温、湿度、気圧を1秒毎に記録した。

2.2 MuPAL- $\alpha$  搭載の実験システム

本実験で用いた実験用航空機 MuPAL- $\alpha$  は、ドルニエ式 Do228-200 型機を母機として開発された(文献5)。本実験では以下に示す実験システムを使用した。

機体搭載計測装置

機体位置の計測にはGPS(Trimble社製)を使用し、記録したデータから飛行後にキネマティックGPS解を求めた。また慣性計測ユニットを用いて姿勢等の慣性データを計測した。

コックピット・ディスプレイ・システム

MuPAL- $\alpha$  のコックピット・ディスプレイ・システムは、実験内容に応じて表示方法をプログラムすることが可能であり、本実験では図2.2.1に示すようなトンネル型誘導表示(文献6)を用いて実施した。これは設定した飛行経路を空間上の仮想的なトンネルのように3次元的に描画して誘導するシステムである。本実験のようにマイク上空で機体位置、速度、バンク角の設定条件を満たすことを求める場合、トンネル型誘導表示を用いることによって目標の無い上空であっても設定条件および追従精度を確認しながら飛行することが可能となり、効率良く実験が実施できる。

2.3 実験場

本実験は北海道大樹町の多目的航空公園(以下、大樹という)で実施した。図2.3.1に大樹の平面図と滑走路座標系を示す。ここで、滑走路の方位は一般に、進入方向を磁北から右回りに測った角度の10分の1(小数点以下

表 2.2.1 MuPAL- $\alpha$  の諸元

母機	ドルニエ式 Do228-202 型
全長	16.56 m
全幅	16.97 m
最大離陸重量	6200 kg
最大巡航速度	231 KTAS (3048 m,標準大気)
エンジン	ギャレット式 TPE 331-5-252 D × 2 基
エンジン出力	715 馬力 × 2
プロペラ	Hartzell LT10574FSB
プロペラ直径	2.67 m
プロペラ枚数	4 枚
プロペラ回転数	1591 rpm

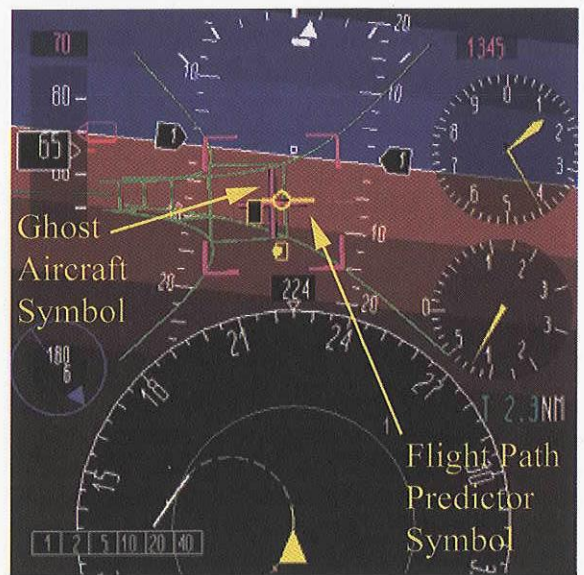


図 2.2.1 トンネル型誘導表示の例

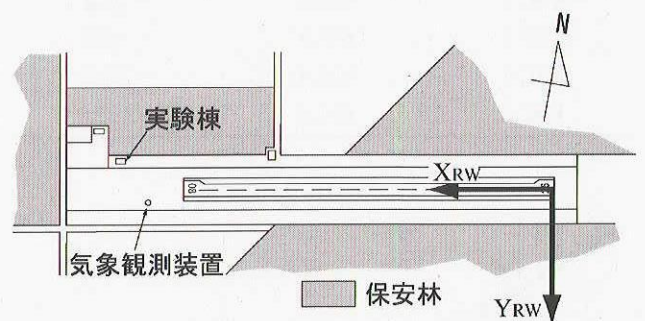


図 2.3.1 大樹滑走路周辺図と滑走路座標系

第1位を四捨五入)の整数を用いて表される。本稿ではその数字を用いて滑走路方位、進入方向をRwy26などと表記する。大樹の滑走路座標系は、Rwy26端を原点として、 $X_{RW}$ 軸の正をRwy26方向(253.2度)に、 $Z_{RW}$ を鉛直上方にとり、右手直交系をなすように $Y_{RW}$ 軸の正の方向を定めた。

2.4 マイク配置

図 2.4.1 に示す位置にマイク設置位置を設定し、図中 MIC 1～5 のうち 4 点にマイクを設置した。表 2.4.1 に滑走路座標系で表した設置位置を示す。このマイク配置は騒音モデル開発に有用なデータの取得を目的として、図 2.4.2 に示すように機体が滑走路中心線上に設置した MIC 1 の上空を高度 250 ft で通過する時に機体から見た各マイクの方が等角度間隔となるように定めた。なお以下では図 2.4.1 に示したように MIC 1 設置点を原点とする地面固定座標系 (XYZ) を用いる。

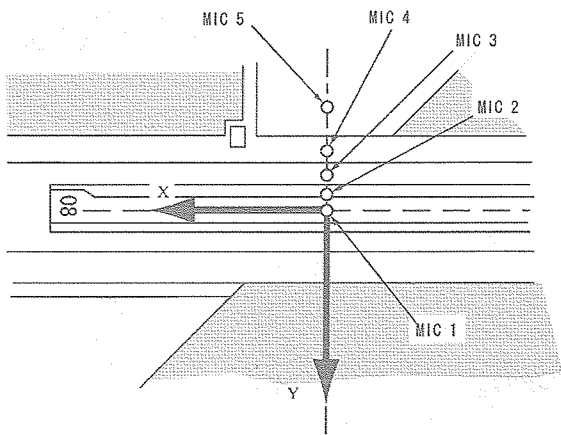


図 2.4.1 マイク設置位置

表 2.4.1 滑走路座標系で表したマイク設置位置

	$X_{RW}$ 座標[m]	$Y_{RW}$ 座標[m]
MIC 1	655.4	0
MIC 2	655.4	- 20.4
MIC 3	655.4	- 44.0
MIC 4	655.4	- 76.2
MIC 5	655.4	- 132.0

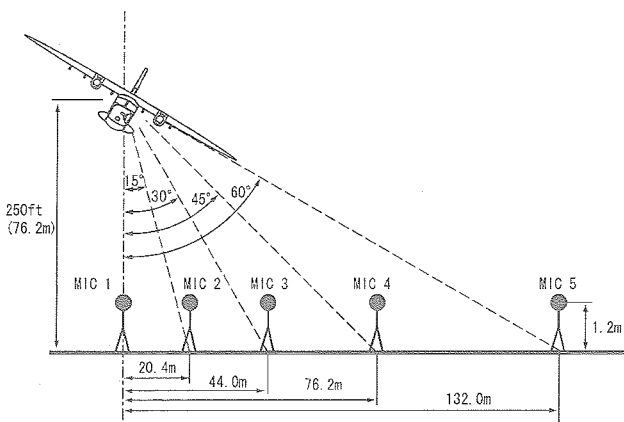


図 2.4.2 マイクと機体の位置関係

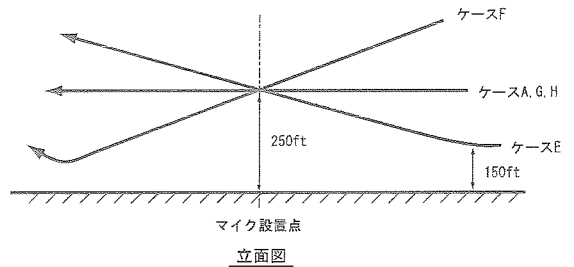
2.5 飛行パターン

表 2.5.1, 図 2.5.1 に本実験で用いた飛行パターンを示す。ここで全ての飛行パターンをプロペラ回転数 100 % (通常の巡航では 96 % を用いる), フラップ角 5 度, 脚下げの飛行形態で実施した。この形態では 100 kt の水平飛行と 140 kt の降下飛行, または, 140 kt の水平飛行と 100 kt の上昇飛行を同じエンジン・トルクで飛行することが可能であり, 速度, 経路角をパラメータとした比較に有効であると考えられる。また水平飛行では翼端方向に伝搬する騒音を地上で計測することはできないが, 本実験では水平旋回飛行で翼端を地上に向けることによって翼端方向に伝搬する騒音を計測した。

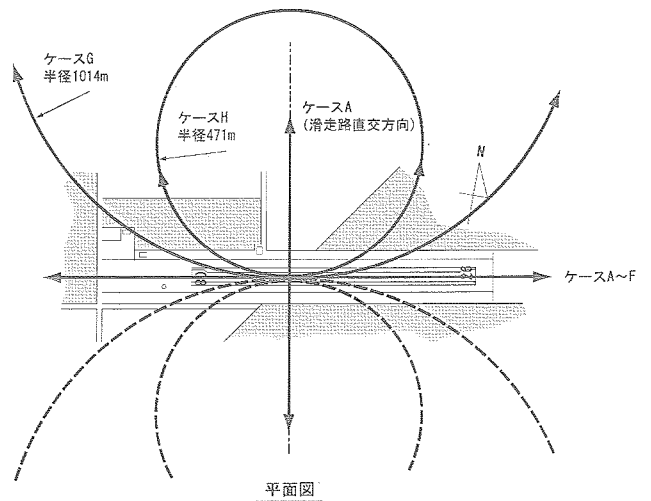
なお, 本実験では騒音の S/N (信号/雑音) 比の向上を

表 2.5.1 飛行パターン

ケース	項目	速度 [kt]	高度 [ft]	経路角 [deg]	バンク角 [deg]
A	水平飛行	100	250	0	0
B			433		
C			750		
D	水平飛行	140	250		
E	上昇	100	250	3.7	0
F	降下	140	250	-2.8	0
G	水平旋回	100	250	0	± 15
H					± 30



マイク設置点  
立面図



平面図

図 2.5.1 飛行パターン

目的として基準の飛行高度を 250 ft としており、最低安全高度以下での飛行となるため、航空法 81 条ただし書き申請の許可を得て実施した。

A : 100 kt 水平飛行@250 ft

滑走路中心線上の高度 250 ft を速度 100 kt で飛行するパターンで、機体の左右に伝播する騒音を計測するために、飛行方位を Rwy08 と Rwy26 で実施した。また、全てのマイクの上空を通過するように滑走路直交方向 (Rwy17,35) にも飛行した。ただし、実験の後半に実施した Run 6 については、ケース H のバンク角 30 度における 100 kt 旋回飛行に必要なエンジン・トルクで飛行した。これは旋回飛行のケースにおいて、この水平飛行のケースと同じ速度、エンジン・トルクで飛行し、マイク上空で短時間的にバンク角を設定角度に合わせることが困難であったためである (3.4 節参照)。

B : 100 kt 水平飛行@433 ft

ケース A の高度を変えたパターンであり、A において機体下方から 45 度と 60 度の位置にあった MIC 5 と MIC 4 が、それぞれ 30 度と 45 度になるように高度を 433 ft とし、距離による減衰を比較できるように設定した。

C : 100 kt 水平飛行@750 ft

ケース A の高度を変えたパターンであり、B と同様に A において機体下方から 45 度の MIC 5 が、機体下方から 30 度の位置になるように高度を 750 ft とした。

D : 140 kt 水平飛行

高度 250 ft を速度 140 kt で飛行するパターンである。上述したように、速度はケース F の降下飛行と同じ 140 kt であるが、エンジン・トルクはケース E の上昇飛行と同程度となるように設定した。

E : 100 kt 上昇飛行

エンジン・トルクがケース D の 140 kt 水平飛行と同じになるように、経路角を 3.7 度に設定した。マイク設置点の十分手前から高度 150 ft を速度 100 kt で飛行し、トンネル型誘導表示を参考にして MIC 1 の上空 250 ft を速度 100 kt で通過するように引き起こしおよびトルク増加を行った。

F : 140 kt 降下飛行

エンジン・トルクがケース A の 100 kt 水平飛行と同じで、速度がケース D の 140 kt 水平飛行と同じになるように経路角を -2.8 度に設定した。マイクの十分遠方から定常降下飛行で MIC 1 の上空 250 ft を通過し、高度 200 ft まで降下したら復行操作を行った。

G : 100 kt 旋回飛行@15 度

速度 100 kt、バンク角 15 度で MIC 1 の上空 250 ft を通過する旋回飛行を実施した。機体とマイク位置の関係が左右非対称であるため左右の旋回を滑走路の北側と南側で実施した。エンジン・トルクはケース A の 100 kt 水平飛行と同じ値に設定した。

行と同じ値に設定した。

H : 100 kt 旋回飛行@30 度

速度 140 kt、バンク角 30 度で MIC 1 の上空 250 ft を通過する旋回飛行を実施した。ケース G と同様に左右の旋回を滑走路の北側と南側で実施した。エンジン・トルクはケース A の 100 kt 水平飛行と同じ値に設定した。

2.6 地上試験

機体から発生する騒音の基礎データを取得するために、地上で静止した状態でエンジンおよびプロペラを回し、エンジン・トルクによる騒音の変化を計測した。図 2.6.1 に試験のセットアップを示す。機体位置は、滑走路中心線上でプロペラの回転面とマイクを配置した直線が重なるように静止した位置と、前後に 44 m 移動した位置で実施した。各機体静止位置においてエンジン・トルクを 20, 40, 60, 80, 100 % に設定し 30 秒間計測した。

2.7 データ処理方法

計測した騒音データに 1/3 オクターブバンド分析 (動

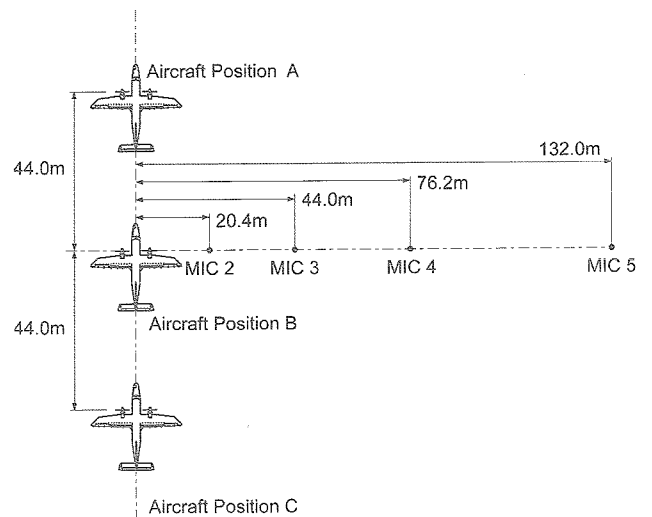


図 2.6.1 地上試験

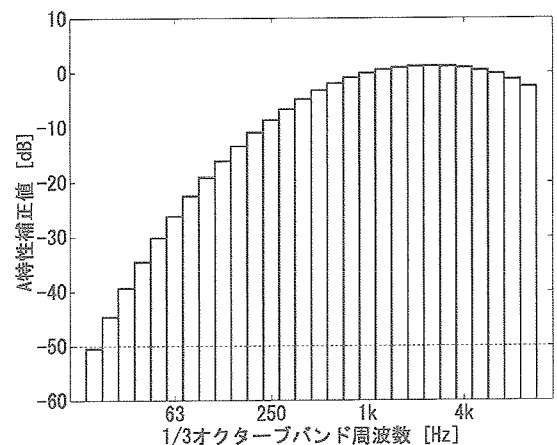


図 2.7.1 A 特性補正值



特性 SLOW) を適用し、20 Hz ~ 10 kHz の 28 バンドの音圧レベルを 0.5 秒毎に求めた。人間の聴感の補正を行うために、得られた 1/3 オクターブバンド音圧レベルに図 2.7.1 に示す A 特性補正値を加え、全てのバンドをエネルギー的に合計して A 特性騒音レベルを求めた。

### 3. 実験結果

表 3.1 に本実験で実施した全ケースについて速度、高度、バンク角、エンジン・トルクの飛行データと気温、湿度の気象データ、および各マイクにおいて計測された A 特性騒音レベルの最大値を示す。ここで 1/3 オクターブ分析の動特性 (SLOW) に対する時刻補正として、A 特性騒音レベルの時歴では読み出し時刻から 0.75 秒引いた値を用いた。また図 3.1.1 ~ 3.4.8 に全ケースの水平面内と鉛直面内の飛行経路および A 特性騒音レベルを示す。なお A 特性騒音レベルに N/A と示したマイク位置では計測していないことを示す。

本実験期間中に気象観測機器が故障したため、気温、湿度が計測できなかったケースがある。それらのケースでは大樹町が運用している美成気象観測所 (滑走路から西に約 2 km 離れた点) で 1 時間に 1 回記録している気象データ (文献 7) の補間値を表 3.1 の () 内に示した。

#### 3.1 水平飛行

図 3.1.1 ~ 図 3.1.4 にケース A, 図 3.1.5 ~ 図 3.1.6 にケース B, 図 3.1.7 ~ 図 3.1.8 にケース C, 図 3.1.9 ~ 図 3.4.10 にケース D の結果を示す。図 3.1.3, 図 4.1.4 に示したケース A-17, A-35 は、全てのマイクの上空を通過するケースであり、時間軸 (横軸) の原点を MIC 1 の直上を通過した瞬間にしているため、各マイクにおいて A 特性騒音レベルが最大となる時刻が異なっている。水平飛行における経路誤差はほぼ全てのケースで水平方向 10 m, 高度方向 60 ft (18 m) の範囲に収まっている。

#### 3.2 上昇飛行

図 3.2.1 ~ 図 3.2.2 にケース E (上昇) の飛行経路と A 特性騒音レベルを示す。高度 150 ft の水平飛行から MIC 1 の上空を高度 250 ft で通過するような上昇を行う飛行パターンにおいて、MIC 1 の上空で水平方向 5 m, 高度方向 20 ft (6 m) 程度の経路精度を達成している。ただし水平飛行と比較して飛行パターンが複雑なため、飛行経路、騒音レベルともに変動の大きい結果となっている。

#### 3.3 降下飛行

図 3.3.1 ~ 図 3.3.2 にケース F (降下) の飛行経路と A 特性騒音レベルを示す。多少のばらつきは見られるものの、

安定した降下飛行で MIC 1 の上空を通過しており、水平方向 10 m, 高度方向 30 ft (9 m) 程度の経路精度で飛行できている。

#### 3.4 旋回飛行

図 3.4.1 ~ 図 3.4.8 にケース G, H (旋回飛行) の飛行経路と A 特性騒音レベルを示す。250 ft という低高度で旋回する飛行パターンを初めて実施したため、安全および騒音による影響に配慮して最初は高度を 300 ft に設定して実施した (例えば図 3.4.1 の Run 1, 2)。ケース G, H では旋回することによってケース A (水平直線飛行時) とはトリムが異なるため、マイクの上空を通過する時にバンク角を短時間的に合わせることにした。しかし MIC 1 上空の空間の 1 点を通過しながら設定した飛行条件を満足することが困難であったため、これらのケースを次に実施したフライトでは、ケース H (バンク角 30 度) で必要なエンジン・トルクを実験開始時に計測し、そのエンジン・トルクを用いてケース A, G を実施した。

#### 3.5 地上試験

MIC 2 ~ 5 を右舷側に見る Rwy26 に機首を向けて実施した。図 3.5.1 にエンジン・トルクと A 特性騒音レベルの時歴を示す。ここで A 特性騒音レベルは 20 秒間の騒音データの 16384 点毎に DFT (Discrete Fourier Transform, 離散フーリエ変換) を適用し、得られた各周波数における音圧レベルを時間方向に平均し、A 特性補正を適用して求めた。

図 3.5.2 に各機体位置におけるエンジン・トルク、マイク位置と A 特性騒音レベルの関係を示す。機体位置が B, C (マイクは機体の真横, 斜め前方) の時には、エンジン・トルクを増加すると騒音レベルも増加し、また距離が遠いほど騒音レベルは小さくなっている。一方機体位置 A (マイクは機体の斜め後方) の場合、エンジン・トルク 60 % (□印) の騒音がエンジン・トルク 80 % (◇印) の騒音より大きくなっており、エンジン・トルクを増加しても騒音が増加しない場合があることが分かる。また機体位置 A の MIC 2 と MIC 3 を比較すると、機体に近い MIC 2 の騒音が機体から遠い MIC 3 より小さくなっている。指向性を検討するために、伝搬による減衰量を逆 2 乗則と空気吸収 (ISO 9613 のモデル) から求め、機体から距離 300 ft (91.4 m) における騒音レベルを推定して図 3.5.3 に示す。この図から騒音レベルが機体前方で大きく、側方から後方に向かって小さくなる指向性が分かる。この結果から地上試運転時に機種方位を変えることで飛行場周辺の騒音被害を約 10 dB 低減できると考えられる。

表 3.1 実施ケース一覧

ケース	項目		Run No.	実施日 2001年	速度 [kt]	高度 [ft]	バンク角 [deg]	エンジン トルク [%]	気温 [°C]	湿度 [RH%]	最大 A 特性騒音レベル [dBA]					図番号	
											MIC 1	MIC 2	MIC 3	MIC 4	MIC 5		
A-08	水平飛行 100 kt 250 ft	Rwy08 方向	1	11/8	99.8	210.4	1.8	38.0	8.3	54	83.0	83.5	80.2	78.5	図 3.1.1		
			2		97.6	258.1	-0.7	37.2	9.2	52	81.2	81.7	79.1	78.3			
			3		97.4	251.2	-0.5	35.8	9.7	57	81.4	81.8	80.1	78.7			
			4	11/9	106.1	237.9	1.3	39.8	(10.6)	(77)	81.9	82.9	79.9	78.7			
			5		11/10	108.3	251.8	-0.2	40.7	7.1	56	82.0	-	78.3		78.5	74.3
			6			108.4	237.7	-0.5	38.8	5.4	(48)	81.7	-	79.9		77.9	72.9
A-26	水平飛行 100 kt 250 ft	Rwy26 方向	1	11/8	97.8	223.4	-0.2	38.3	8.1	53	82.6	82.1	79.9	78.8	図 3.1.2		
			2		93.6	244.2	-2.3	35.9	9.1	50	81.5	81.7	79.0	78.3			
			3		102.3	259.3	-2.0	36.4	9.5	55	81.3	81.4	79.0	78.6			
			4	11/9	105.6	227.6	-1.4	39.4	(10.5)	(77)	82.9	82.5	80.1	79.0			
			5		11/10	102.7	253.9	-1.7	40.3	7.1	56	81.6	-	78.3		79.1	75.0
			6			105.8	253.5	-1.1	39.3	6.1	(47)	81.0	-	79.1		78.3	73.9
A-17		Rwy17 方向	1	11/14	110.3	260.0	2.5	38.6	6.3	(46)	81.0	-	80.2	80.1	81.1	図 3.1.3	
A-35		Rwy35 方向	1	11/14	108.5	254.5	-0.4	39.2	6.0	(46)	81.3	-	81.4	81.3	81.4	図 3.1.4	
B-08	水平飛行 100 kt 433 ft	Rwy08 方向	1	11/8	×	360.6	1.5	36.1	9.1	55	78.5	78.1	77.5	76.7	図 3.1.5		
			2		97.8	407.3	1.5	34.8	9.5	54	77.0	77.0	75.8	75.5			
			3		100.2	434.5	-0.4	36.3	9.0	54	77.0	76.4	76.3	76.4			
B-26	水平飛行 100 kt 433 ft	Rwy26 方向	1	11/8	95.9	391.4	-1.0	36.6	8.4	53	77.7	77.9	75.9	75.6	図 3.1.6		
			2		95.8	413.3	-1.3	34.4	8.7	50	76.8	77.1	75.5	75.5			
			3		94.7	442.2	-1.6	36.2	9.1	54	75.9	76.7	75.4	75.5			
C-08	水平飛行 100 kt 750 ft	Rwy08 方向	1	11/8	99.4	656.4	1.0	37.6	8.4	52	73.1	73.3	72.3	72.6	図 3.1.7		
			2		93.9	747.2	-0.7	35.7	9.0	52	70.9	71.8	70.8	70.4			
			3		100.5	764.4	1.6	37.4	9.1	51	71.8	71.9	70.7	70.7			
C-26	水平飛行 100 kt 750 ft	Rwy26 方向	1	11/8	96.5	705.1	-0.8	39.0	8.3	51	72.0	72.6	70.7	70.9	図 3.1.8		
			2		100.4	738.3	1.1	33.6	8.4	53	71.1	71.6	71.6	70.9			
			3		99.2	758.9	-0.6	38.8	9.3	52	71.2	72.0	71.7	71.1			
D-08	水平飛行 140 kt 250 ft	Rwy08 方向	1	11/9	146.5	248.3	0.5	61.8	(10.9)	(76)	85.5	85.5	83.7	83.0	-	図 3.1.9	
			2	11/10	141.9	253.0	-0.4	61.1	15.8	46	84.7	-	81.5	82.3	78.1		
D-26	水平飛行 140 kt 250 ft	Rwy26 方向	1	11/9	139.5	250.1	-0.6	62.4	(10.8)	(77)	84.6	84.1	82.4	80.8	-	図 3.1.10	
			2	11/10	137.8	244.9	2.3	60.7	17.7	46	84.2	-	80.9	81.3	76.5		
E-08	上昇 100 kt 250 ft	Rwy08 方向	1	11/9	129.5	278.1	-0.7	63.8	(11.1)	(76)	83.1	82.7	81.5	80.6	-	図 3.2.1	
			2	11/10	117.8	234.3	-0.8	59.5	7.2	48	83.5	-	79.8	79.6	75.1		
E-26	上昇 100 kt 250 ft	Rwy26 方向	1	11/9	130.1	284.1	0.4	63.4	(11.0)	(76)	82.7	82.9	80.9	80.9	-	図 3.2.2	
			2	11/10	127.5	254.4	0.1	62.2	16.4	48	83.4	-	80.2	80.7	76.4		
			3	11/10	106.4	262.8	0.7	59.1	19.2	50	82.6	-	79.7	80.1	75.6		
F-08	降下 140 kt 250 ft	Rwy08 方向	1	11/9	125.9	226.3	-1.5	37.9	(11.4)	(75)	83.7	83.6	81.0	79.9	-	図 3.3.1	
			2	11/10	139.9	258.7	6.5	40.0	18.7	53	83.9	-	81.5	82.1	77.8		
F-26	降下 140 kt 250 ft	Rwy26 方向	1	11/9	123.6	221.2	1.1	37.4	(11.3)	(75)	83.5	83.6	81.1	79.7	-	図 3.3.2	
			2	11/10	131.9	257.9	-0.2	39.6	17.1	52	83.0	-	80.0	81.0	76.0		
G-NR	右旋回北側		1	11/9	95.7	324.2	11.6	38.4	(9.1)	(78)	79.2	80.0	77.6	77.2	-	図 3.4.1	
			2		99.2	310.4	15.5	35.9	(9.2)	(78)	79.0	77.7	76.0	75.7			
			3		103.6	211.9	13.7	39.8	4.2	(55)	82.7	-	80.3	79.9	74.2		
			4		102.4	240.9	14.3	39.8	4.3	(54)	81.5	-	77.6	76.7	71.8		
			5		103.3	223.6	13.4	39.5	4.6	(54)	81.9	-	79.1	79.5	73.3		
G-NL	旋回 100 kt 250 ft 15度バンク	左旋回北側	1	11/9	105.8	310.5	-13.2	36.9	(9.8)	(78)	80.1	79.6	77.4	77.3	図 3.4.2		
			2		102.1	248.7	-13.8	37.8	(9.9)	(78)	82.2	80.7	78.4	78.3			
			3		102.8	216.0	-17.2	39.6	4.3	(53)	82.8	-	78.4	76.4		72.8	
			4	11/14	105.7	223.9	-15.5	38.7	4.1	(53)	81.9	-	78.5	76.2		71.3	
			5		103.3	231.9	-18.2	39.6	4.2	(52)	82.0	-	77.8	76.6		71.7	
			6		107.7	249.7	-14.1	39.8	5.8	(50)	81.9	-	78.0	77.5		72.9	
			7		104.2	260.1	-15.9	40.8	5.9	(49)	81.4	-	77.4	76.9		72.6	
G-SR	右旋回南側		1	11/9	96.7	349.3	13.6	37.8	(9.4)	(78)	78.6	78.2	76.4	76.0	図 3.4.3		
			2		97.4	354.7	11.6	37.4	(9.5)	(78)	78.4	78.1	76.6	77.3			
			3		98.1	345.8	12.4	38.0	(9.5)	(78)	78.8	78.6	77.8	77.4			
G-SL	左旋回南側		1	11/9	107.7	282.7	-23.3	35.7	(10.0)	(78)	80.6	81.4	78.8	78.7	図 3.4.4		
			2		105.7	263.5	-17.2	38.5	(10.1)	(78)	81.9	81.9	79.7	79.5			
H-NR	右旋回北側		1	11/9	99.7	368.2	24.6	38.9	(9.2)	(78)	77.6	76.8	75.6	75.8	図 3.4.5		
			2		100.1	350.6	22.5	39.0	(9.2)	(78)	79.3	78.8	76.6	76.1			
			3		×	257.4	29.9	×	4.1	(59)	81.5	-	79.2	78.7		73.7	
			4	11/14	101.9	265.0	23.9	40.8	3.9	(58)	75.2	-	70.3	68.3		65.1	
			5		106.9	208.6	25.6	38.6	3.9	(58)	83.3	-	80.9	80.1		72.2	
			6		102.0	246.1	25.3	39.5	4.1	(58)	81.8	-	81.3	79.5		73.4	
			7		103.3	218.1	29.5	39.3	3.9	(57)	82.1	-	79.5	76.6		69.9	
H-NL	旋回飛行 100 kt 250 ft 30度バンク	左旋回北側	1	11/9	99.6	378.5	-21.1	40.5	(9.9)	(78)	78.6	76.3	74.5	75.3	図 3.4.6		
			2		104.7	382.4	-24.5	40.8	(9.9)	(78)	77.7	76.3	75.0	75.5			
			3		104.2	242.8	-25.8	38.8	4.4	(57)	81.9	-	78.7	77.3		72.7	
			4	11/14	98.5	244.9	-25.9	39.8	4.6	(56)	81.8	-	79.2	78.4		73.5	
			5		100.4	208.9	-27.6	39.9	5.1	(56)	83.1	-	79.5	77.4		71.0	
			6		98.3	220.8	-15.4	39.6	5.2	(56)	82.2	-	82.3	79.8		75.4	
			7		101.4	214.3	-29.9	38.4	4.1	(55)	82.8	-	79.6	77.7		71.9	
H-SR	右旋回南側		1	11/9	100.0	420.6	22.6	41.8	(9.6)	(78)	76.9	76.8	76.0	76.1	図 3.4.7		
			2		100.1	400.4	11.9	37.7	(9.6)	(78)	77.0	77.0	75.4	75.5			
H-SL	左旋回南側		1	11/9	111.5	295.0	-27.6	40.7	(10.1)	(78)	81.2	81.6	78.8	78.6	図 3.4.8		
			2		106.0	295.5	-29.7	40.9	(10.2)	(78)	80.3	80.7	79.1	78.9			

( ) 内の値は気象観測所のデータ、「-」は計測対象ではないことを示す

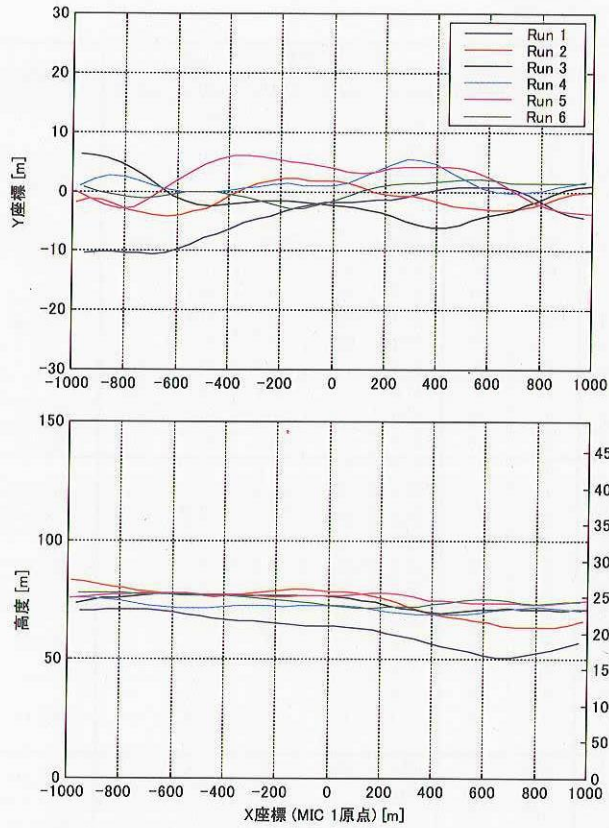


図 3.1.1 ケース A-08 (飛行方向は +X から -X)

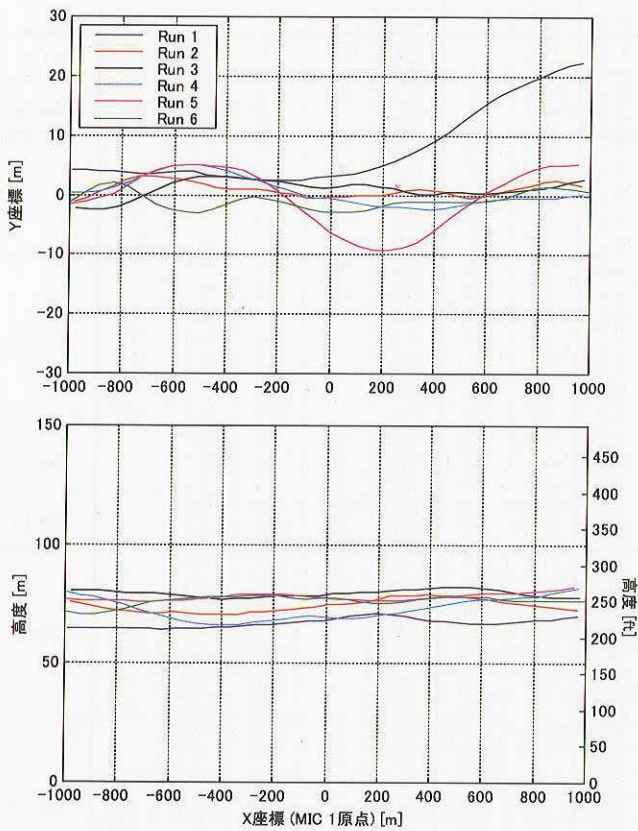


図 3.1.2 ケース A-26 (飛行方向は -X から +X)



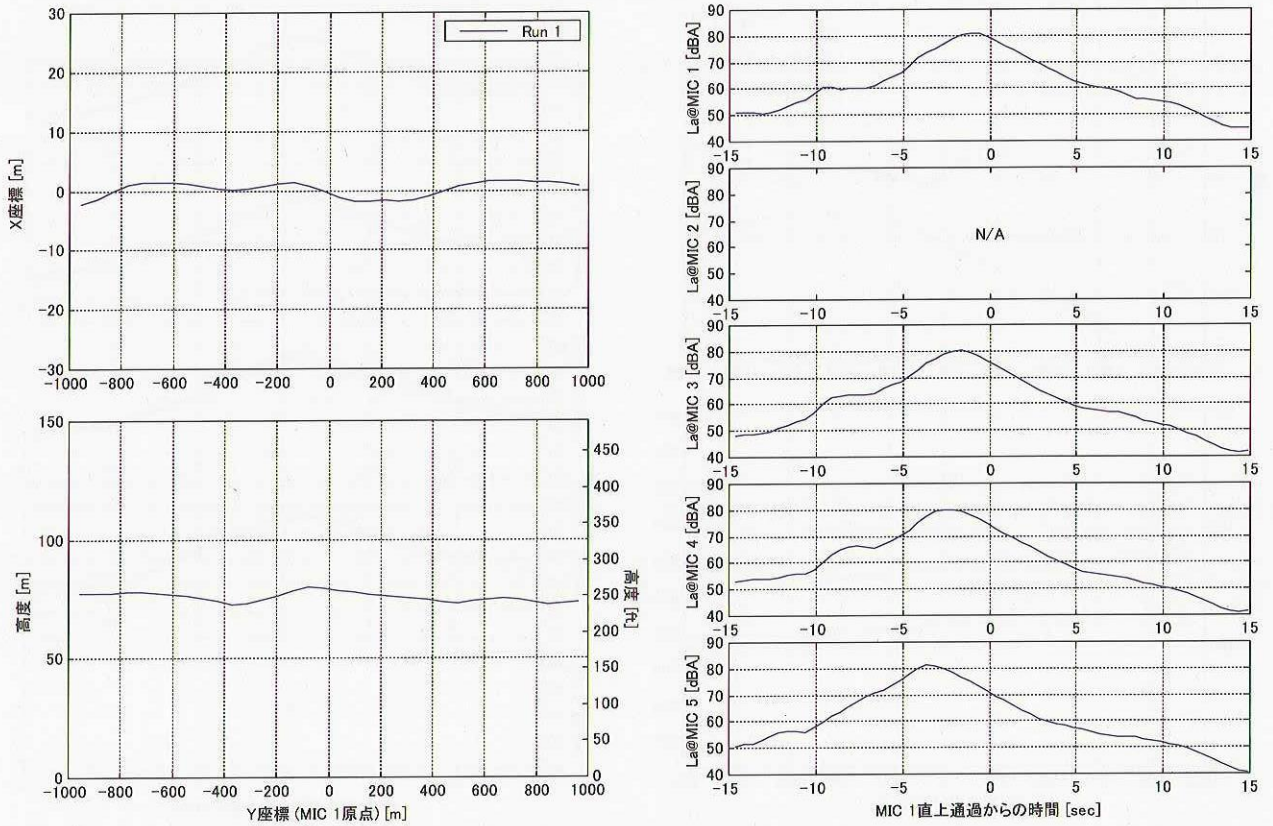


図 3.1.3 ケース A-17 (飛行方向は-Y から +Y)

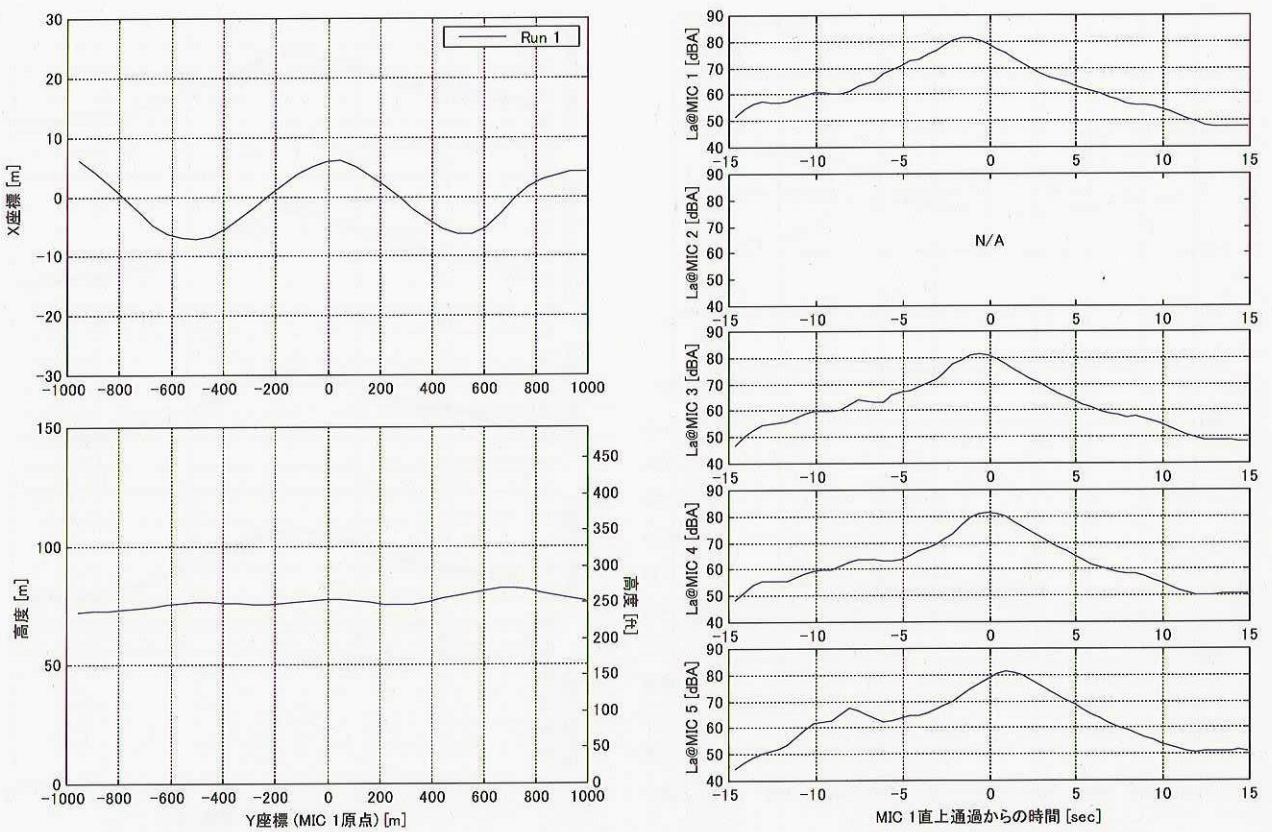


図 3.1.4 ケース A-35 (飛行方向は +Y から -Y)



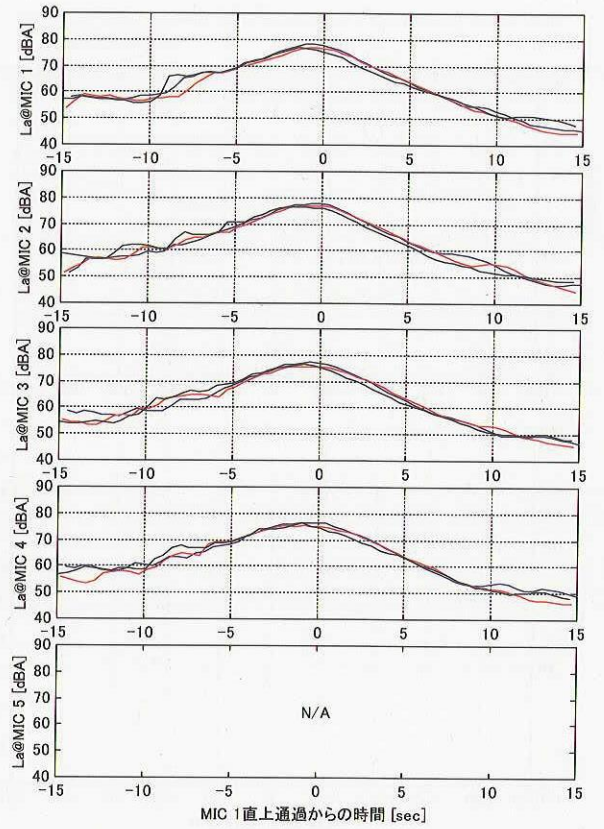
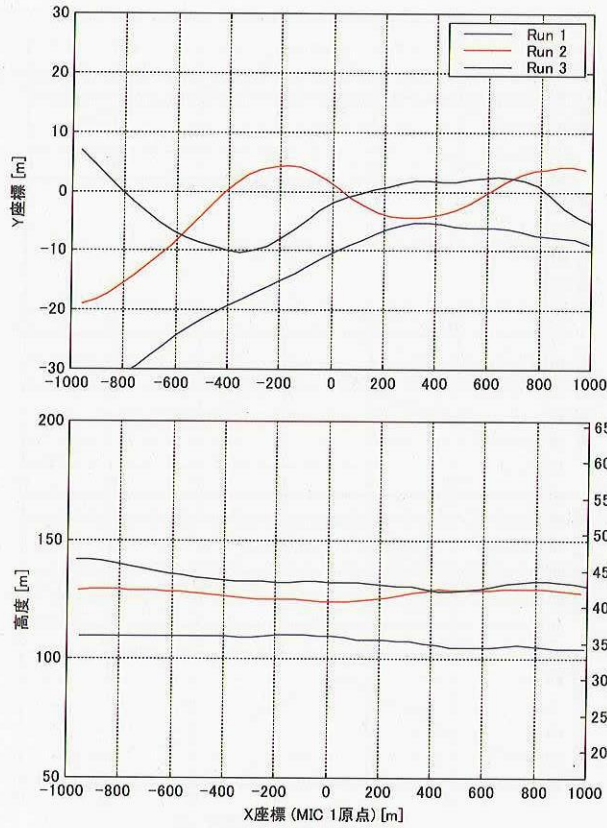


図 3.1.5 ケース B-08 (飛行方向は +X から -X)

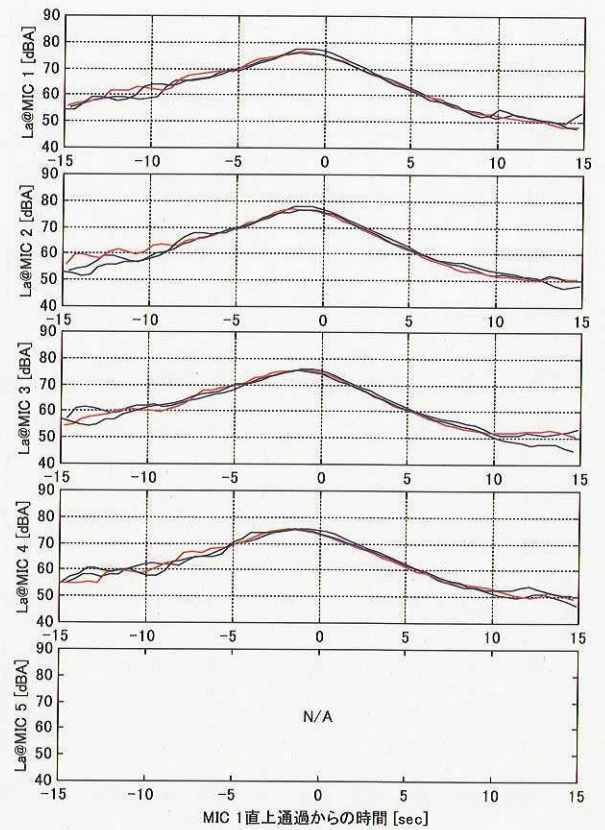
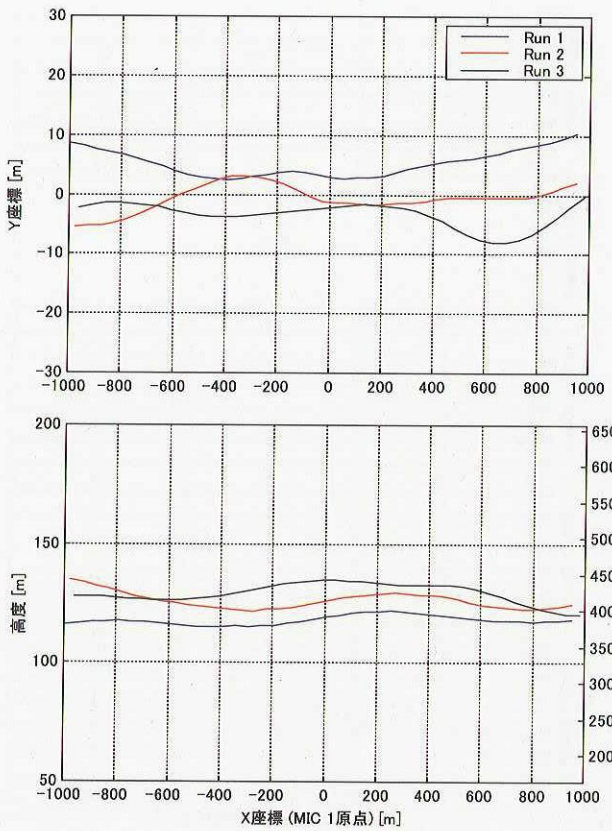


図 3.1.6 ケース B-26 (飛行方向は -X から +X)



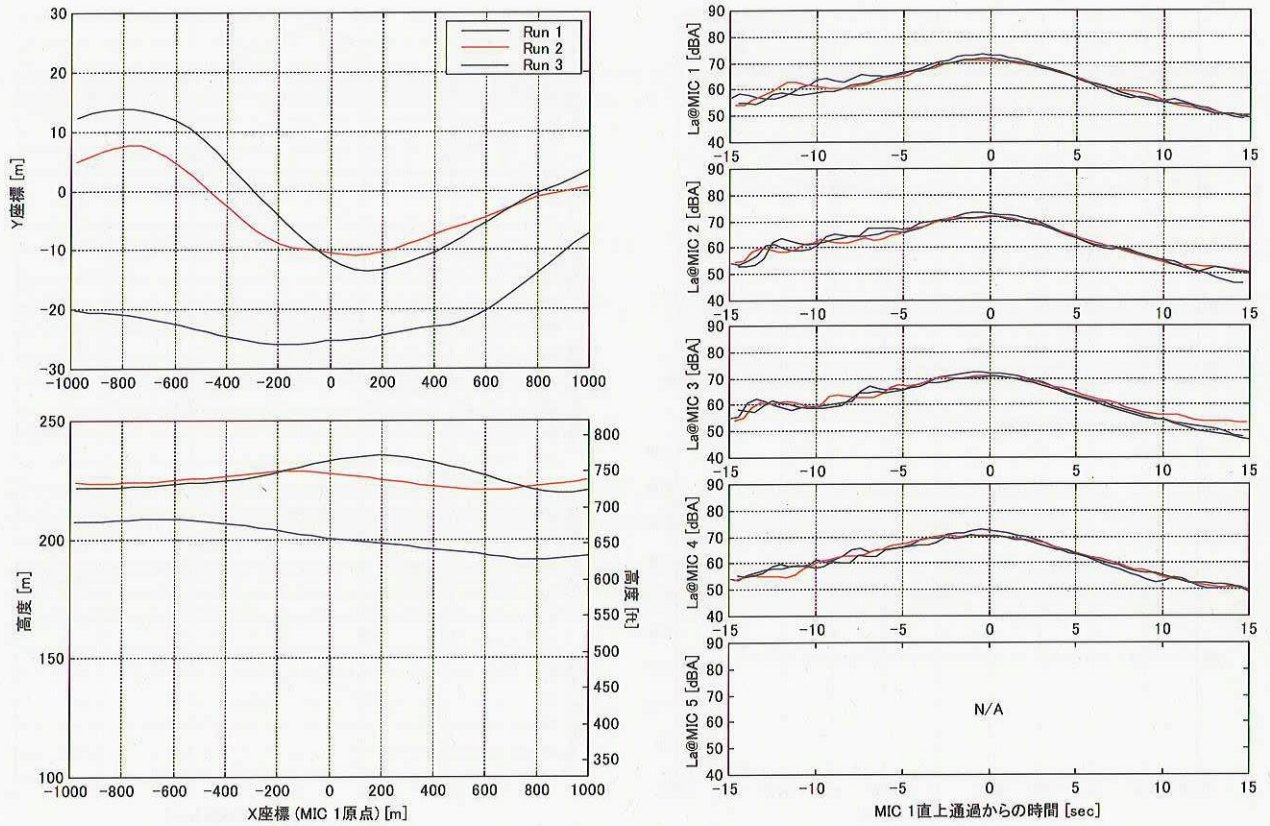


図 3.1.7 ケース C-08 (飛行方向は +X から -X)

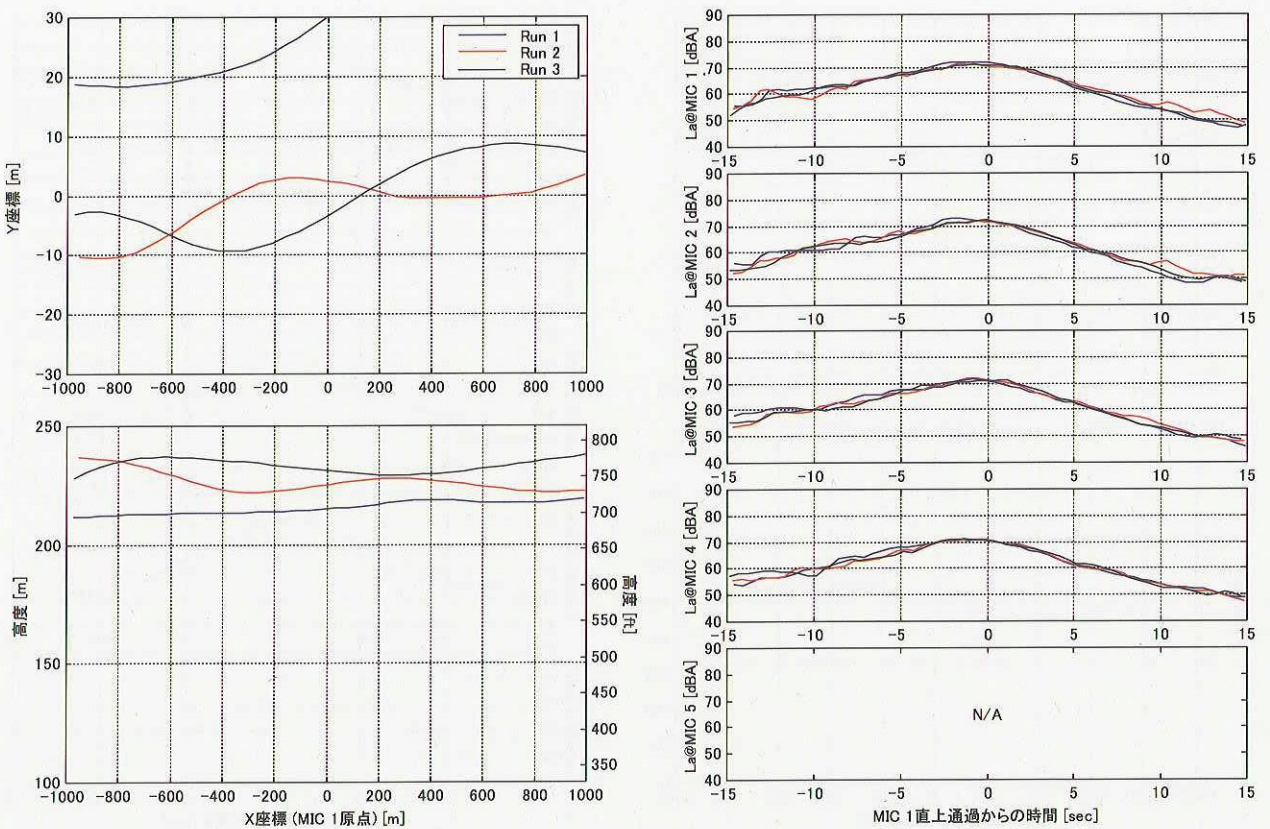


図 3.1.8 ケース C-26 (飛行方向は -X から +X)



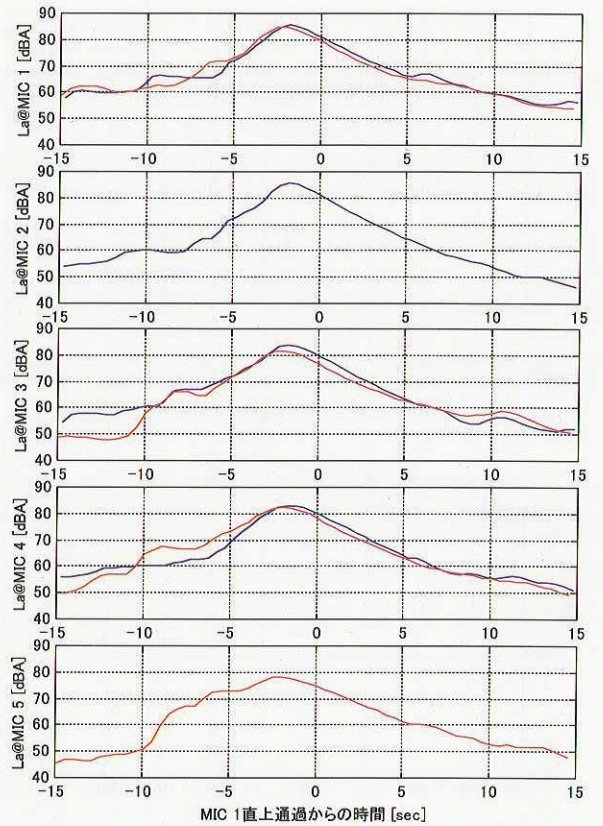
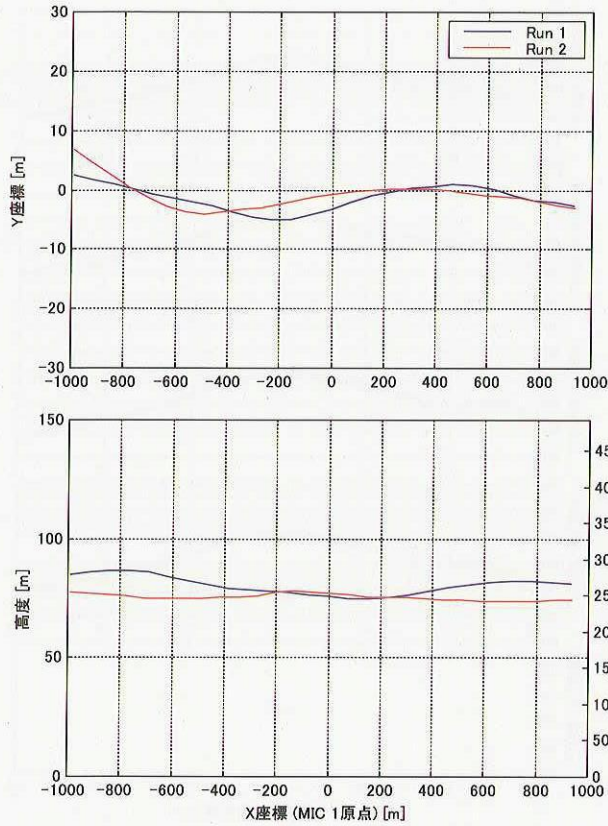


図 3.1.9 ケース D-08 (飛行方向は +X から -X)

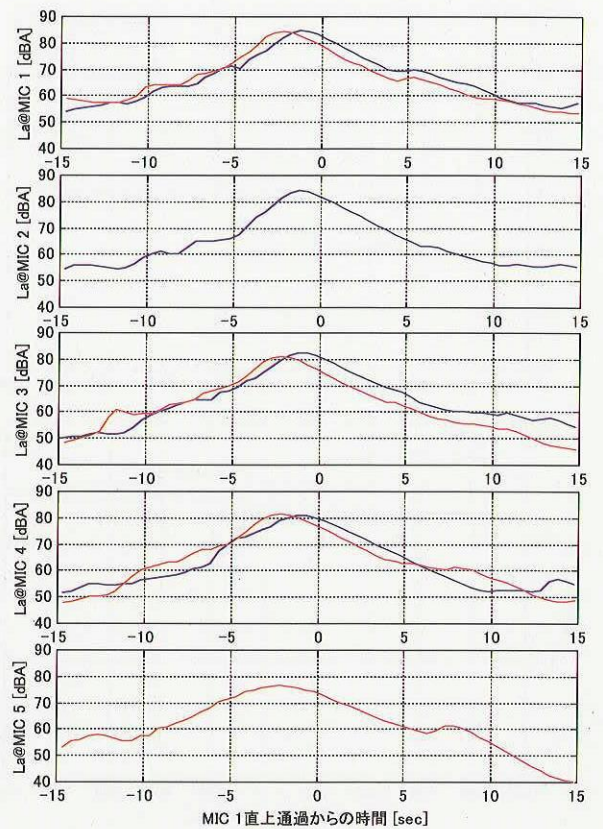
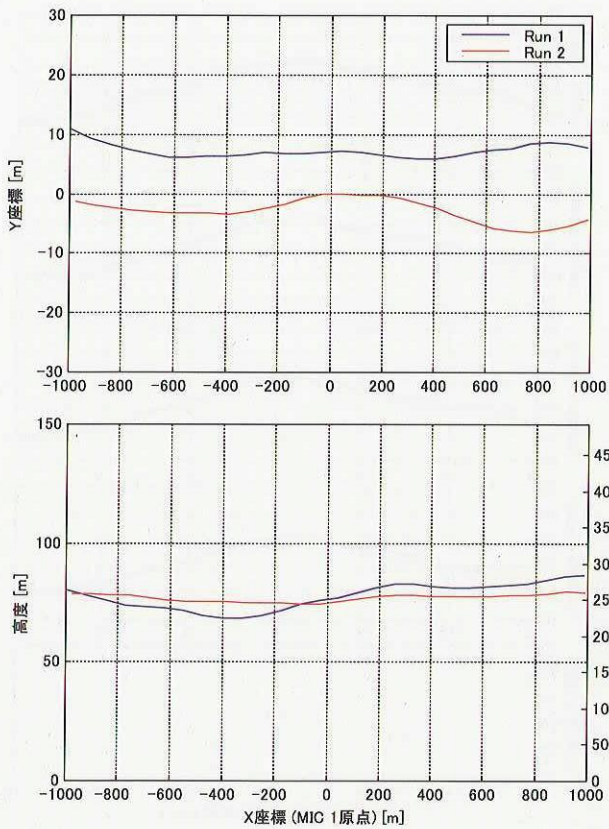


図 3.1.10 ケース D-26 (飛行方向は -X から +X)



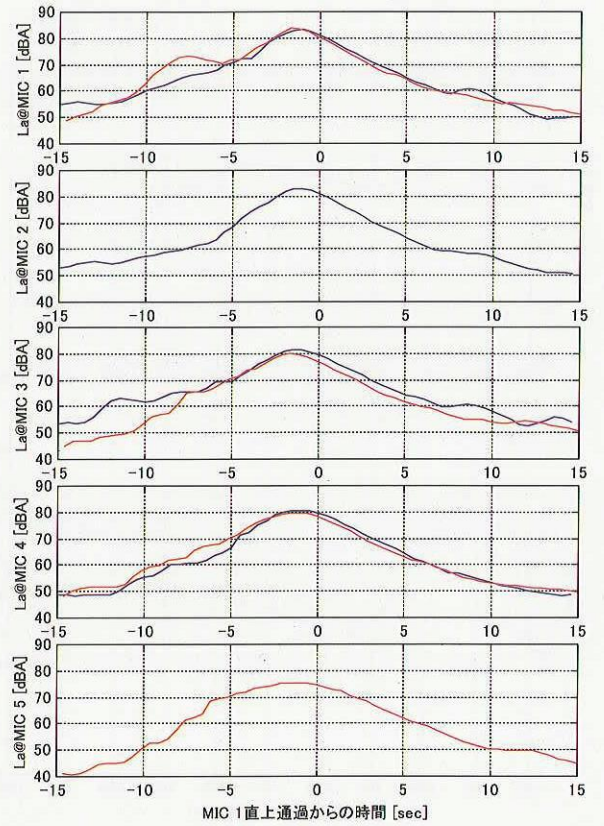
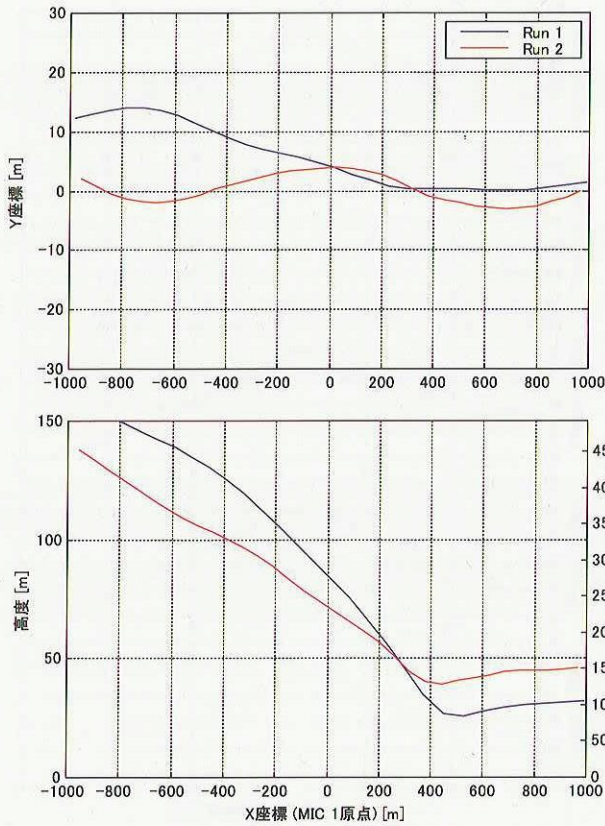


図 3.2.1 ケース E-08 (飛行方向は +X から -X)

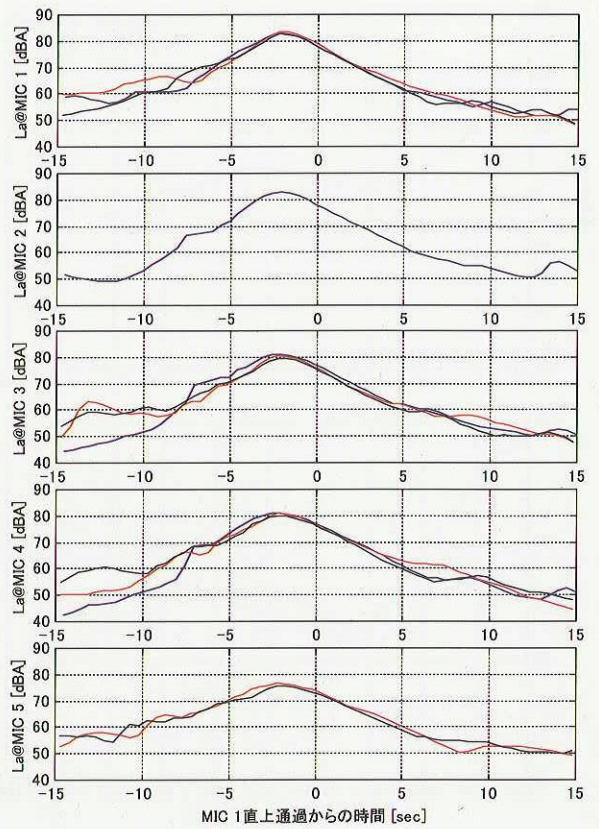
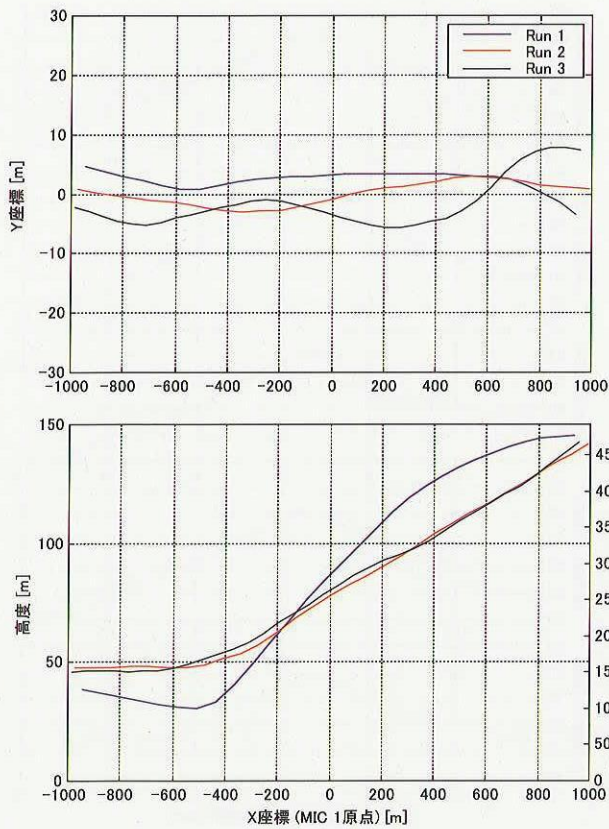


図 3.2.2 ケース E-26 (飛行方向は -X から +X)



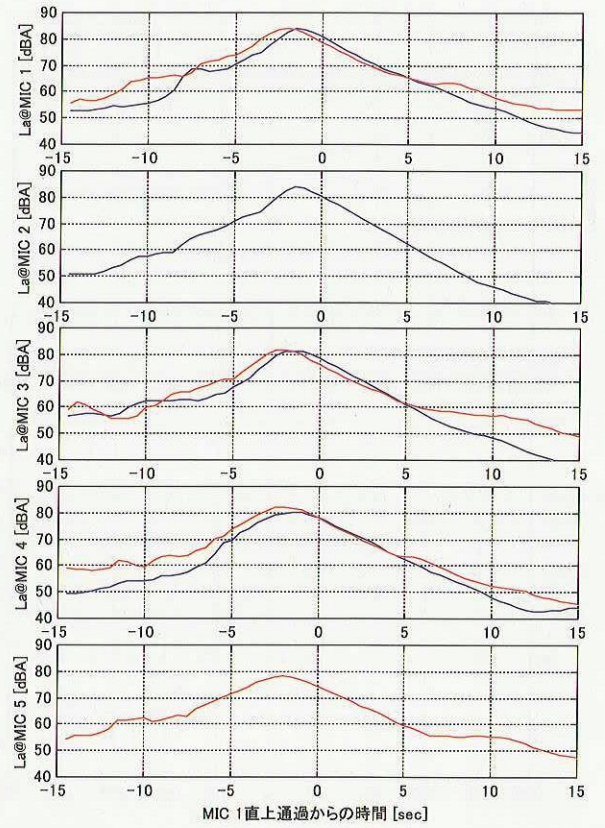
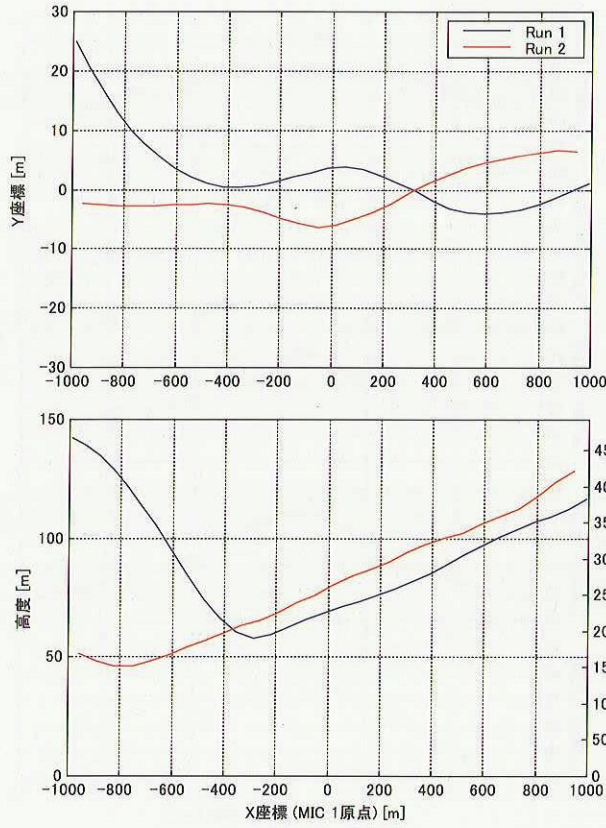


図 3.3.1 ケース F-08 (飛行方向は +X から -X)

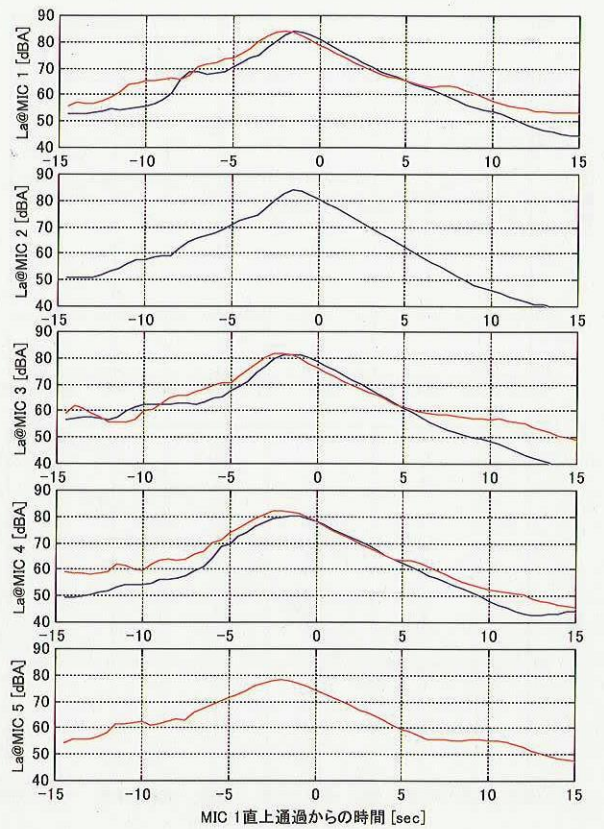
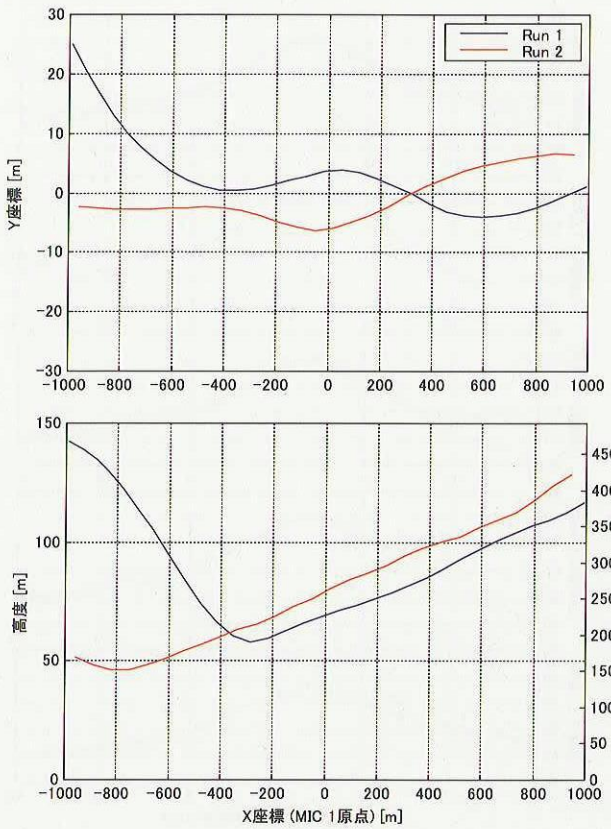


図 3.3.2 ケース F-26 (飛行方向は -X から +X)



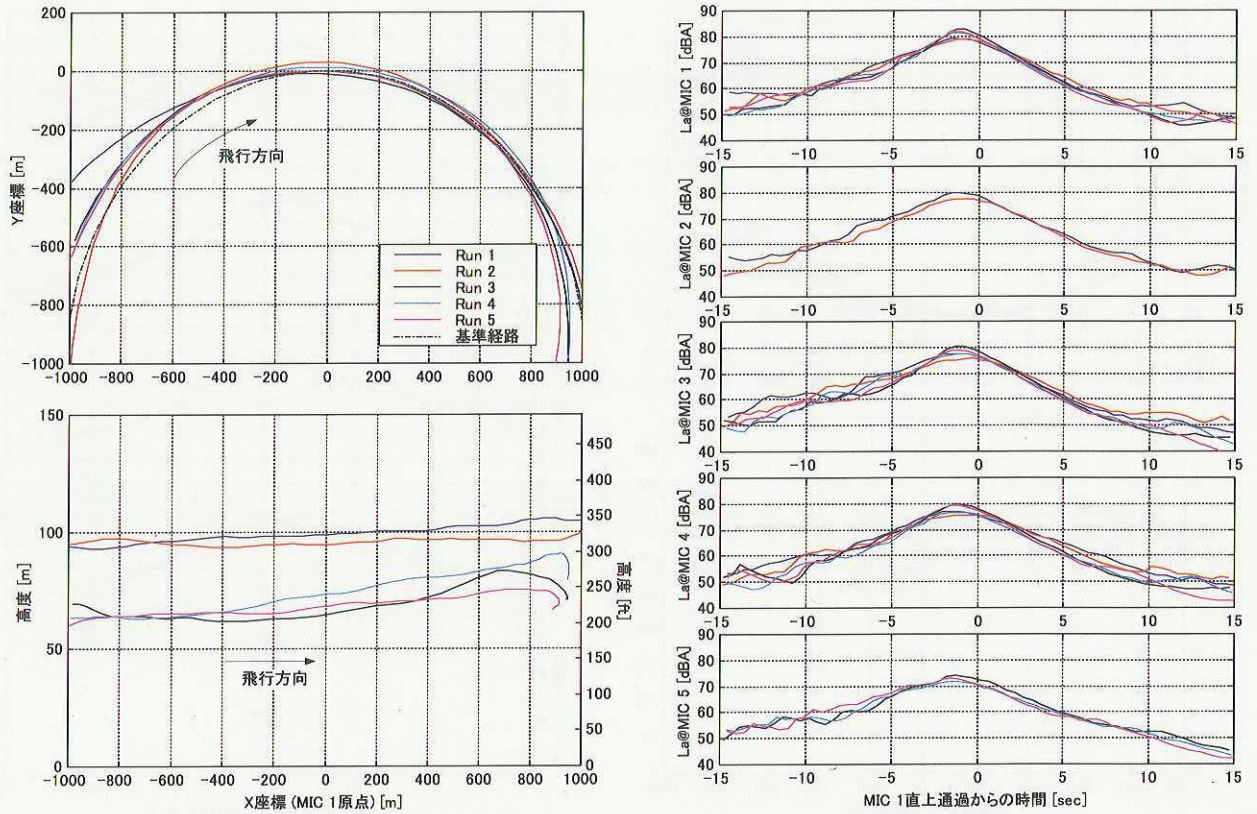


図 3.4.1 ケース G-NR (右旋回)

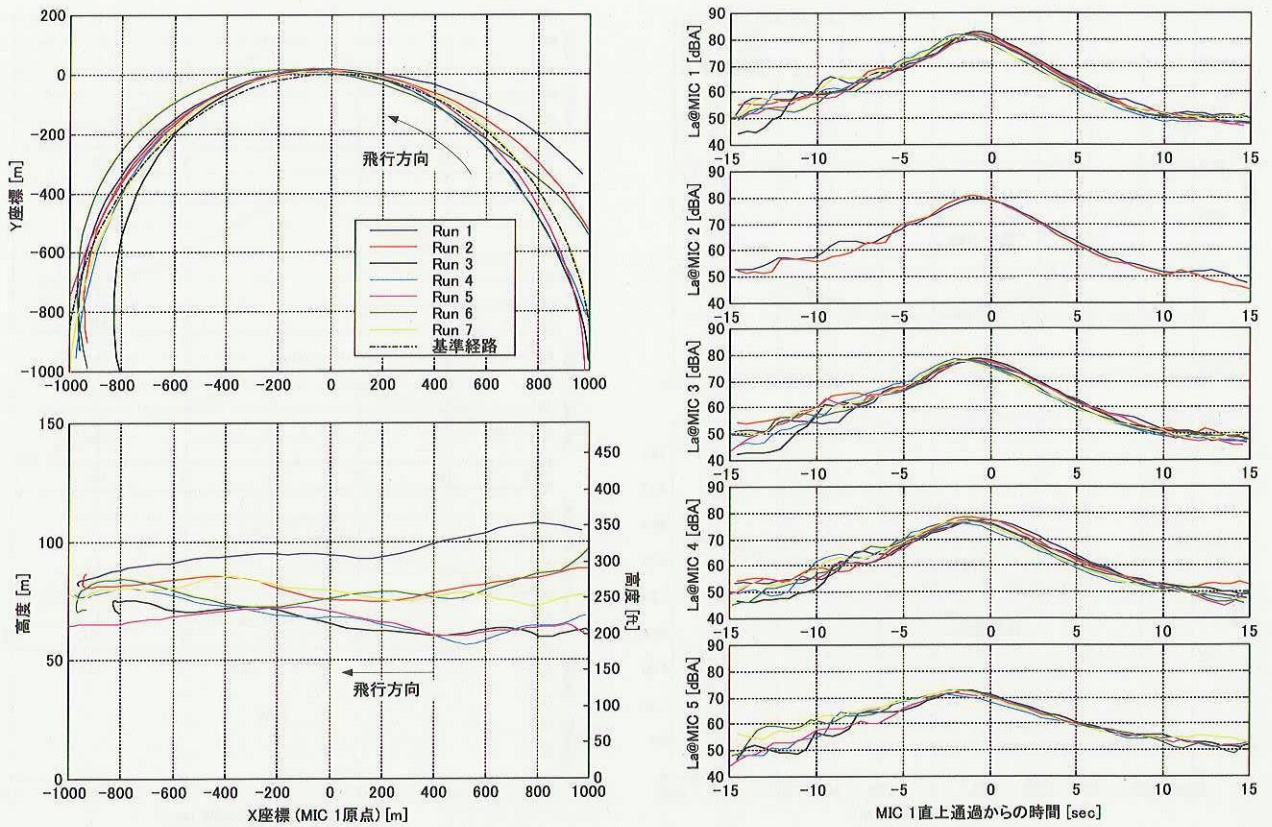


図 3.4.2 ケース G-NL (左旋回)



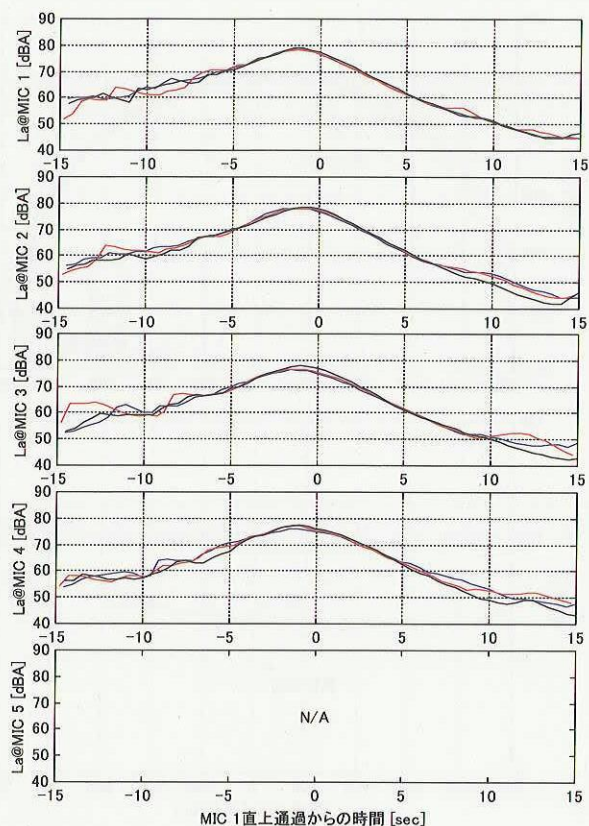
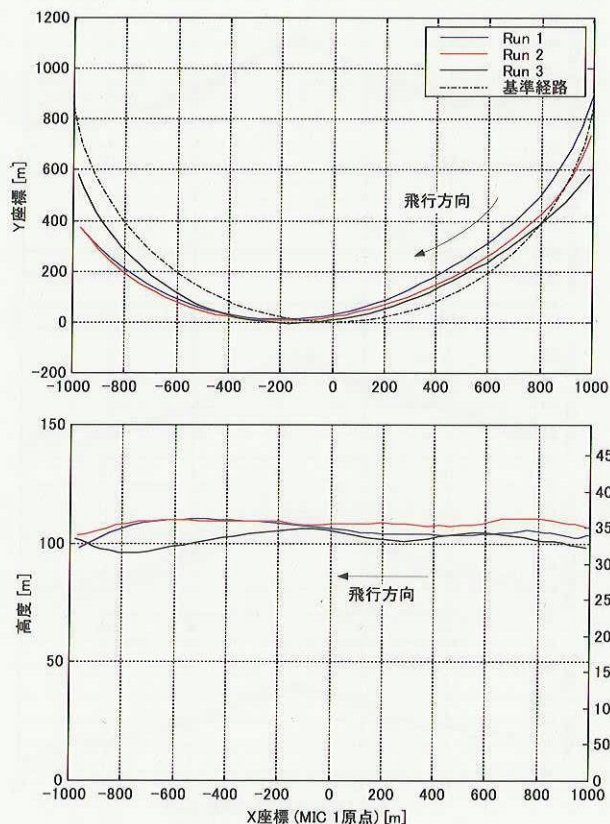


図 3.4.3 ケース G-SR (右旋回)

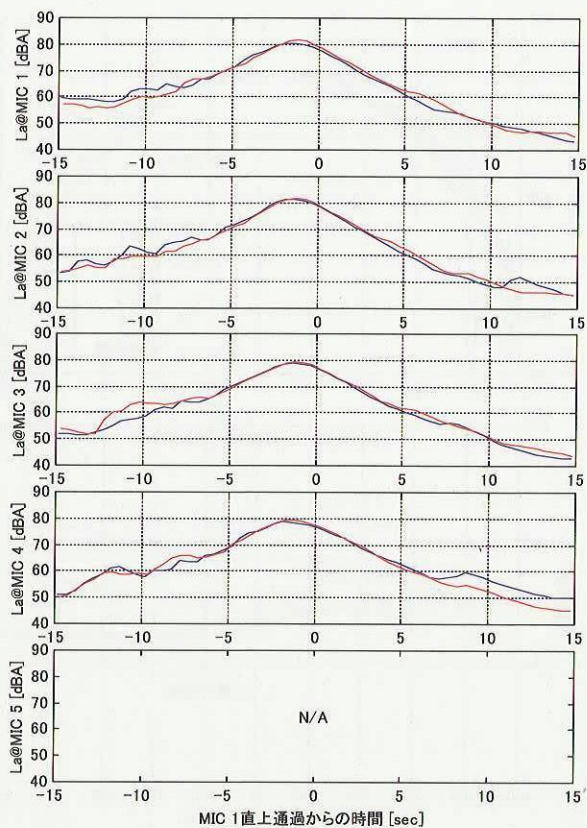
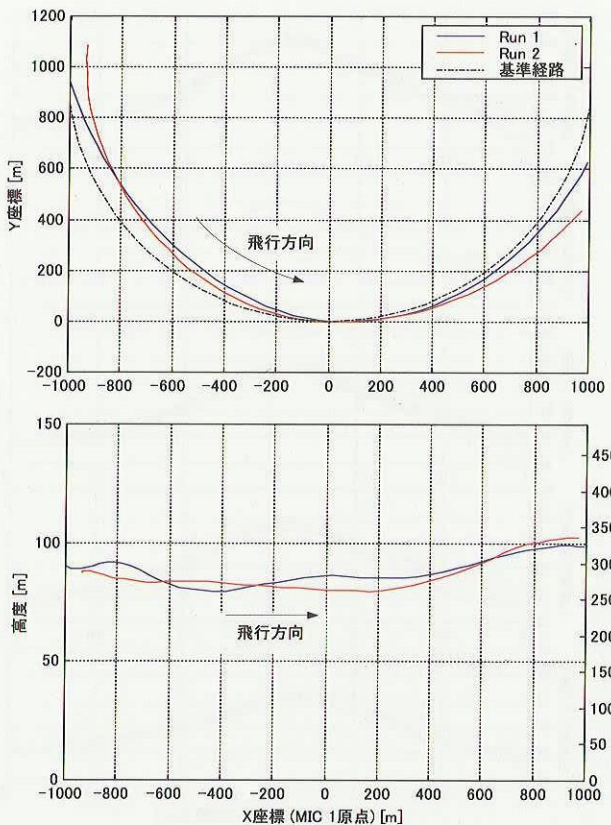


図 3.4.4 ケース G-SL (左旋回)



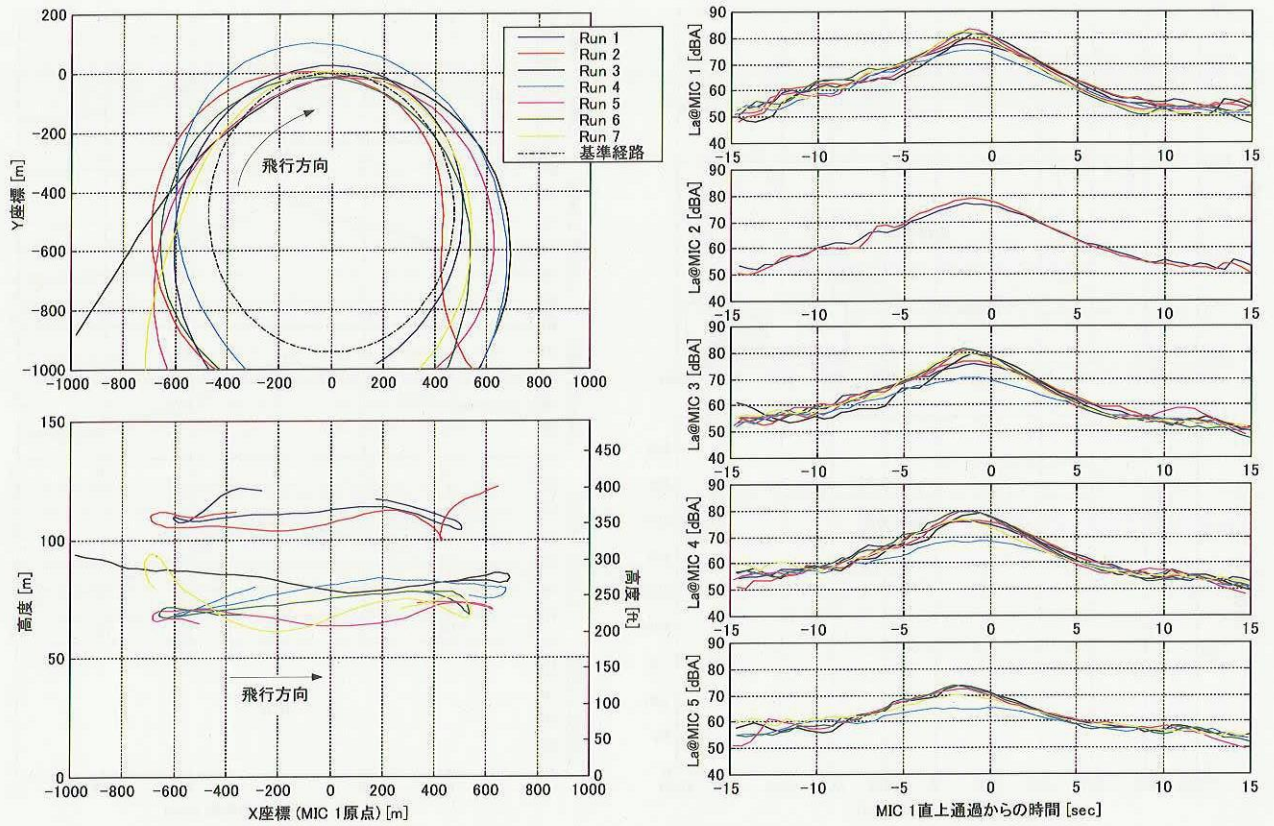


図 3.4.5 ケース H-NR (右旋回)

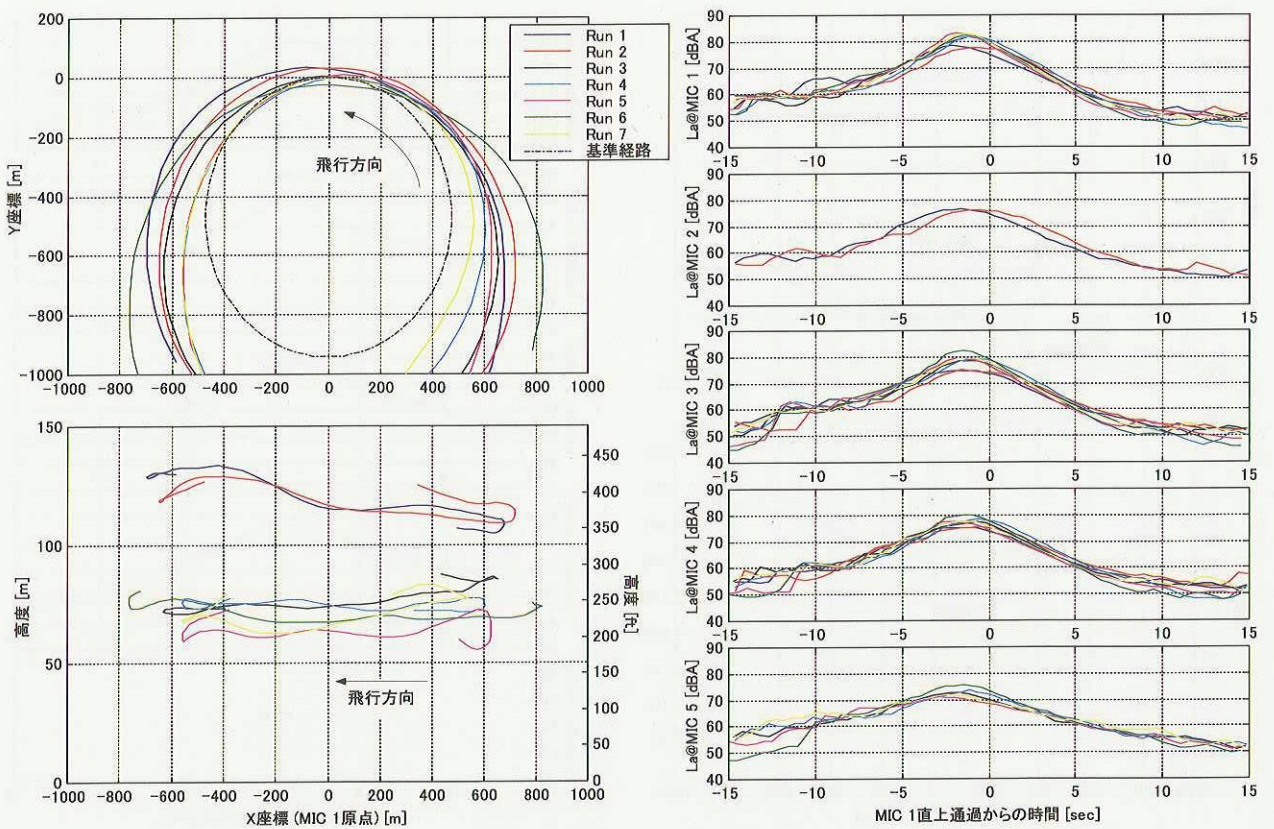


図 3.4.6 ケース H-NL (左旋回)



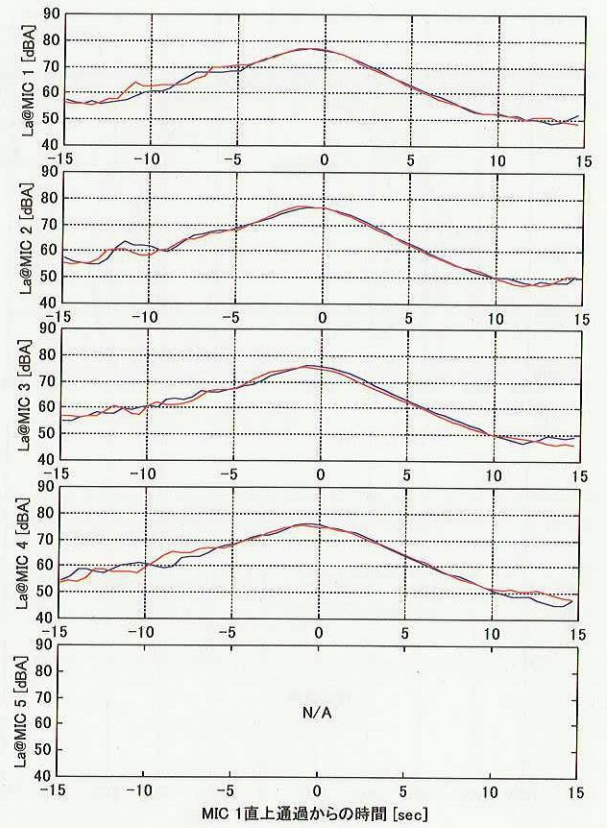
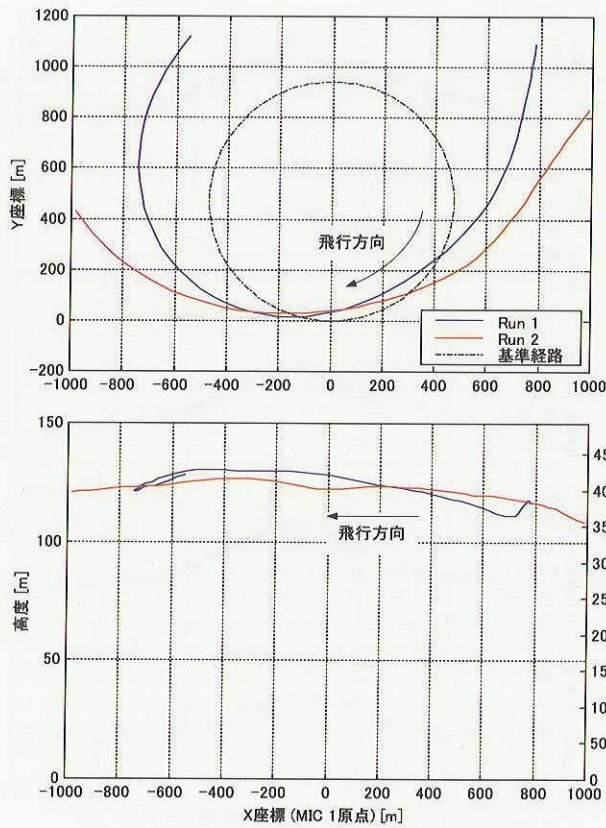


図 3.4.7 ケース H-SR (右旋回)

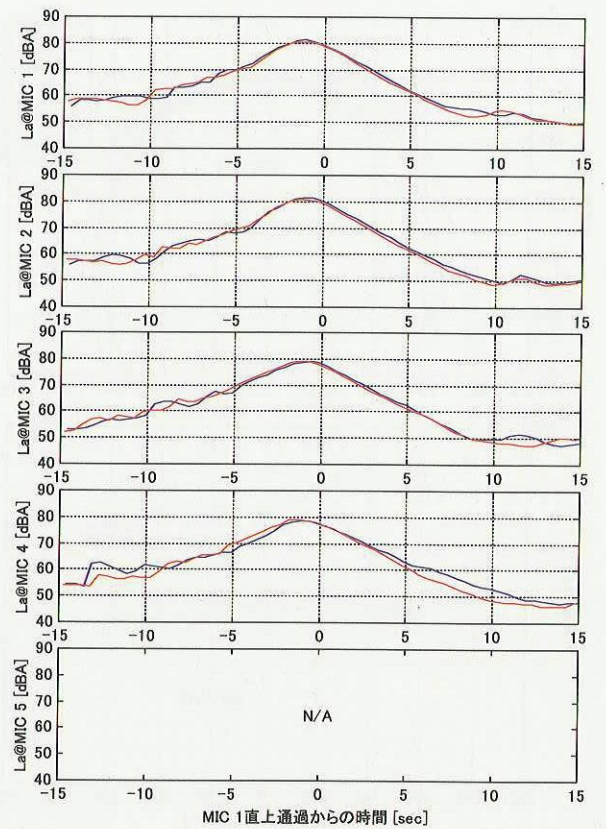
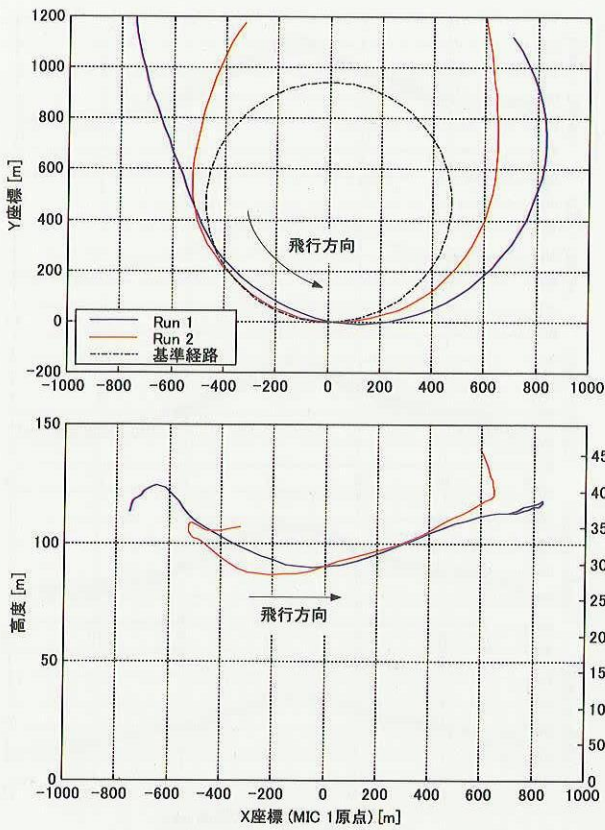


図 3.4.8 ケース H-SL (左旋回)



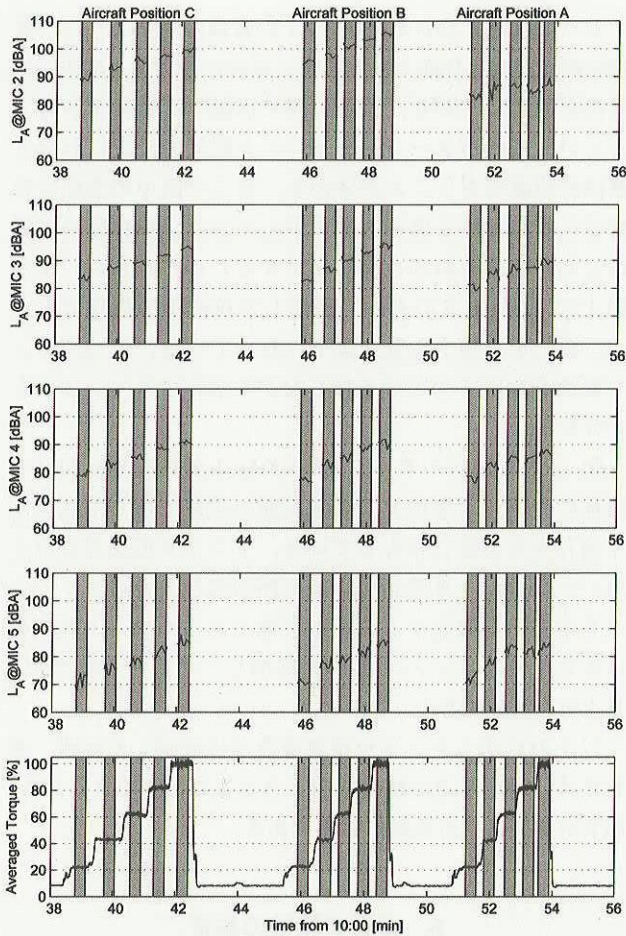


図 3.5.1 地上試験における A 特性騒音レベルとエンジン・トルクの時歴

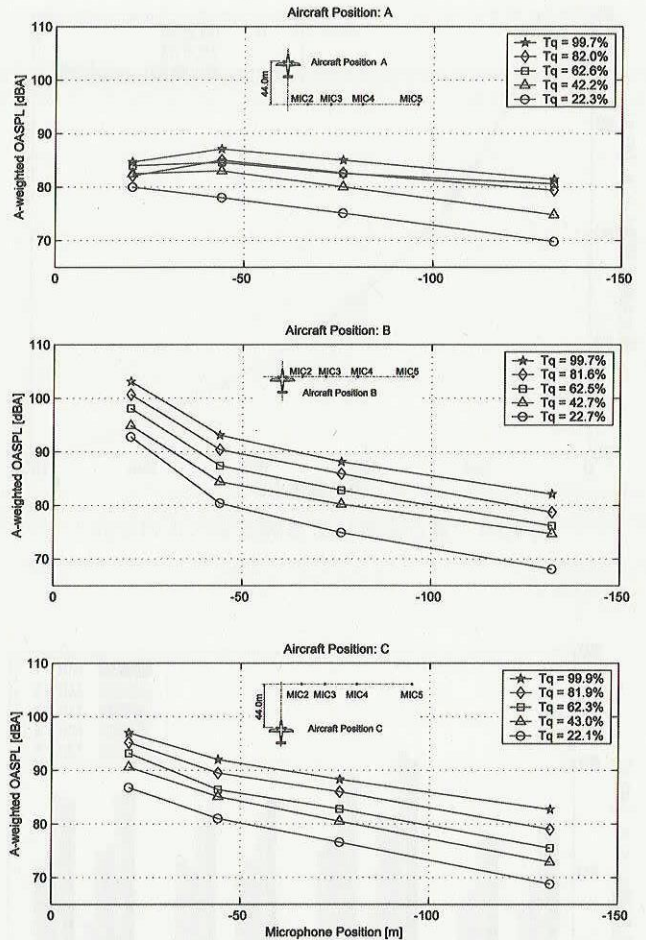


図 3.5.2 地上試験における A 特性騒音レベルの平均値

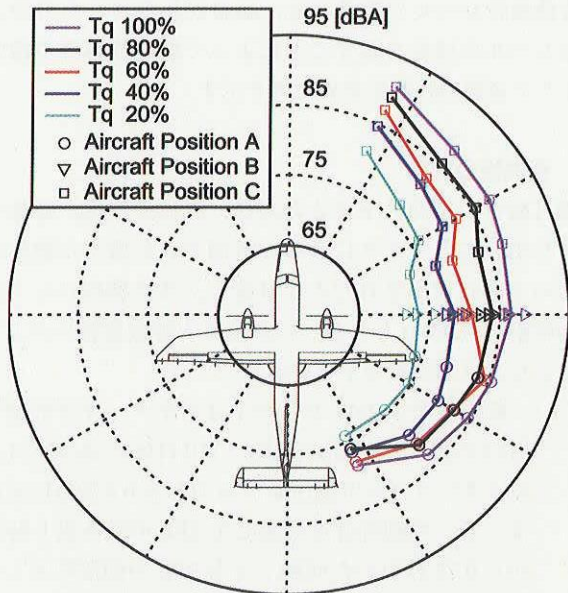


図 3.5.3 地上試験から推定した指向性

#### 4. 実験結果に対する考察

##### 4.1 飛行条件による比較

###### 高度による比較

図 4.1.1 に飛行高度による MIC 1 における最大 A 特性騒音レベルの比較を示す。図中の実線はケース A の騒音レベルの平均値 (81.5 dBA) からの逆 2 乗則による距離減衰を示しており、各高度における最大 A 特性騒音レベルと良く一致している。

###### 速度による比較

図 4.1.2 に飛行パターン A, D, E, F について、各マイク位置で得られた最大 A 特性騒音レベルの平均値を示す。エンジン・トルクが約 40 % の場合、ケース A (100 kt 水平飛行) よりケース F (140 kt 降下飛行) の方が 2 dBA 大きな騒音が計測された。またエンジン・トルクが 60 % の場合、ケース E (100 kt 上昇飛行) よりケース D (140 kt 水平飛行) の方が 1.7 dBA 大きな騒音が計測された。

###### エンジン・トルクによる比較

図 4.1.2 において速度が等しいケース A と E、および F



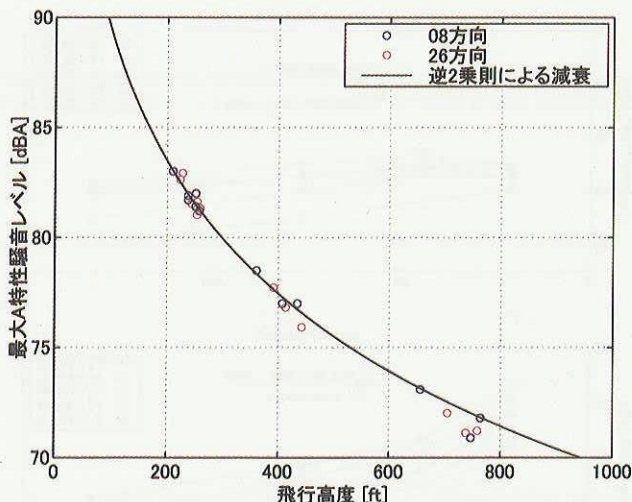


図 4.1.1 飛行高度による騒音レベルの比較

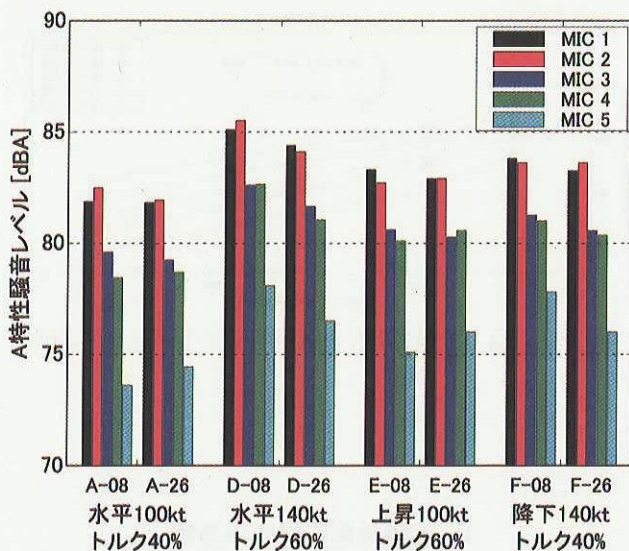


図 4.1.2 飛行条件による騒音レベルの比較

と D の MIC 1 における最大 A 特性騒音レベルを比較する。速度 100 kt ではケース A (エンジン・トルク 40%) よりケース E (エンジン・トルク 60%) の方が 1.6 dBA 大きな騒音が計測され、速度 140 kt ではケース F (エンジン・トルク 40%) よりケース D (エンジン・トルク 60%) の方が 1.3 dBA 大きな騒音であった。

#### 4.2 騒音計測実験におけるトンネル型誘導表示の有用性

本実験では、機体とマイクの相対位置および機体姿勢が設定した飛行条件に従うことが重要であり、本節では飛行条件追従におけるトンネル型誘導表示の有用性について考察する。

飛行パターン H は、MIC 1 の上空 250 ft をバンク角 30 度で通過すると、旋回の内側の翼端が MIC 5 の方向を指

すように設定している。図 4.2.1 の青線に示すように、翼端が指す方向と地面と交わる点の軌跡は MIC 5 (星印) の近傍を通過しており、翼端方向に伝搬する騒音を計測するという飛行パターンおよびマイク配置の設定における意図が達成できたことが分かる。ここで図中の破線は各機体位置における翼端方向を示しており、機体位置と翼端方向の軌跡の対応を明らかにするために示した。また図 4.2.2 は MIC 5 の点から撮影した旋回中の機体であるが、機体を真横から見たように写っている。この図からも翼端が MIC 5 の方向を指しながら飛行できていることが分かる。

図 4.2.3 に飛行パターン E (100 kt 上昇飛行) における機体計測データを示す。設定経路は破線で示した点で水平飛行から上昇に移行している。トンネル型誘導表示を用いた場合、上昇開始による経路の変化とそのタイミングを前もって確認することが可能であるため、上昇開始に先立ってエンジン・トルクを増加し、マイク上空では定常上昇を達成できた。

以上の点からトンネル型誘導表示は設定した経路、飛行条件に対する追従精度を向上させることができるため、騒音計測等の飛行試験に有用である。

## 5. 音源の特性の推定

前章までに、地上における騒音レベルを結果として示し、飛行条件による比較を行った。本章では、音源としての特性を推定するために、地上で計測した騒音の時系列データを機体から一定の距離 (300 ft とした) における A 特性騒音レベルに換算する。騒音が放射された方向と騒音レベルの関係を示すことによって航空機騒音の指向性として音源の特性を求めた例を示す。

### 5.1 指向性の計算

機外騒音の指向性を得るために、機体の位置、姿勢データを用いて、マイクによって計測された騒音が機体からどの方向に放出されたかを計算し、また機体から一定の基準距離 (300 ft とした) における A 特性騒音レベルを推算した。以下にその手順を示す。

- (i) 時定数を SLOW とした 1/3 オクターブ分析器を用いて中心周波数が 20 Hz ~ 10 kHz の 28 個の 1/3 オクターブバンド音圧レベル SPL を 0.5 秒毎に求める。ここで動特性を考慮して SPL の読み出し時刻から 0.75 秒引いた時刻  $\tau$  を各 SPL の観測時刻とする。また各時刻において全てのバンドにおける SPL が、暗騒音の各バンドにおける SPL より大きい場合のみ、以下の指向性の計算に供した。
- (ii) 滑走路座標系で表した時刻  $t$  における機体位置と



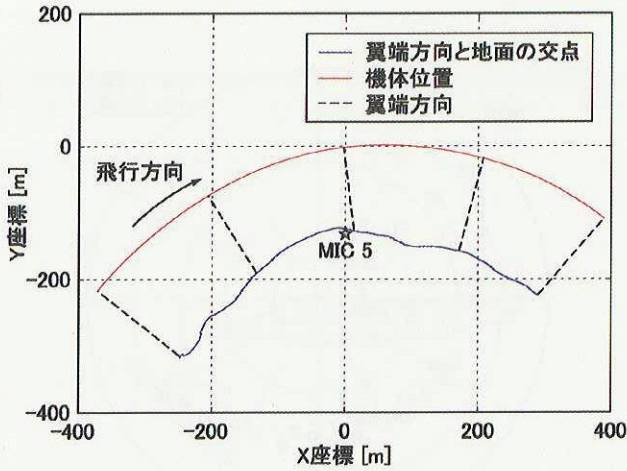


図 4.2.1 翼端方向と地面の交点の軌跡

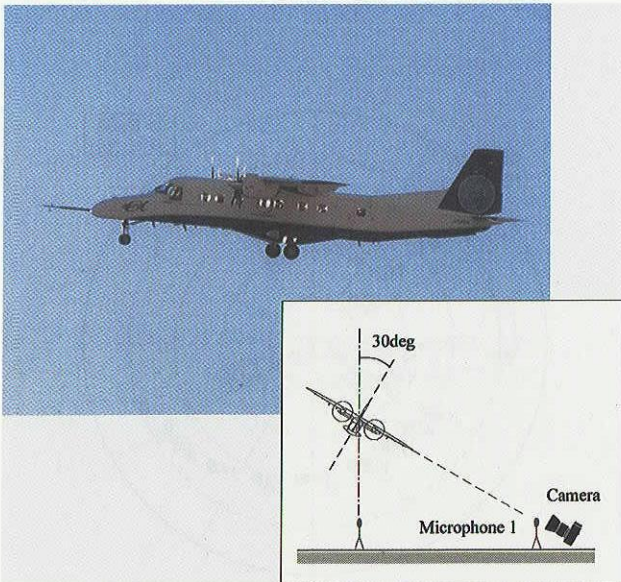


図 4.2.2 MIC 5 設置点から撮影した旋回中の MuPAL- $\alpha$

マイクの位置をそれぞれ  $\mathbf{X}$ ,  $\mathbf{X}_{MIC}$  とすると、機体に対するマイクの相対位置  $\mathbf{X}_r$  は次式で表される。

$$\mathbf{X}_r = \mathbf{X}_{MIC} - \mathbf{X} \quad (1)$$

騒音が発生してからマイクによって観測されるまでの時間  $\Delta t$  は音速を  $c$  として次式で表される。

$$\Delta t = |\mathbf{X}_r| / c \quad (2)$$

(iii) 風ベクトルを  $\mathbf{V}_w$  とすると、風があるときのマイクの相対位置は式 (1) を修正して次式を得る。

$$\mathbf{X}'_r = \mathbf{X}_{MIC} - \mathbf{X} + \mathbf{V}_w \cdot \Delta t \quad (3)$$

(iv) 式 (3) は滑走路座標系で表されているので、オイラー角を使った座標変換 (変換行列  $\mathbf{M}_{E2B}$ ) により機体軸で表したマイクの相対位置、すなわち騒音が伝播する方向  $\mathbf{X}'_{r,B}$  は次式で表される。

$$\mathbf{X}'_{r,B} = \mathbf{M}_{E2B} \mathbf{X}'_r \quad (4)$$

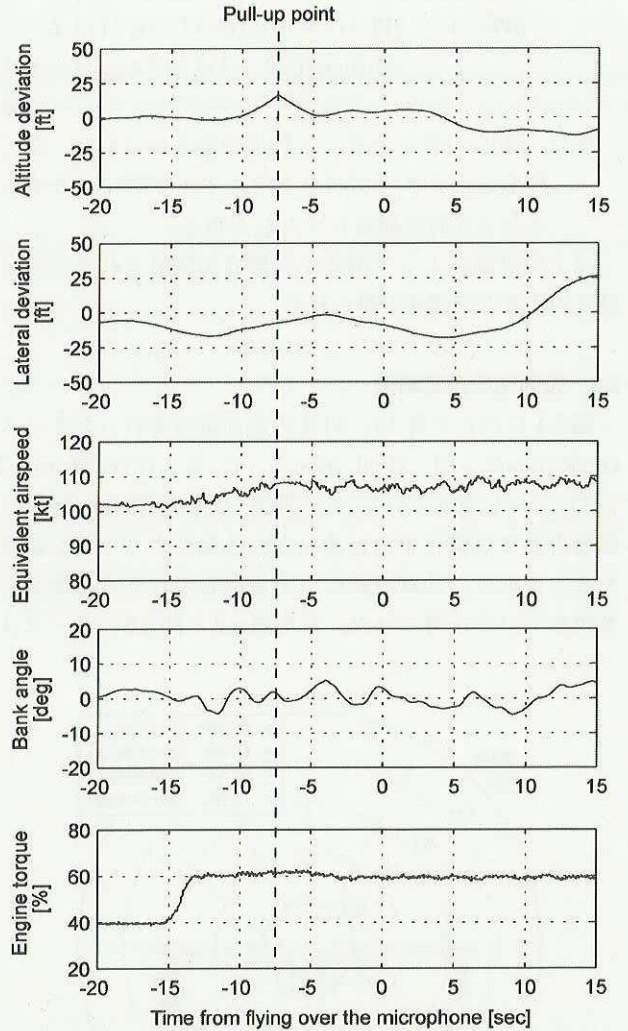


図 4.2.3 上昇 (ケース E) における飛行データ

- (v) 時刻  $\tau$  に観測された騒音が機体から放出された時刻  $t$  を  $\tau = t + \Delta t$  の関係を用いて線形補間によって求め、さらにその時刻における機体からみたマイクの相対位置を  $\mathbf{X}'_{r,B}$  を線形補間によって求める。また地表面による吸収などの影響を除くため、マイク位置から見た水平面からの機体位置の仰角が 20 度以上の場合のみ、指向性の計算に供した。
- (vi) ICAO の騒音適合証明 (文献 8) に規定された方法に従って計測時の気温、湿度における空気吸収率  $\alpha(i)$  [dB/100 m] と、基準の大気条件 (気温 25°C, 相対湿度 70%) における空気吸収率  $\alpha_0(i)$  [dB/100 m] を求める。ここで  $i$  は 1/3 オクターブバンドを示すインデックス番号である。
- (vii) 機体から基準距離  $L_r (= 300 \text{ ft})$  離れた点での 1/3 オクターブバンド音圧レベル  $\text{SPL}_r$  を、機体からの距離  $L (= |\mathbf{X}'_{r,B}|)$  における  $\text{SPL}$  から推算するには、逆 2 乗則と空気吸収による減衰を考慮する。

$$SPL_r(i) = SPL(i) + 0.01[\alpha(i) - \alpha_0(i)]L + 0.01\alpha_0(i)(L - L_r) + 20 \log_{10}(L - L_r) \quad (5)$$

(viii)  $SPL_r$ の各バンドにA特性の重み付けをし、全ての1/3オクターブバンドをエネルギー的に合計することでA特性騒音レベル $L_A$ を得る。

以上の計算によって機体から騒音が放射される方向と騒音の大きさの関係が得られる。

5.2 指向性の推定結果

図5.1にバンク角15, 30度の旋回飛行を行ったケースG-NR (Run 3~5), G-NL (Run 3~7) およびH-NR (Run 3~7), H-NL (Run 3~7) から推定した横の指向性を示す。翼端方向では機体下方に放出される騒音より小さな騒音となっており、曲線経路による低騒音飛行方式の開発に有用なデータが得られた。また図5.2~図5.5にケースA

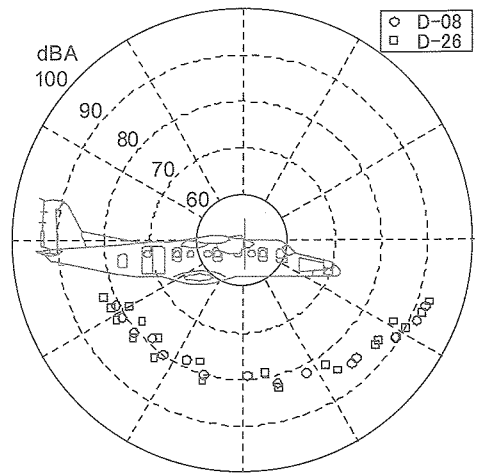


図5.3 ケースD (140 kt 水平飛行) から推定した縦の指向性

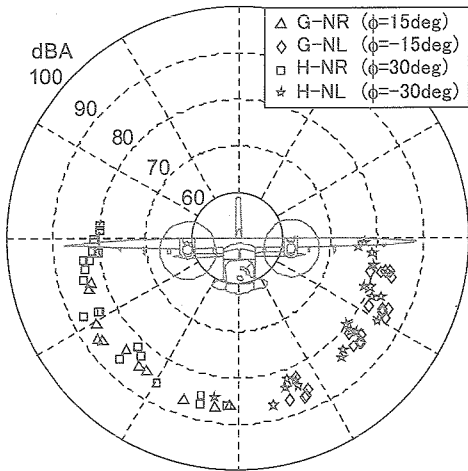


図5.1 100 kt 旋回飛行から推定した横の指向性

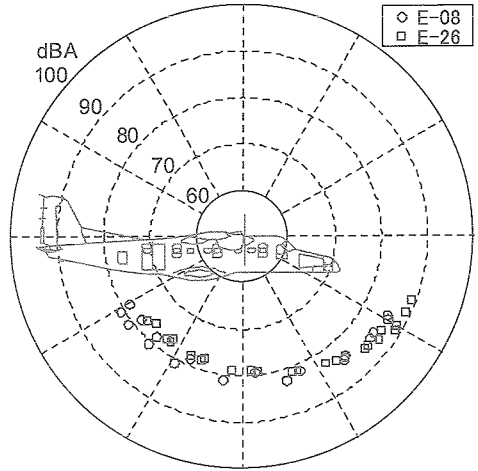


図5.4 ケースE (100 kt 上昇) から推定した縦の指向性

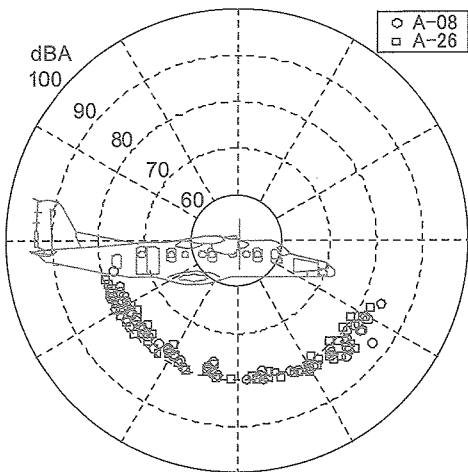


図5.2 ケースA (100 kt 水平飛行) から推定した縦の指向性

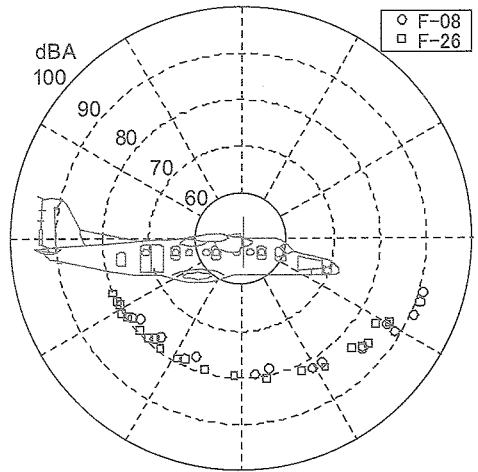


図5.5 ケースF (140 kt 降下) から推定した縦の指向性

(100 kt 水平飛行), D (140 kt 水平飛行), E (100 kt 上昇), F (140 kt 降下) から推定した縦の指向性を示す。機体下方の騒音レベルはケース間に差が見られないが、機体前下方では速度が速く、エンジン・トルクが大きいケースほど大きな騒音が放射されている。

## 6. まとめ

実験用航空機 MuPAL- $\alpha$  (飛行形態はプロペラ回転数 100 %, フラップ 5 度, 脚下げ) を用いて地上騒音計測のための飛行実験を実施し, 以下の結果を得た。

- ・速度, エンジン・トルクをパラメータとする水平・上昇・降下飛行の地上騒音を計測し, 速度およびエンジン・トルクによる騒音レベルの比較を行った。
- ・旋回飛行における騒音を計測することによって, 直線飛行では計測できない翼端方向に伝搬する騒音を地上マイクによって計測できた。
- ・MuPAL- $\alpha$  に搭載された計測システムで取得した機体位置, 姿勢および地上で計測した騒音データを用いて機体から発生する騒音の指向性を推定した。
- ・トンネル型誘導表示を用いることによって, 経路, 姿勢などの飛行条件を高精度に制御することが可能となり, 効率良く騒音計測飛行実験を実施できた。

本実験では多くのケースを実施し, 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を取得した。本稿では紙幅の関係から全てのデータを掲載していないが, 低騒音飛行の実現のために騒音データ, 機体データを広く活用・提供していく予定である。

## 参考文献

- 1) 石井寛一, 五味広美, 奥野善則, 「実験用ヘリコプタ MuPAL- $\varepsilon$  による地上騒音計測飛行実験」, JAXA-RR-04-036, 2005 年 3 月。
- 2) Gutin, L., “On the Sound Field of a Rotating Propeller,” NACA TM 1195, 1948.
- 3) Williams, J. E. F., and Hawkings, D. L., “Sound Generation by Turbulence and Surfaces in Arbitrary Motion,” Philos. Trans. Royal Soc. London, ser. A, vol. 264, no. 1151, May 8, 1969, pp. 321–342.
- 4) Fleming, G. G., Senzig, D. A., McCurdy, D. A., Roof, C. J., and Rapoza, A. S., “Engine Installation Effects of Four Civil Transport Airplanes: Wallops Flight Facility Study,” NASA TM-2003-212433, 2003.
- 5) MuPAL- $\alpha$  開発チーム, 「多目的実証実験機 MuPAL- $\alpha$  の開発」, NAL TM-747, 2000 年 1 月。
- 6) Nojima, T., Funabiki, K., and Iijima, T., “Flight Demonstration of a New Operational Concept Using TDMA Data Link System,” presented at 24 th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, August 2004.
- 7) 大樹町ホームページ  
(<http://www.town.taiki.hokkaido.jp/>)
- 8) International Civil Aviation Organization (ICAO); Environmental Protection, Annex 16, Vol. 1, Aircraft Noise, Third Edition, 1993.





宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA-RR-04-038

---

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