

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

実験用ヘリコプタMuPAL-ε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	1
2. 実験方法	2
2.1 地上の計測機器	2
2.2 MuPAL-ε 搭載の実験システム	3
2.3 実験場	4
2.4 マイク配置	5
2.5 飛行パターン	7
2.5.1 水平飛行	7
2.5.2 降下進入	7
2.5.3 離陸上昇	8
2.5.4 旋回飛行	9
2.5.5 ホバリング	9
2.5.6 減速水平飛行	9
2.5.7 操舵入力	9
3. データ処理法	10
4. 実験結果	10
4.1 水平飛行	10
4.2 降下進入	10
4.3 離陸上昇	22
4.4 旋回飛行	22
4.5 ホバリング	22
4.6 減速水平飛行	22
4.7 操舵入力	22
5. 考察	31
5.1 飛行条件による騒音レベルの比較	31
5.1.1 対気速度による比較	31
5.1.2 降下角による比較	31
5.1.3 ロータ回転数による比較	32
5.1.4 水平飛行と旋回飛行の比較	32
5.2 実験場による比較	32
6. 音源の特性の推定	33
7. まとめ	36
参考文献	36

実験用ヘリコプタ MuPAL-ε による 地上騒音計測飛行実験*

石井 寛一*¹ 五味 広美*¹ 奥野 善則*²

Flight Experiments for Ground Noise Measurement using MuPAL-ε Research Helicopter

Hirokazu ISHII*, Hiromi GOMI*¹, Yoshinori OKUNO*²

ABSTRACT

A series of flight experiments was conducted using the MuPAL-ε research helicopter and making ground-level noise measurements. The objective of the experiments was to obtain acoustic data that will contribute to the development and verification of models of helicopter noise. Level, descending, climbing and steady turning flights were flown at various airspeeds, descent angles and main rotor speeds. Tone-corrected perceived noise levels and effective perceived noise levels are calculated and presented in this paper. A sample calculation is performed to estimate the characteristics of helicopter noise at a constant distance, i.e. the attenuation of noise due to distance is eliminated and the noise level is calculated as a function of direction.

Keywords: noise, helicopter, flight experiment

概 要

宇宙航空研究開発機構が所有する実験用ヘリコプタ MuPAL-ε を用いて地上騒音計測のための飛行実験を実施した。本実験では低騒音飛行経路の設計において必要となる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地上騒音を計測した。速度、降下角、ロータ回転数、操舵入力等の飛行条件をパラメータとし、水平・上昇・降下・旋回飛行およびホバリング等を実施した。得られたデータから騒音レベルあるいは音圧スペクトルを求め、飛行条件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、機体から一定距離における騒音レベル方向と騒音レベルの関係を求め、ヘリコプタ騒音の音源としての特性を推定した。

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構（以下 JAXA とする）では、飛行経路下および離着陸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経路に関する研究（文献 1）を進めており、文献 2 では JAXA の実験用航空機 MuPAL-α（ドルニエ式 228-202 型機、固定翼機）を用いた騒音計測飛行実験を実施した。低騒音

* 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)



図 1.1 MuPAL-ε 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

飛行経路を設計するためには、地上の騒音被害を精度良く予測するための騒音モデル開発が不可欠である。ヘリコプタのメイン・ロータを音源とする騒音については、JAXAにおいてもCFD（Computational Fluid Dynamics, 数値流体力学）を適用した研究が進められている（文献3）。またCFD以外ではモデル化したブレード翼端渦を用いてブレード面上に誘起される速度を求め、BVI（Blade-Vortex Interaction, ブレード渦干渉）騒音の大きさや指向性を予測する手法がある（文献4）。一方ヘリコプタ全機の騒音は、機体を構成するロータ、エンジン、ギヤ・ボックス等の複雑な周波数特性、指向性の音源を含んでおり、かつそれらが飛行条件によって大きく変化するため、全機の騒音モデルの開発では純理論的な手法よりも実験データと理論モデルを組み合わせた手法が有効であると考えられる。

本実験は騒音モデルの開発と検証に資するデータを取得することを目的とし、多くの飛行パターンにおいて騒音計測を実施した。標準的な騒音計測方法としてICAO（International Civil Aviation Organization, 国際民間航空機関）の騒音適合証明（文献5）で規定されている水平飛行、6

度の降下進入、離陸上昇の3つのパターンで飛行するケース、さらに飛行速度や降下角をパラメータとして変更したケースを実施した。またヘリポート周辺への騒音被害のデータ取得という観点からホバリング時の騒音を計測した。本実験で用いた実験用ヘリコプタ MuPAL-ε（図 1.1）は、三菱重工式 MH 2000 A 型機を母機として JAXA が開発した機体で、計測システム、画像表示システム等の実験用システムを搭載している（文献6）。画像表示システムでは飛行経路を3次元的なトンネルとして表示するトンネル型誘導表示システムを使用し、マヌーバ時においても経路追従精度を向上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機器、実験場とマイク配置、飛行パターンについて述べ、3章で計測したデータの処理方法について述べる。4章では得られた計測結果を各飛行パターンについて示し、5章で飛行条件による騒音レベルの変化を検討する。6章では地上で計測したデータを用いてヘリコプタ騒音の特性を縦方向または横方向の指向性として推定する。

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

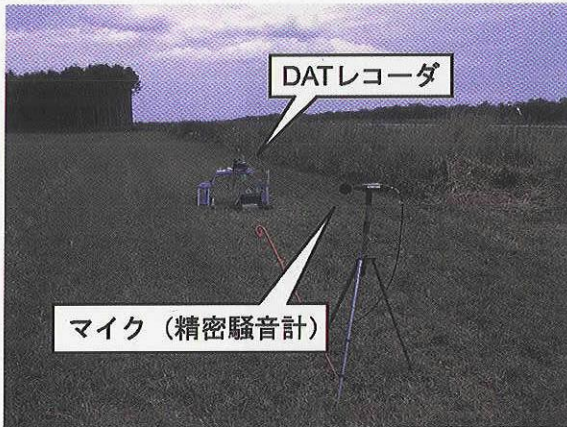
2.1 地上の計測機器

騒音計測機器

本実験では屋外での実験であることを考慮し、全てバッテリーで稼働できることを条件として表 2.1.1 に示す騒音計測機器を選定した。図 2.1.1 に示すように精密騒音計をマイクとして使用し、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が GPS 時刻を基準として記録されており、実験後にフライトデータと騒音データを正確に同期させるため、GPS（Global Positioning System）を用いたタイムコードジェネレータを DAT に接続し GPS 時刻も同時に記録した。なお記録に際してデータの最下位ビットに GPS 時刻を記録するという DAT レコーダの機能を使用したため、16 bit でアナログ/デジタ

表 2.1.1 騒音計測機器

機器	メーカー	型番
マイク（騒音計）	Brüel & Kjær	2236
DAT（4 ch）	ソニープレジジョン	PC 204 Ax
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-200 GPS
1/3 オクターブ分析器	Brüel & Kjær	PULSE（7700）



(a) 設置状況



(b) DAT レコーダとタイムコードジェネレータ

図 2.1.1 騒音計測機器の設置状況

ル変換された騒音データの上位 15 bit が記録されている。
気象観測機器

騒音は機体から発生してマイクで計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係数は温度、湿度等に依存するため、気象観測を行う必要がある。本実験では主に気象観測機器 (IRDAM 社製 WST 7000, 以下 IRDAM という) を使用して、風向、風速、気温、湿度、気圧を 1 秒毎に記録した。ICAO では気象観測機器を地上から高さ 10 m の点に設置することが定められているが、本実験では設置と撤去が容易な 3 m のポール (図 2.1.2) を用いて設置

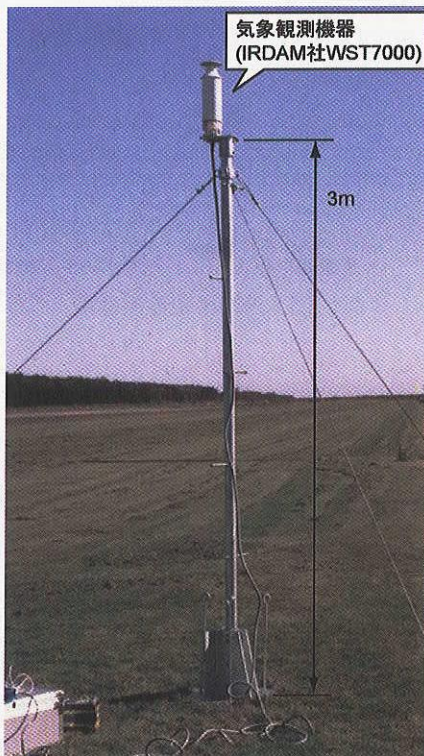


図 2.1.2 気象観測機器

した。なお実験場や機器の制約に応じて他の気象観測機器を用いた場合もある。

2.2 MuPAL-ε 搭載の実験システム

表 2.2.1 に MuPAL-ε の主要諸元を示す。以下に MuPAL-ε に標準装備された実験システムの中から本実験に用いたものについて述べる。

DGPS/INS 複合システム

騒音データの処理では正確な機体位置が必要であり、DGPS/INS 複合システムによる位置解を用いた。このシステムでは INS のドリフト誤差を DGPS で補正し、かつ INS による高レートの出力が得られる。このシステムの仕様精度は水平方向 1 m、垂直方向 2 m (文献 7) であり、データ出力のレートは 50 Hz である。

コックピット・ディスプレイ・システム

MuPAL-ε の計器板には、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なディスプレイが搭載されて

表 2.2.1 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
エンジン	双発 MG 5-110 2 × 876 shp
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
性能	
最大水平速度	140 kt
最良上昇率速度	70 kt



図 2.2.1 トンネル型表示

いる。図 2.2.1 に示すように本実験では設定した飛行経路を空間上の仮想的なトンネルとして 3 次元的に描画し、誘導するトンネル型誘導表示（文献 8）を使用した。本実験で実施したマイク上空を通過するように旋回を行うケースでは、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においても飛行経路、機体姿勢の設定値および追従精度をパイロットが確認しながら飛行することが可能となる。

2.3 実験場

本稿で述べる実験は以下の 3 箇所で行った。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（小数点以下第 1 位を四捨五入）の整数を用いて表される。以下ではその数字を用いて滑走路方位、飛行方位を Rwy26 などと表記する。以下に各実験場について述べる。

北海道大樹町多目的航空公園（以下、大樹）

大樹は暗騒音が小さく、周辺の農地を合わせると滑走路直交方向にも広い平地があるため、騒音計測試験に適した実験場である。大樹の滑走路座標系（ X_{Taiki} Y_{Taiki} Z_{Taiki} ）は、図 2.3.1 に示すように Rwy26 端を原点とする局所水平座標系とし、 X_{Taiki} 軸の正を Rwy26（真北から 253.2 度）方向に、 Z_{Taiki} 軸の正を鉛直上方にとり、右手直交系をなすように Y_{Taiki} 軸の正の方向を定めた。

メガフロート空港（以下、メガフロート）

メガフロートは横須賀沖に設置された超大型浮体式海洋構造物の実験用空港（文献 9、現在は既に撤去されている）である。メガフロート上のスペースの関係でマイク配置に制約を受けるが、メガフロートの周囲は海面で障害物が無く、また周辺の騒音環境に配慮する必要がないため、低高度で旋回を続けて騒音を計測する実験等を中心に実施した。メガフロートの滑走路座標系（ X_{MGF} Y_{MGF} Z_{MGF} ）は、図 2.3.2 に示すように滑走路中心を原点とする局所水平座標系とし、 X_{MGF} 軸の正を Rwy28（真北から 276.9 度）方向に、 Z_{MGF} 軸を鉛直上方にとり、右手直交系を

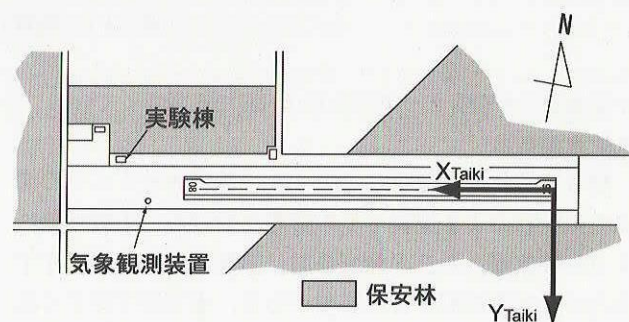


図 2.3.1 大樹滑走路座標系

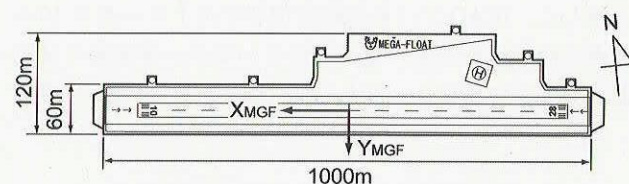


図 2.3.2 メガフロート滑走路座標系

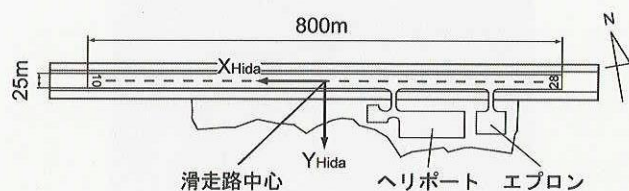


図 2.3.3 飛騨滑走路座標系

なすように Y_{MGF} 軸の正の方向を定めた。

飛騨エアパーク（以下、飛騨）

飛騨は岐阜県丹生川村の農道離着陸場で、大樹と比較して MuPAL-ε の定置場である調布飛行場からのアクセスが良い（1 回のフライトで行ける）実験場である。暗騒音が小さく滑走路を比較的自由に利用できるが、飛行場の近隣に集落があることと、飛行場周辺が斜面に囲まれていることを考慮し、飛行場敷地内における騒音計測に限定して実施した。飛騨の滑走路座標系（ X_{Hida} Y_{Hida} Z_{Hida} ）は、図 2.3.3 に示すように滑走路中心を原点とする局所水平座

標系とし、 X_{Hida} 軸の正を Rwy28 (真北から 274.6 度) 方向に、 Z_{Hida} 軸の正を鉛直上方にとり、右手直交系をなすように Y_{Hida} 軸の正の方向を定めた。

2.4 マイク配置

本実験では実施ケースの目的と内容に応じて以下のマイク配置を用いた。表 2.4.1 に各滑走路座標系におけるマイクの設置座標を示す。

ICAO 配置

ICAO の騒音適合証明試験では飛行経路直下とその左右 150 m の 3 箇所にはマイクを設置することが規定されている。大樹では滑走路中心線から南側の保安林までの距離が 60 m しかないため、図 2.4.1(a) に示すように滑走路中心線から北側に 90 m オフセットして配置した。なお MIC 2～4 の点の地面は滑走路面より約 1 m 高いことに注意が必要である。ICAO に準拠したこのマイク配置を本稿では ICAO 配置と呼ぶ。

MGF 配置

メガフロートの幅に合わせて図 2.4.1(b) のように設置

したマイク配置で、高度 300 ft (90 m) を飛行した時に、機体と MIC 6～8 の位置関係が、高度 490 ft (150 m) の機体と ICAO 配置の MIC 2～4 の位置関係と相似になるように定めた。メガフロート (MegaFloat) で用いたマイク配置であることから、本稿では MGF 配置と呼ぶ。大樹でこの配置を用いた時は MIC 6 が滑走路中心線上となるように設置した。

半 ICAO 配置

大樹で ICAO の騒音適合証明試験に準じた降下進入と離陸上昇を実施する場合、高度が低く飛行経路と保安林が干渉する可能性があるため ICAO 配置のようにオフセットすることはできない。そこで図 2.4.1(c) に示すように MIC 9, 10 を滑走路中心線上と北側 (飛行方向右側) のみにマイクを設置した。また試験効率を向上させるために滑走路方向に 70 m 離して同様に MIC 11, 12 を設置し、図 2.4.2 に示すように高度方向の誤差が小さい方のマイクの組を選んで用いた。なお MIC 9, 11 と MIC 10, 12 の間には約 1 m の段差があることに注意が必要である。ICAO 配置の片側 (半分) のマイク配置であることから、このマ

表 2.4.1 マイク設置座標

実験場：大樹		X_{Taiki} [m]	Y_{Taiki} [m]	Z_{Taiki} [m]
ICAO 配置	MIC 1	661	60	1.2
	MIC 2	661	− 90	2.2
	MIC 3	661	− 140	2.2
	MIC 4	661	− 240	2.2
MGF 配置	MIC 5	661	30	1.2
	MIC 6	661	0	1.2
	MIC 7	661	− 30	1.2
	MIC 8	661	− 90	2.2
半 ICAO 配置	MIC 9	611	0	1.2
	MIC 10	611	− 150	2.2
	MIC 11	681	0	1.2
	MIC 12	681	− 150	2.2
旋回中心配置	MIC 16	1000	0	1.2
	MIC 17	800	0	1.2
	MIC 18	700	0	1.2
実験場：メガフロート		X_{MGF} [m]	Y_{MGF} [m]	Z_{MGF} [m]
MGF 配置	MIC 5	− 106	27	1.2
	MIC 6	− 106	0	1.2
	MIC 7	− 106	− 27	1.2
	MIC 8	− 106	− 90	1.2
MGF 旋回配置	MIC 13	− 239	0	1.2
	MIC 14	− 285	0	1.2
	MIC 15	− 422	0	1.2
実験場：飛驒		X_{Hida} [m]	Y_{Hida} [m]	Z_{Hida} [m]
Rwy 脇配置	MIC 19	− 74	55	1.2
	MIC 20	− 129	55	1.2
	MIC 21	− 184	55	1.2

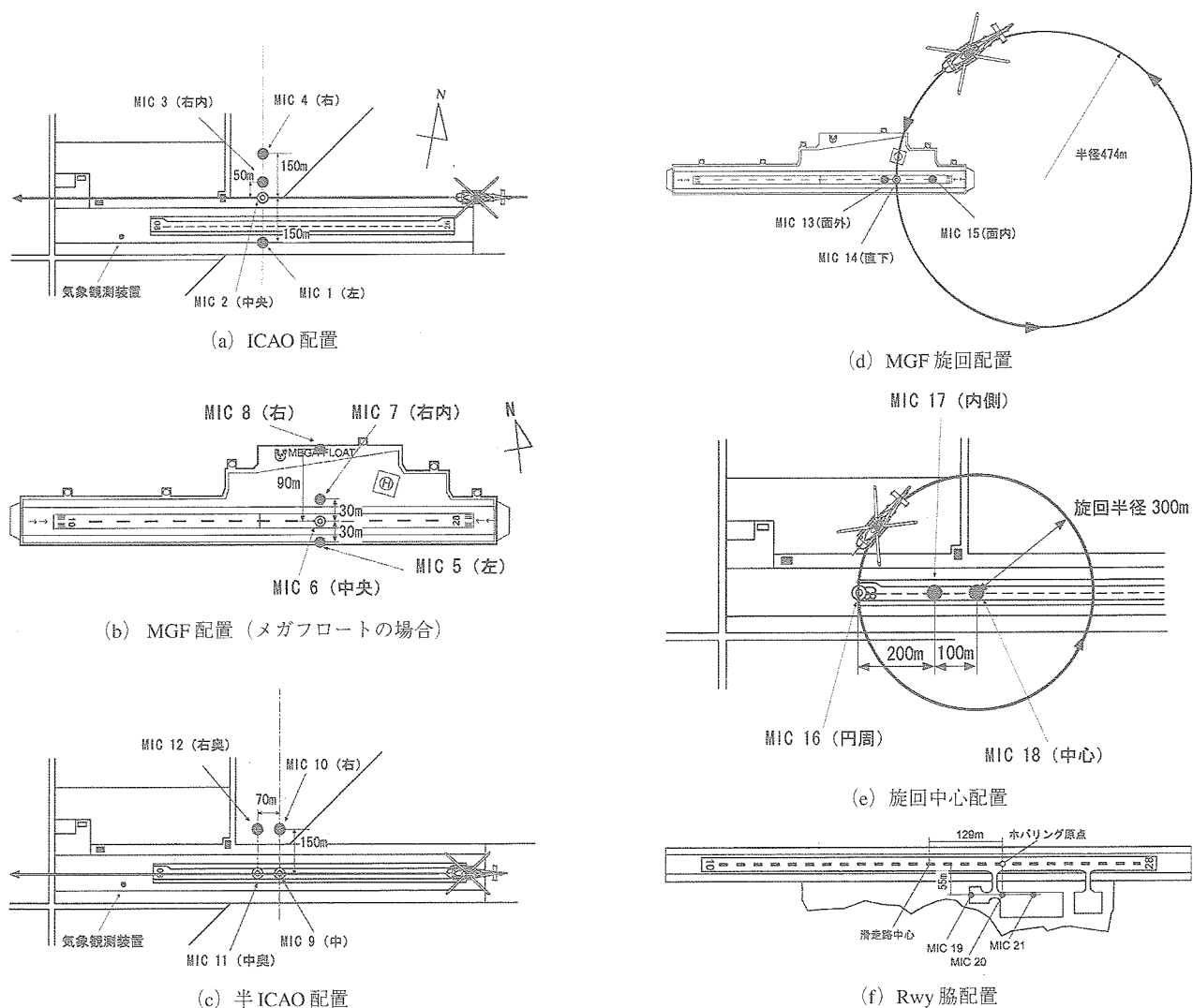


図 2.4.1 マイク配置

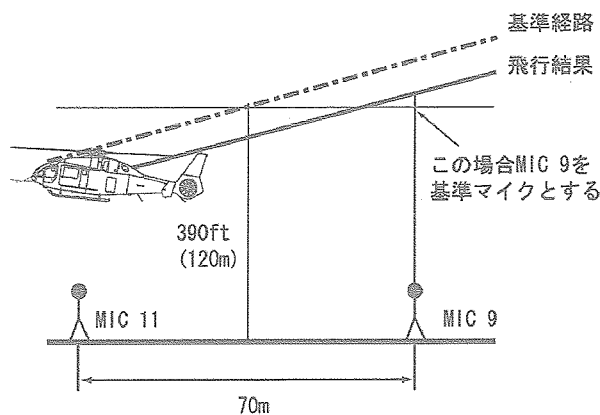


図 2.4.2 半 ICAO 配置におけるマイクの選択

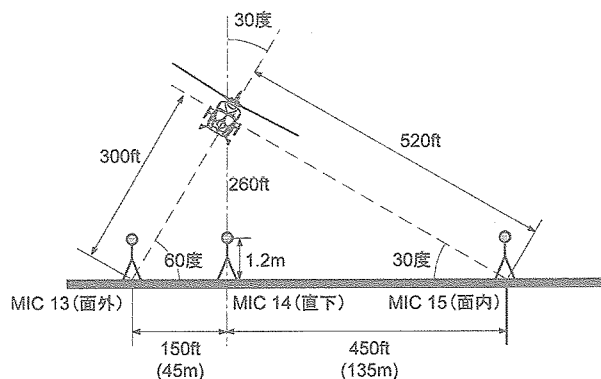


図 2.4.3 MGF 旋回配置における機体とマイクの位置関係

イク配置を本稿では半 ICAO 配置と呼ぶ。

MGF 旋回配置

図 2.4.1(d) のようにメガフロート上にマイクを配置し、

図 2.4.3 に示すようにバンク角 30 度の定常旋回において、ロータ面内方向とロータに垂直な方向における騒音を計測した。この時ロータに垂直な方向のマイク (MIC 13)

と機体との間の距離が、メガフロートで実施した水平飛行での飛行高度である 300 ft (90 m) となるように各マイク間の距離を定めた。メガフロートで実施した旋回飛行のためのマイク配置であることから、本稿では MGF 旋回配置と呼ぶ。

旋回中心配置

飛行経路直下と旋回中心で同時に騒音を計測することを目的として図 2.4.1(e) に示すようにマイクを配置した。旋回中心にマイクを配置しているため、本稿では旋回中心配置と呼ぶ。

Rwy 脇配置

ホバリングや操舵時における騒音を計測するために用いたマイク配置である。図 2.4.1(f) に示すように滑走路中心線上にホバリングを行う点（ホバリング原点）を設定し、ホバリング原点から滑走路直行方向に 55 m 離れた点に MIC 20 を設置した。さらに滑走路と平行に MIC 19, 21 を設置し、ホバリング原点から見て各マイク間の角度が 45 度となるようにした。滑走路 (Rwy) の脇にマイクを配置していることから、本稿では Rwy 脇配置と呼ぶ。

2.5 飛行パターン

表 2.5.1 に本実験で実施したケース一覧を示し、各ケースの飛行パターンを以下に示す。ここでケース名は飛行パターンを示すアルファベット（水平飛行:L, 降下進入:D, 離陸上昇:C, 旋回飛行:T, ホバリング:H, 操舵入力:M, 前進飛行:F, 減速水平飛行:S）と数字で表している。

2.5.1 水平飛行

本実験では基本の飛行パターンとして様々な水平飛行を行った。

L-1 : ICAO 水平飛行

L-1 は ICAO の騒音適合証明試験に準じた飛行パターンであり、速度 126 kt, 高度 490 ft (150 m) の水平飛行における騒音を ICAO 配置のマイクで計測した。ここで騒音適合証明試験における水平飛行の速度は最大水平速度 V_H または超過禁止速度 V_{NE} の関数として $0.9 V_H$, $0.9 V_{NE}$, $0.45 V_H + 65$, $0.45 V_{NE} + 65$ (単位は [kt]) の中の最小値と定めている。一般に V_{NE} は温度、高度および機体質量等によって異なるが、本実験では MH 2000 A 型機の V_{NE} の最大値 (140 kt) に対して $0.9 V_{NE}$ を適用して速度 126 kt で実施した。

L-2 : MGF 水平飛行, L-3 : MGF 水平飛行@大樹

L-2 はメガフロートで実施したケースで、L-1 と同じ速度 126 kt の水平飛行における騒音を MGF 配置のマイクで計測した。2.4 節で述べたように MGF 配置のマイクと機体の位置関係が、L-1 と ICAO 配置の位置関係と相似になるように高度を 300 ft (91 m) とした。また同じ飛行パ

ターンを大樹で実施したケースを L-3 とした。

L-4 : 100 kt 水平飛行, L-5 : 100 kt 水平飛行@NR 90

MH 2000 A 型機には飛行中にロータ回転数を 90 % に変更する機能がある。ロータ回転数による騒音の比較を行うために、100 % ロータ回転数の水平飛行を L-4, 90 % ロータ回転数（以下 NR 90）の水平飛行を L-5 として実施した。速度の設定は飛行規程の NR 90 時の速度制限に従って 100 kt とした。また速度の影響を L-1 と比較するために、同じ高度 (490 ft) とマイク配置 (ICAO 配置) を用いた。

L-6 : MGF 旋回比較用

後述する MGF 旋回 (T-3) と比較するためのケースで、MGF 旋回配置における 3 本のマイク全ての上空を通過するように滑走路方向に速度 100 kt, 高度 300 ft (91 m) の水平飛行を実施した。

L-7 : マイク中心旋回比較用

後述するマイク中心旋回 (T-4) と比較するためのケースで、旋回中心配置の MIC 16 (旋回の円周上) の上空をマイクの配置と直交する方向（滑走路直交方向）に速度 80 kt, 高度 568 ft を飛行した。

2.5.2 降下進入

降下進入では半 ICAO 配置のマイクを用いて以下のケースで騒音計測を実施した。

D-1, 2, 3, 4 : 降下角 3, 6, 9, 12 度

騒音適合証明試験では降下進入の飛行パターンとして最大上昇率速度 V_Y (=70 kt), 降下角 6 度でマイク上空 390 ft (120 m) を通過することが定められている。本実験ではこの飛行パターンを D-2 とした。また降下進入時に卓越する BVI 騒音は降下角と密接に関係しているため、降下角による騒音の変化を比較することを目的として、降下角を変更した D-1 (降下角 3 度), D-3 (降下角 9 度), D-4 (降下角 12 度) を実施した。ただし D-4 において降下角 12 度, 速度 70 kt で飛行すると、降下速度が約 1500 fpm で地上付近を飛行することになるため、安全性を考慮してパイロットの判断により D-3 の降下速度である 1100 fpm と同程度となるように速度を 50 kt に設定した。

D-5 : 降下角 6 度@NR 90

降下進入におけるロータ回転数の影響を検討するために、標準的な降下進入のケースである D-2 (降下角 6 度) からロータ回転数を 90 % に変更したケースとして D-5 を実施した。他の飛行条件は D-2 と同じで、速度 70 kt, 高度 390 ft でマイク上空を通過した。なお飛行規程では 90 % ロータ回転数での離陸は禁止されているため、このケースと後述の離陸上昇@NR 90 (C-2) に実施にあたり航空法第 11 条ただし書き申請の承認を受けて実施した。

表 2.5.1 実施ケース一覧

項目	ケース	ケース名	速度 [kt]	経路角 上昇：正 [deg]	昇降率 上昇：正 [fpm]	高度 [ft]	バンク角 [deg]	NR [%]	マイク配 置	
水平飛行	L-1	ICAO 水平飛行	126	0	0	490	0	100	ICAO	
	L-2	MGF 水平飛行				300			MGF	
	L-3	MGF 水平飛行@大樹								
	L-4	100 kt 水平飛行	100			490			ICAO	
	L-5	100 kt 水平飛行@NR 90						90		
	L-6	MGF 旋回比較用				300		100	MGF 旋回	
	L-7	マイク中心旋回比較用	80			568			Rwy 脇	
降下進入	D-1	降下角 3 度	70	－ 3	370	390	0	100	半 ICAO	
	D-2	降下角 6 度		－ 6	740					
	D-3	降下角 9 度		－ 9	1100					
	D-4	降下角 12 度	50	－ 12	1050			90		
	D-5	降下角 6 度@NR 90	70	－ 6	740					
離陸上昇	C-1	離陸上昇	70	－	－	－	0	100	半 ICAO	
	C-2	離陸上昇@NR 90						90		
水平旋回	T-1	100 kt 旋回	100	0	07	490	± 30	100	ICAO	
	T-2	100 kt 旋回@NR 90						90		
	T-3	MGF 旋回				260		100	MGF 旋回	
	T-4	マイク中心旋回	80			568			旋回中心	
ホバリング	H-1	4 方向ホバリング	0	0	0	IGE	0	100	Rwy 脇	
	H-2					100				
	H-3					200				
	H-4					300				
減速水平飛行	S	減速水平飛行	70-50	0	0	50	0	100	Rwy 脇	
操舵入力	M-1	CP ステップ入力	0	0	0	IGE	0	100	Rwy 脇	
	M-2					100				
	M-3					200				
	M-4					300				
	M-5	各舵パルス入力				IGE				

2.5.3 離陸上昇

離陸上昇では半 ICAO 配置のマイクを用いて以下のケースを実施した。

C-1, 2：離陸上昇

騒音適合証明試験に定められた離陸上昇の飛行パターンを用いた C-1 と、ロータ回転数を 90 % に変更した C-2 を実施した。この飛行パターンは、図 2.5.1 に示すように高度 65 ft (20 m) を最大上昇率速度 (70 kt) で飛行し、マイクの 500 m 手前から上昇を開始するように引き起こ

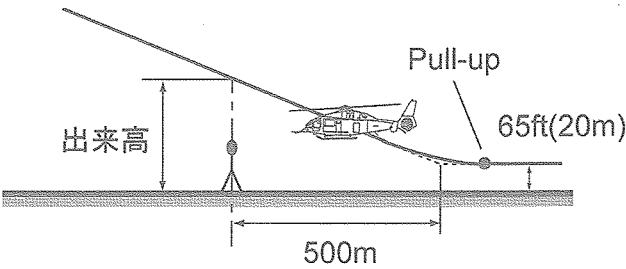


図 2.5.1 離陸上昇の飛行パターン

した後、最大離陸パワを用いて上昇するというものであり、マイク上空を通過する高度は出来高となっており定められていない。パワを指示する計器は無いため、本実験ではトルク計を用いて 100 % ロータ回転数と 90 % ロータ回転数のケースを同じトルクに設定して実施した。

2.5.4 旋回飛行

地上での騒音被害を低減するために、住宅密集地や学校、病院等の上空を避けて飛行することは一般に行われている。しかしヘリコプタの騒音は指向性が強く旋回時にロータの向きが変わることによって、地上騒音も変化する可能性がある。そこで3次元的な曲線で構成される低騒音飛行経路の設計に供するデータの取得を目的として以下の旋回飛行を実施した。なおケース名の後に旋回方向を示す R (右旋回)、L (左旋回) を付けて T-1 R 等と表す。

T-1 : 100 kt 旋回, T-2 : 100 kt 旋回@NR 90

T-1 は L-4 (100 kt 水平飛行) との比較を目的とした旋回飛行で、対気速度 100 kt、バンク角 30 度、高度 490 ft (150 m) に設定した。マイクは ICAO 配置とし、中央に設置した MIC 2 の直上を飛行した。またロータ回転数を 90 % に変更したケースとして T-2 を実施した。

T-3 : MGF 旋回

メイン・ロータの回転面内の方向と回転面に垂直な方向の騒音を比較するために実施したケースである。図 2.4.3 に示すように飛行高度を 260 ft (79 m) とし、ロータ回転面に垂直な方向のマイクとの距離と L-6 (MGF 旋回比較用) のマイク上空高度 (300 ft) を等しくした。

T-4 : マイク中心旋回

このケースではバンク角 30 度で旋回した時の騒音を、経路の直下と円形の飛行経路の中心で計測することを目的とした。旋回経路直下の MIC 16 と旋回中心の MIC 18 の間の距離は 300 m で、これを半径とする 30 度バンクの旋回飛行をするためには、釣り合い条件から速度は 80 kt となる。またロータ面が旋回中心の MIC 18 に向くように高度を 568 ft (173 m) とした。

2.5.5 ホバリング

ヘリポートや飛行場周辺では、飛行中のヘリコプタの騒音だけではなく、地上ハンドリング時の騒音低減も重要な課題であるため、本実験ではホバリング時の騒音を機体周囲で計測した。ホバリング時には機体とマイクの相対位置が一定であり、ドップラ効果による周波数シフトの影響を最小限に抑えられるため、機体の各音源の周波数特性を正確に得ることが可能となる。

H-1 ~ 4 : 4 方向ホバリング

図 2.5.2 に示すように、Rwy 脇配置 (図 2.4.1(f)) の MIC 20 に機体が正対した機首方位 190 度 (HDG 190 などと示す) から 90 度毎に 100, 10, 280 度の 4 方向に機首を

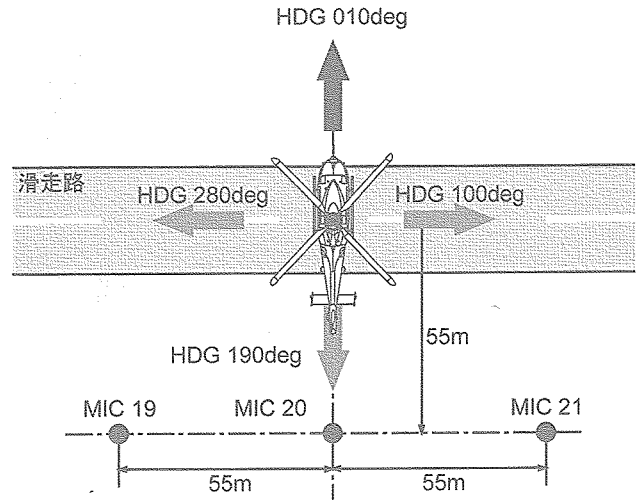


図 2.5.2 4 方向ホバリングにおける機首方位とマイクの位置関係

向けて約 30 秒間ホバリングして騒音を計測した。対地高度を H-1 は IGE (In Ground Effect, 地面効果内高度, 約 25 ft)、H-2 は 100 ft、H-3 は 200 ft、H-4 は 300 ft とした。

2.5.6 減速水平飛行

上述の 2.5.1 ~ 2.5.5 節は定常飛行における騒音計測であったが、機体为非定常な運動をすると発生する騒音が変動する。水平飛行で減速した場合には、メイン・ロータ回転面の迎え角が大きくなり、ブレード翼端渦とメイン・ロータ回転面の間の距離が短くなる。これは降下時の BVI 騒音発生と同様の状態で、減速飛行時にも BVI 騒音が発生すると考えられ、本実験では減速に伴う騒音の時間変化を計測した。

S : 減速水平飛行

滑走路中心線上を速度 70 kt、高度 50 ft (15 m) で水平飛行し、Rwy 脇配置のマイクの前方において約 2 kt/sec (約 1 m/sec²) の減速率で 50 kt 程度まで減速した。飛行方位は Rwy10 と Rwy28 で実施した。

2.5.7 操舵入力

本実験では操舵時の騒音変動のデータを取得することを目的として、ホバリングから操舵入力を行い騒音を計測した。

M-1 ~ 4 : CP ステップ入力

安定したホバリングから、コレクティブ・スティック (CP) を上げる方向にステップ状に操舵したケースであり、操舵量が 1 インチとなるように治具 (図 2.5.3) を用いて実施した。対地高度は 4 方向ホバリングと同様に、M-1 は IGE (約 25 ft)、M-2 は 100 ft、M-3 は 200 ft、M-4 は 300 ft とした。M-1 は HDG 10, 100, 190, 280 度の 4 方向で、M-2 ~ 4 は HDG 190 度で実施した。

M-5 : 各舵パルス入力

M-1 等と同様に治具を用いて 1 インチのパルス状の操



図 2.5.3 操舵入力振幅を定める治具

舵入力を行ったケースである。操舵入力にはサイクリック・スティックの前後方向 (SX) の押し、引き、左右方向 (SY) の右、左、コレクティブ・スティック (CP) の上げ、およびペダル (PED) の右、左を実施した。また高度は IGE (約 25 ft)、機首方位は 190 度とした。

3. データ処理法

本稿では騒音の大きさを表す指標として PNL_T (Tone corrected Perceived Noise Level : 特異音補正感覚騒音レベル) および EPNL (Effective Perceived Noise Level : 実効感覚騒音レベル) を用いた。これらの指標は航空機騒音で特徴的な純音成分等が聴感に及ぼす影響を考慮しており、騒音適合証明でも用いられている。以下に計算方法を示す。

PNLT と EPNL の計算

本稿では、計測した騒音データを ICAO の規定に準拠して EPNL に換算し、飛行条件による騒音の比較を行った。以下に EPNL の計算方法を述べる。

- (i) DAT に録音された騒音データをパソコンに取り込み、50 Hz ~ 10 kHz までの 1/3 オクターブ分析を実施し、0.5 秒毎に 24 の 1/3 オクターブバンドの SPL (Sound Pressure Level : 音圧レベル) として得る。
- (ii) 聴感の周波数特性を考慮するために、各 1/3 オクターブバンドで得られた SPL を「騒がしさ」を表す感覚曲線に従って各 1/3 オクターブバンドにおける noy 値に変換し、さらに各時間における最大の noy 値に重みをつけて足し合わせ、PNL (Perceived Noise Level : 感覚騒音レベル) に変換する。
- (iii) 機外騒音の中に特異音 (特定の周波数の音、純音成分) が存在するときは、SPL から算出した補正

値を PNL に加えて PNL_T を得る。

- (iv) PNL_T の持続時間を考慮するために、PNLT がその最大値から 10 dB 下がるまでの間で PNL_T をエネルギー的に積分し、等しいエネルギーを持つ 10 秒間のレベルに換算し EPNL (単位: EPNdB) とする。
- (v) 飛行経路、気温、相対湿度の基準値からの誤差に起因する騒音の減衰量についての調整量を計算し EPNL に加算する。具体的には PNL_T の最大値である PNL_{TM} (Maximum Tone corrected Perceived Noise Level : 最大特異音補正感覚騒音レベル) が放出された瞬間の機体位置を求め、そのときの騒音伝播経路長を L 、飛行経路と騒音伝播経路のなす角を θ とする。次に基準経路を飛行したと仮定したときに基準経路と騒音伝播経路が θ となる位置を求め、この騒音伝播経路長を L_r とする。このとき SPL の各バンドに対して以下のような補正を行い、補正された 1/3 オクターブバンド音圧レベルを SPL_r とする。

- ・基準の気温・湿度からのずれに伴う空気の吸音減衰率の差
- ・基準の気温・湿度での吸音減衰率で求めた経路長 L と L_r での吸音減衰量の差
- ・音のエネルギーが音源からの距離の 2 乗に反比例することによる差

得られた SPL_r から (ii), (iii) の方法で PNL_T を求め、これを PNL_{Tr} とする。

PNL_{TM} と PNL_{Tr} の差を EPNL に対する補正量とし、EPNL に代数的に加算する。

- (vi) 飛行経路、対地速度の基準値からのずれに起因する持続時間に対する調整量を計算し、EPNL に代数的に加算する。

4. 実験結果

表 4.1 に本飛行実験で実施した全ケースの一覧を示し、各マイクで計測された EPNL 及び気象条件を示す。また結果を図示したケースについては表中に図番号を示す。

4.1 水平飛行

図 4.1.1 ~ 図 4.1.7 に L-1 ~ 7 の飛行経路と PNL_T を示す。L-2 では 9 回の試行のうち典型的な結果として Run 5 ~ 7 の 3 回について示し、その他のケースでは実施した全ての Run を示している。水平飛行における対気速度による騒音レベルの比較は 5.1.1 節に述べる。

4.2 降下進入

図 4.2.1 ~ 図 4.2.5 に D-1 ~ 5 の全ての Run について飛

表 4.1 実施結果一覧 (1/5)

機-2	項目	速度 [kt]	高度 [ft]	NR [%]	降下角度 [deg]	バンク角 [deg]	実施場所	バンク配置	Run	実施日	機体質量 [kg]	気象観測装置	風向 [deg]	風速 [m/s]	気温 [°C]	相対湿度 [%]	気圧 [hPa]	バンク位置	EPNL [EPNdb]	バンク位置	EPNL [EPNdb]	バンク位置	EPNL [EPNdb]	図番号
L-1	ICAO 水平飛行	126	490	100	0	0	大樹	ICAO	1	00.10.12	4003	IRDAM	76.0	3.4	15.3	56.1	1006.2	1	90.9	92.3	91.4	92.4	図4.1.1	
									2		3981		78.2	3.5	15.2	57.0	1006.2	2	91.1	91.6	91.4	92.0		
									3		3959		67.5	2.9	15.3	55.5	1006.5	3	91.3	91.8	91.2	91.8		
L-2	MGF 水平飛行	126	300	100	0	0	MGF	MGF	1	00.06.15	4324	MGF	—	—	21.3	81.1	1015.1	5	97.3	95.4	96.2	97.9	—	
									2		4300		—	—	21.4	80.7	1015.1		6	98.2	96.9	96.5		97.2
									3		4275		348.0	1.9	21.5	80.3	1015.0		7	95.5	95.5	95.8		95.8
									4		3952		62.9	2.8	23.1	72.5	1015.0		8	96.0	95.5	95.1		96.3
									5		4335		85.0	3.6	25.7	70.4	1016.3		9	95.1	93.8	94.4		95.5
									6		4314		—	—	25.8	69.7	1016.3		10	95.4	94.6	94.7		96.2
									7		4295		90.5	3.1	25.9	69.0	1016.3		11	95.3	95.0	95.1		95.7
									8		4305		205.8	6.4	23.3	85.0	1015.3		12	96.5	95.6	96.2		96.4
									9		4287		217.0	4.3	23.3	85.1	1015.3		13	96.0	95.4	96.2		97.4
L-3	MGF 水平飛行 @大樹	126	300	100	0	0	大樹	MGF	1	00.10.12	4115	IRDAM	87.1	3.5	15.0	60.1	1006.3	5	96.4	95.6	94.5	94.5	図4.1.3	
									2		4077		70.0	3.2	15.1	59.7	1006.2		6	96.0	95.5	95.1		94.9
									3		4054		90.8	3.5	15.0	57.0	1006.2		7	94.9	94.9	95.0		95.2
L-4	100kt 水平飛行	100	490	100	0	0	大樹	ICAO	1	00.10.11	3846	IRDAM	110.4	2.2	14.6	68.0	1012.2	1	88.3	89.6	91.0	90.8	図4.1.4	
									2		3894		95.6	2.4	14.6	69.5	1012.0		2	88.7	89.7	91.0		91.9
									3		3887		80.8	3.9	14.4	42.8	1014.8		3	87.9	89.6	90.5		89.6
L-5	100kt 水平飛行 @NR90	100	490	90	0	0	大樹	ICAO	1	00.10.11	3823	IRDAM	107.8	2.6	14.8	70.7	1012.1	1	86.7	88.3	89.6	88.6	図4.1.5	
									2		3810		142.8	2.7	14.5	69.2	1011.9		2	87.5	88.3	89.0		89.2
									3		3874		109.6	3.4	14.6	41.6	1014.6		3	86.2	87.8	88.6		88.0
									4		3859		108.2	3.3	14.6	41.1	1014.6		4	85.7	87.1	87.7		87.6
L-6	旋回比較用	100	300	100	0	0	MGF	MGF旋回	1	00.10.26	4261	MGF	30.4	3.9	22.0	85.4	1013.6	13	94.8	94.3	94.6	図4.1.6		
									2		4244		28.0	4.2	21.9	86.6	1013.6		14	94.7	94.3		94.3	94.3
									3		4224		36.5	6.0	21.9	88.0	1013.6		15	94.3	93.8		94.4	94.4
									4		4285		78.9	3.2	17.2	39.6	1028.6		16	94.7	94.5		94.2	94.2
L-7	大樹旋回 比較用	80	568	100	0	0	大樹	旋回中心	1	00.10.16	4140	IRDAM	198.3	4.1	12.6	41.3	1026.6	16	90.7	90.0	89.3	図4.1.7		
									2		4127		183.0	3.8	12.6	46.2	1026.6		17	89.6	89.3		88.0	88.0
									3		4115		148.0	4.5	12.0	43.2	1026.6		18	69.4	76.0		80.2	80.2
									4		4103		161.1	4.5	12.8	45.6	1026.5		19	89.9	89.7		89.0	89.0

表 4.1 実施ケース一覧 (2/5)

ケース	項目	速度 [kt]	高度 [ft]	NR [%]	降下角度 [deg]	バンク角 [deg]	実施場所	アイノ配置	Run	実施日	機体質量 [kg]	気象観測装置	風向 [deg]	風速 [m/s]	気温 [℃]	相対湿度 [%]	気圧 [hPa]	アイノ位置 EPNL [EPNdb]	アイノ位置 EPNL [EPNdb]	アイノ位置 EPNL [EPNdb]	アイノ位置 EPNL [EPNdb]	アイノ位置 EPNL [EPNdb]	図番号							
D-1	降下角度3度	70	395	100	3	0	大樹	半ICAO	1	00.10.11	4269	IRDAM	92.3	2.8	14.2	65.0	1013.7	9	94.4	92.5	94.8	94.8	93.0	図4.2.1						
									2	4121	95.0								92.5	95.0	95.0	93.3								
									3	00.10.13	4157								93.5	91.8	93.6	93.6	91.6							
D-2	降下角度6度	70	395	100	6	0	大樹	半ICAO	1	00.10.11	4233	IRDAM	120.6	3.1	15.0	67.4	1014.0	9	98.9	95.2	99.2	99.2	95.6	図4.2.2						
									2	4091	98.6								95.6	99.1	99.1	95.7								
									3	00.10.13	4113								98.3	94.8	99.5	99.5	94.7							
D-3	降下角度9度	70	395	100	9	0	大樹	半ICAO	1	00.10.11	4200	IRDAM	124.6	2.3	14.4	65.0	1013.4	9	98.8	96.4	98.5	98.5	96.4	図4.2.3						
									2	4063	96.9								95.9	96.7	96.7	96.0								
									3	00.10.13	4089								95.7	95.8	95.8	95.8	95.2							
D-4	降下角度12度	50	395	100	12	0	大樹	半ICAO	1	00.10.11	4164	IRDAM	112.6	2.0	14.4	65.0	1013.4	9	99.0	97.4	99.2	99.2	97.6	図4.2.4						
									2	4033	98.2								97.9	98.9	98.9	97.2								
									3	00.10.13	4057								99.8	97.3	98.2	98.2	96.2							
D-5	降下角度6度 @NR90	70	395	90	6	0	大樹	半ICAO	1	00.10.11	3983	IRDAM	137.7	1.8	14.6	67.0	1012.8	9	98.2	94.2	97.7	97.7	93.8	図4.2.5						
									2	3959	97.5								94.3	96.9	96.9	94.2								
									3	00.10.13	3994								97.0	95.6	96.4	96.4	95.5							
									4	3969	98.0								94.4	98.0	98.0	94.8								
C-1	ICAO上昇	70	出来高	100	-	0	大樹	半ICAO	1	00.10.11	4148	IRDAM	93.5	2.4	14.4	67.0	1013.5	9	95.7	91.6	96.0	96.0	92.4	-						
									2	4008	93.0								92.2	94.1	94.1	91.4								
									3	4031	IRDAM								90.0	3.1	13.5	47.9	1014.7		95.2	91.8	96.1	96.1	92.5	
									4	4015															96.8	92.5	97.1	97.1	92.4	
									5	3915															97.0	92.7	96.5	96.5	94.0	
C-2	ICAO上昇 @NR90	70	出来高	90	-	0	大樹	半ICAO	1	00.10.11	3943	IRDAM	151.5	2.1	14.6	67.1	1012.3	9	93.7	92.3	94.8	94.8	92.5	図4.3.2						
									2	3930	96.3								93.7	96.5	96.5	95.1								
									3	3951	70.4								4.0	13.7	48.6	1014.7	96.2		93.2	97.5	97.5	93.0		
									4	3935													97.1		94.1	97.8	97.8	93.8		
T-1	100kt旋回	100	490	100	0	30 (左)	大樹	ICAO	1	00.10.11	3885	IRDAM	106.4	2.5	14.9	68.5	1012.3	1	92.4	94.3	91.1	91.1	84.3	図4.4.1						
									2		3881								92.2	93.1	90.0	90.0	86.4							
									1		3865								129.3	2.5	14.9	67.3	1012.1		92.0	95.5	93.2	93.2	85.3	
									2		3860														92.4	93.7	90.7	90.7	86.2	
									3		3856														91.6	93.8	90.0	90.0	86.7	

表 4.1 実施ケース一覧 (3/5)

ケース	項目	速度 [kt]	高度 [ft]	NR [%]	降下角度 [deg]	バンク角 [deg]	実施場所	マイン配置	Run	実施日	機体質量 [kg]	気象観測装置	風向 [deg]	風速 [m/s]	気温 [℃]	相対湿度 [%]	気圧 [hPa]	マイン位置	EPNL [EPNdB]	マイン位置	EPNL [EPNdB]	マイン位置	EPNL [EPNdB]	図番号			
T-2	100kt旋回 @NR90	100	490	90	0	30 (右)	大樹	ICAO	00.10.13	1	3823	IRDAM	104.1	3.1	14.7	43.7	1014.7	1	89.4	2	90.3	3	89.3	4	88.1	図4.4.3	
										2	3818		134.2	3.4	14.8	45.1	1014.7		91.0		88.9						
										3	3814		123.1	3.2	14.7	46.2	1014.8		90.0		88.4						
										1	3847		117.1	2.6	15.0	44.0	1014.8		89.6		91.8						
										2	3842		99.2	3.2	14.9	42.3	1014.8		90.1		91.3						
										3	3838		81.3	3.2	14.8	42.3	1014.8		91.7		92.7						
										1	4283		34.7	3.4	22.0	83.8	1013.6		95.1		96.9						
										2	4280		34.5	3.6	22.0	84.1	1013.6		94.5		96.3						
										3	4276		35.1	3.9	22.0	84.3	1013.6		94.7		96.5						
										4	4272		41.3	3.8	22.0	84.6	1013.6		95.1		96.3						
T-3	MGF旋回	100	260	100	0	30 (右)	MGF	MGF旋回	00.10.27	5	4333	IRDAM	75.7	3.2	17.3	41.2	1028.5	16	92.7	17	97.0	18	94.5	図4.4.5			
										6	4328		89.4	3.1	17.3	40.1	1028.6		94.6		92.9		97.6		95.1	94.6	96.3
										7	4322		82.4	3.6	17.4	43.8	1028.6		93.1		98.8		95.2		94.6	95.2	
										8	4317		76.9	4.4	17.4	42.9	1028.5		92.7		97.0		94.5		94.5	96.3	
										1	4313		35.4	3.5	22.1	81.9	1013.5		98.8		100.5		96.0		96.0	96.3	
										2	4308		34.1	3.8	22.1	82.2	1013.5		97.0		101.1		96.1		96.1	96.3	
										3	4303		29.0	4.2	22.1	82.5	1013.5		95.8		100.1		95.4		95.4	95.3	
										4	4299		—	—	22.1	82.8	1013.5		95.7		100.4		96.2		96.2	96.3	
										5	4295		—	—	22.1	83.1	1013.5		96.1		101.1		95.9		95.1	95.1	
										6	4304		89.4	3.1	17.3	40.1	1028.6		94.1		94.2		99.4		95.4	95.3	
T-4	マイン中心旋回	80	568	100	0	30 (右)	大樹	旋回中心	00.10.16	7	4299	IRDAM	94.1	2.7	17.2	39.2	1028.6	13	94.8	14	97.9	15	88.1	図4.4.7			
										8	4295		91.2	2.8	17.3	40.0	1028.6		93.5		92.6		88.1		88.0	87.6	
										1	4179		170.7	4.5	12.0	41.2	1026.7		94.8		92.6		88.1		88.0	87.6	
										2	4176		157.8	4.1	12.0	41.7	1026.8		94.0		92.0		88.0		87.2	87.6	
										3	4172		163.7	3.7	11.9	41.2	1026.8		95.8		90.9		87.2		87.2	87.6	
										4	4169		161.2	4.3	11.9	41.7	1026.7		96.1		90.6		86.9		87.2	87.6	
										5	4166		158.1	4.3	12.0	41.9	1026.7		94.5		91.8		87.2		87.2	87.6	
										6	4163		159.6	3.2	12.2	41.8	1026.7		94.0		91.1		87.6		87.6	87.6	
										1	4198		150.1	3.9	12.5	42.9	1026.8		94.4		94.7		87.6		87.6	87.6	
										2	4194		178.4	4.1	12.1	40.6	1026.8		92.9		94.3		87.7		87.7	87.7	
3	4191	192.0	3.8	12.6	43.3	1026.8	93.5	94.3	89.7	89.7	89.7																
4	4188	167.9	2.7	13.0	45.1	1026.8	93.2	91.6	90.4	90.4	90.4																

表4.1 実施ケース一覧 (4/5)

ケース	項目	速度 [kt]	高度 [ft]	NR [%]	実施場所	マイク配置	機首方位 [deg]	Run	実施日	機体質量 [kg]	風向 [deg]	風速 [m/s]	気温 [°C]	相対湿度 [%]	気圧 [hPa]	図番号								
H-1	4方向ホバリング @IGE	0	IGE (25ft)	100	飛騨	Rwy脇	10	1	02.12.15	4221	—					図4.5.1								
							100	1		4228														
							190	1		4236														
								2		4206														
							280	1		4213														
H-2	4方向ホバリング @100ft	0	100	100	飛騨	Rwy脇	10	1	02.12.14	4126	292.5	0.4	0.3	57.0	1025.9	図4.5.2								
								2	02.12.15	4172	—													
							100	1	02.12.14	4134	292.5	0.9	0.3	57.0	1026.1									
								2	02.12.15	4180	—													
							190	1	02.12.14	4142	292.5	1.5	0.3	57.0	1026.1									
								2		4108	270.0	1.3	0.5	56.0	1026.0									
								3	02.12.15	4194	—													
							280	1	02.12.14	4114	260.8	1.1	0.5	57.0	1026.0									
								2	02.12.15	4162	—													
							H-3	4方向ホバリング @200ft	0	200	100	飛騨	Rwy脇	10	1		02.12.14	4072	270.0	1.1	0.9	56.5	1025.9	図4.5.3
															2		02.12.15	4114	—					
														100	1		02.12.14	4080	247.5	1.3	0.8	56.0	1025.8	
2	02.12.15	4120	—																					
190	1	02.12.14	4088	247.5	1.3	0.7								57.0	1025.8									
	2		4057	303.8	1.3	0.8								56.0	1025.8									
	3	02.12.15	4126	—																				
	4		4099																					
280	1	02.12.14	4064	292.5	1.3	0.8								56.0	1025.9									
	2	02.12.15	4107	—																				
H-4	4方向ホバリング @300ft	0	300	100	飛騨	Rwy脇	10	1	02.12.14	4009	292.5	1.3	0.6	57.0	1026.2	図4.5.4								
								2	02.12.15	4055	—													
							100	1	02.12.14	4019	315.0	1.3	0.6	56.0	1026.4									
								2	02.12.15	4066	—													
							190	1	02.12.14	4029	292.5	1.5	0.7	56.5	1026.2									
								2		3983	292.5	1.3	0.6	57.5	1026.3									
								3	02.12.15	4076	—													
								4		4036														
							280	1	02.12.14	3993	292.5	1.5	0.6	57.5	1026.2									
								2	02.12.15	4045	—													

表 4.1 実施ケース一覧 (5/5)

ケース	項目	速度 [kt]	高度 [ft]	NR [%]	実施場所	マイク配置	機首方位 [deg]	Run	実施日	機体質量 [kg]	風向 [deg]	風速 [m/s]	気温 [℃]	相対湿度 [%]	気圧 [hPa]	図番号
S	減速水平飛行	70→50	50	100	飛騨	Rwy脇	100	1	02.12.15	3996	—					—
								2		3966						図4.6.1
								3		3946						—
								4		3926						
							280	1		3976						
								2		3956						
								3		3936						
								4		3916						
M-1	CPステップ @1GE	0	IGE	100	飛騨	Rwy脇	10	1	02.12.14	4214	292.5	1.8	0.2	57.0	1026.1	図4.7.1
							100	1	02.12.14	4218	292.5	1.5	0.2	57.0	1026.1	—
							190	1	02.12.14	4221	292.5	1.1	0.2	57.5	1026.0	
								2	02.12.15	4200	—					
							280	1	02.12.14	4211	292.5	1.5	0.3	57.5	1026.1	
M-2	CPステップ @100ft	0	100	100	飛騨	Rwy脇	10	1	02.12.15	4169	—					—
							100	1	02.12.15	4178						
							190	1	02.12.14	4102	270.0	0.9	0.6	56.0	1025.9	
								2	02.12.15	4186	—					
							280	1	02.12.15	4158						
M-3	CPステップ @200ft	0	200	100	飛騨	Rwy脇	10	1	02.12.14	4052	315.0	1.3	0.8	56.0	1025.9	—
								2	02.12.15	4096	—					
M-4	CPステップ @300ft	0	300	100	飛騨	Rwy脇	10	1	02.12.14	3975	266.2	1.4	0.6	58.0	1026.5	—
								2	02.12.15	4033	—					
M-5	パルス入力	0	IGE	100	飛騨	Rwy脇	190	SX Push	02.12.14	4247	315.0	0.9	0.2	57.0	1026.2	—
								SX Pull		4244	315.0	0.9	0.2	57.0	1026.2	
								SY Right		4235	292.5	2.0	0.2	57.0	1026.2	
								SY Left		4238	292.5	2.2	0.2	57.0	1026.2	
								CP Up		4232	292.5	1.8	0.2	57.0	1026.1	
								PED Right		4228	292.5	1.3	0.2	57.0	1026.1	
								PED Left		4226	292.5	1.3	0.2	57.0	1026.1	

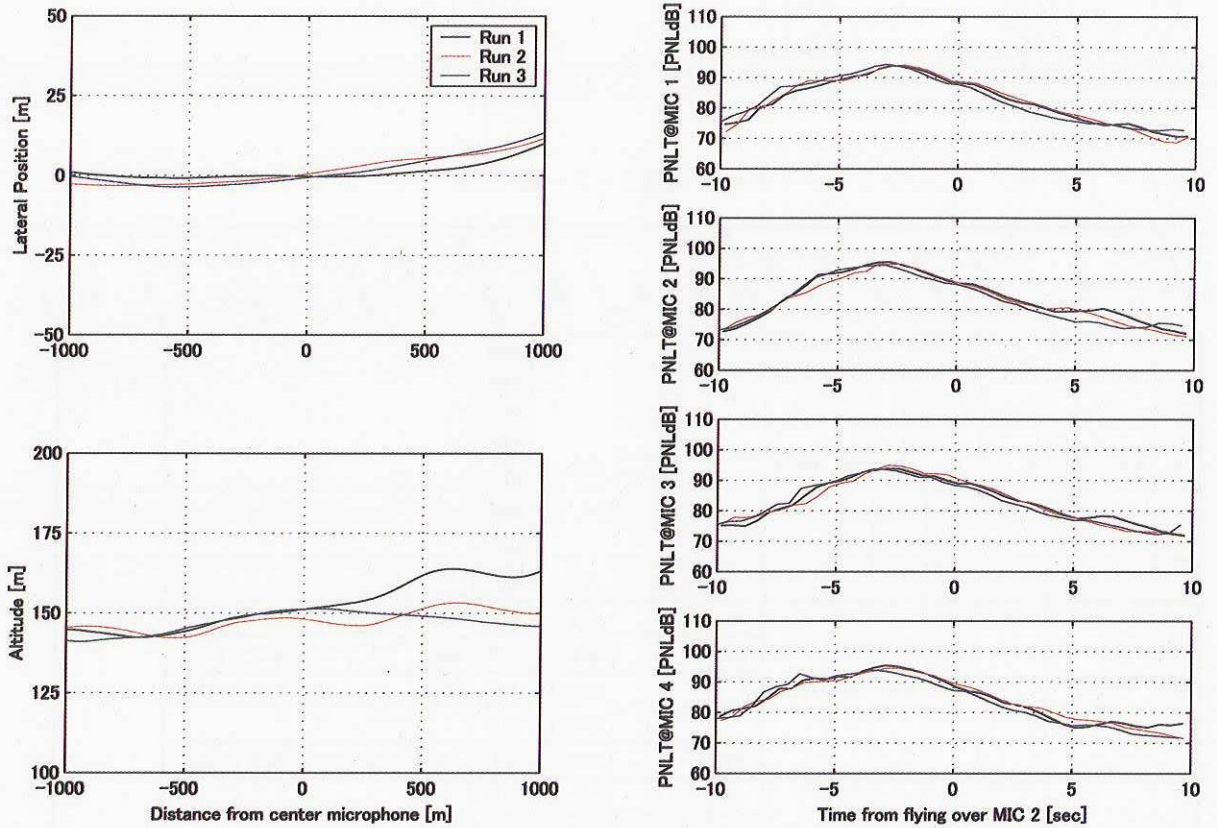


図 4.1.1 L-1 : 速度 126 kt, 高度 490 ft (150 m) の飛行経路と PNLT

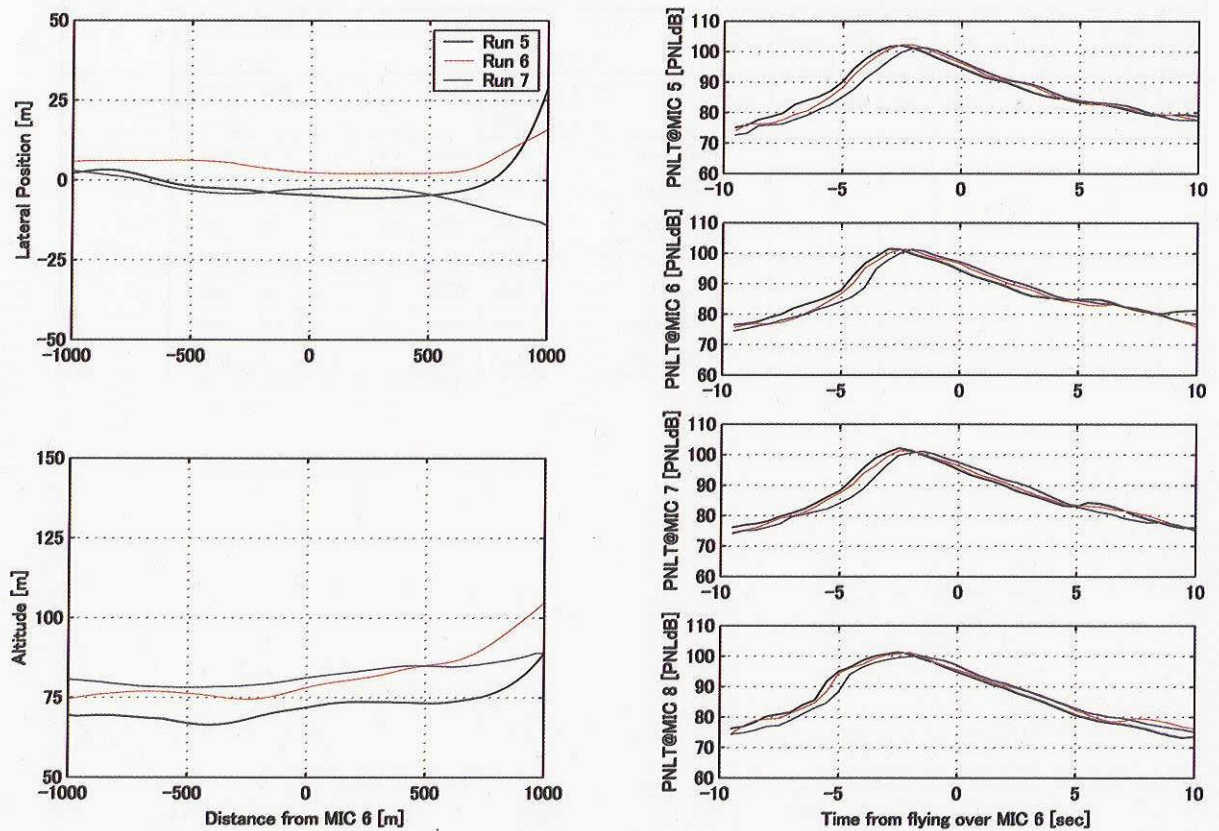


図 4.1.2 L-2 : 速度 126 kt, 高度 300 ft (91 m) の飛行経路と PNLT (Run 5 ~ 7)

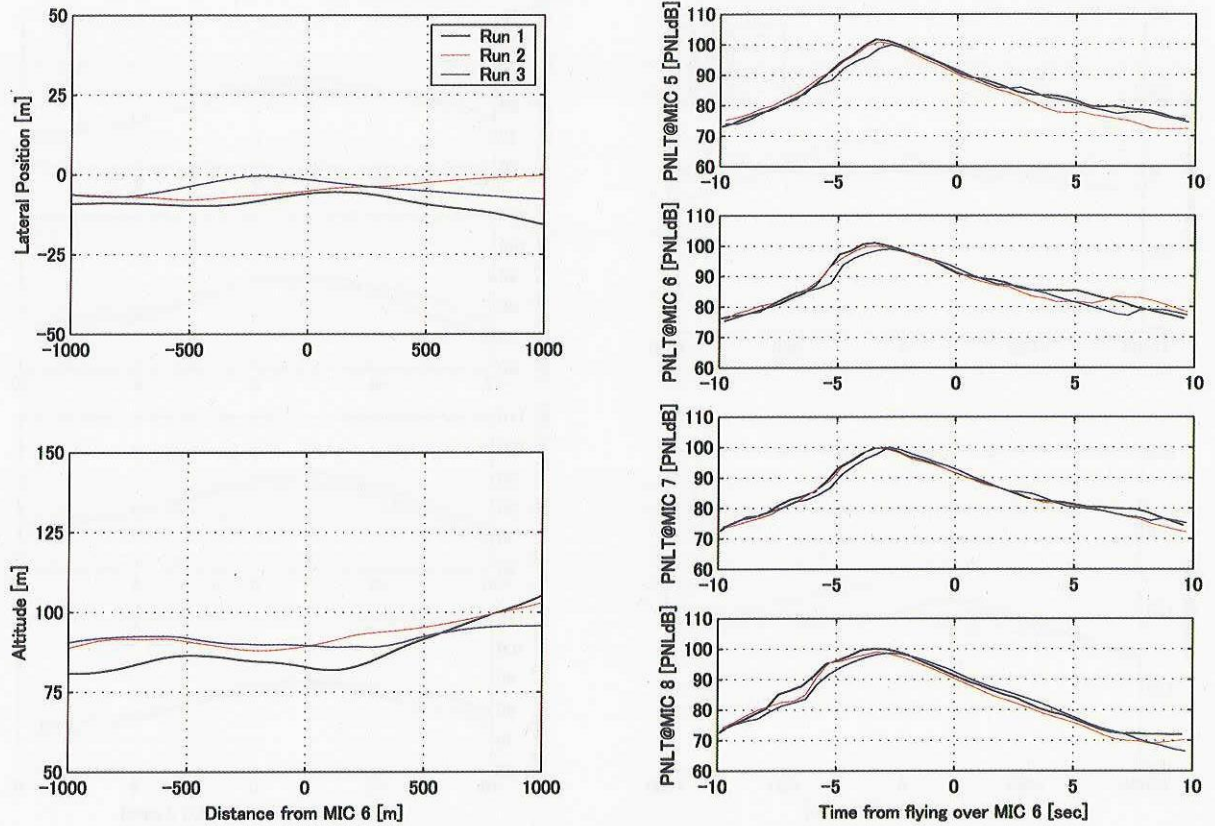


図 4.1.3 L-3 : 速度 126 kt, 高度 300 ft (91 m) の飛行経路と PNLT

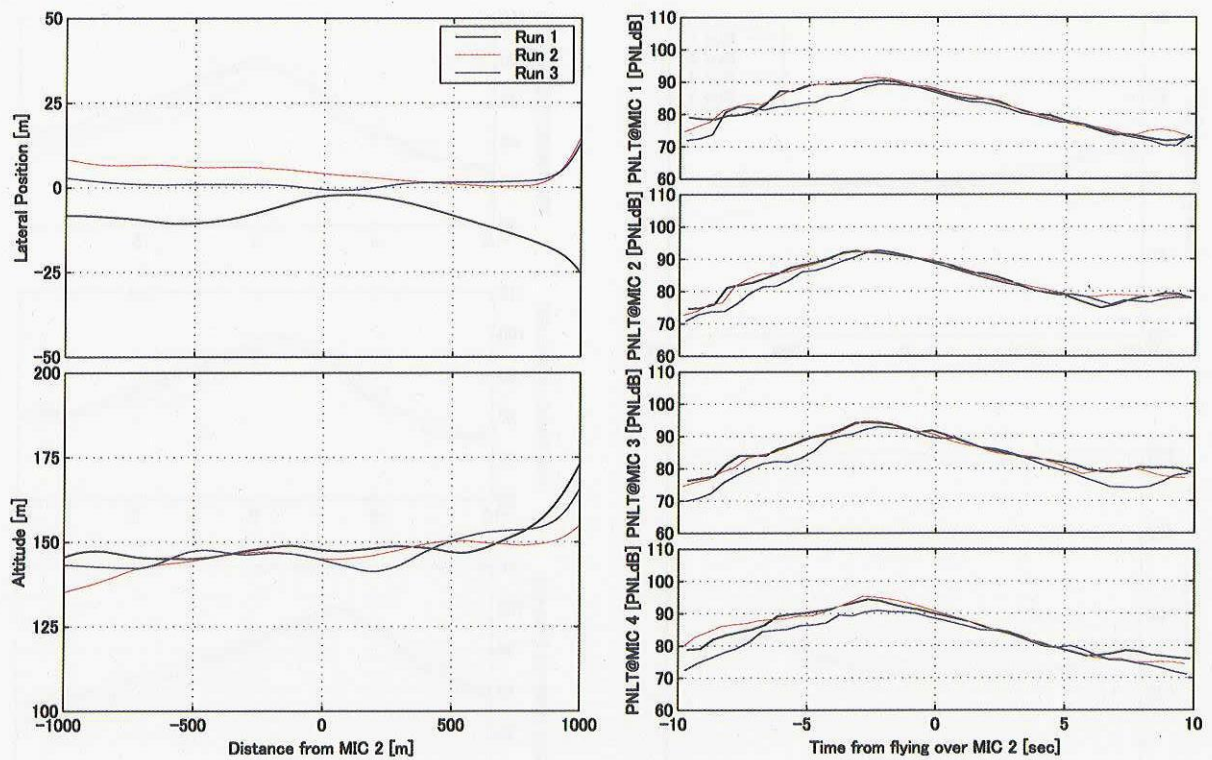


図 4.1.4 L-4 : 速度 100 kt, 高度 490 ft (150 m) の飛行経路と PNLT

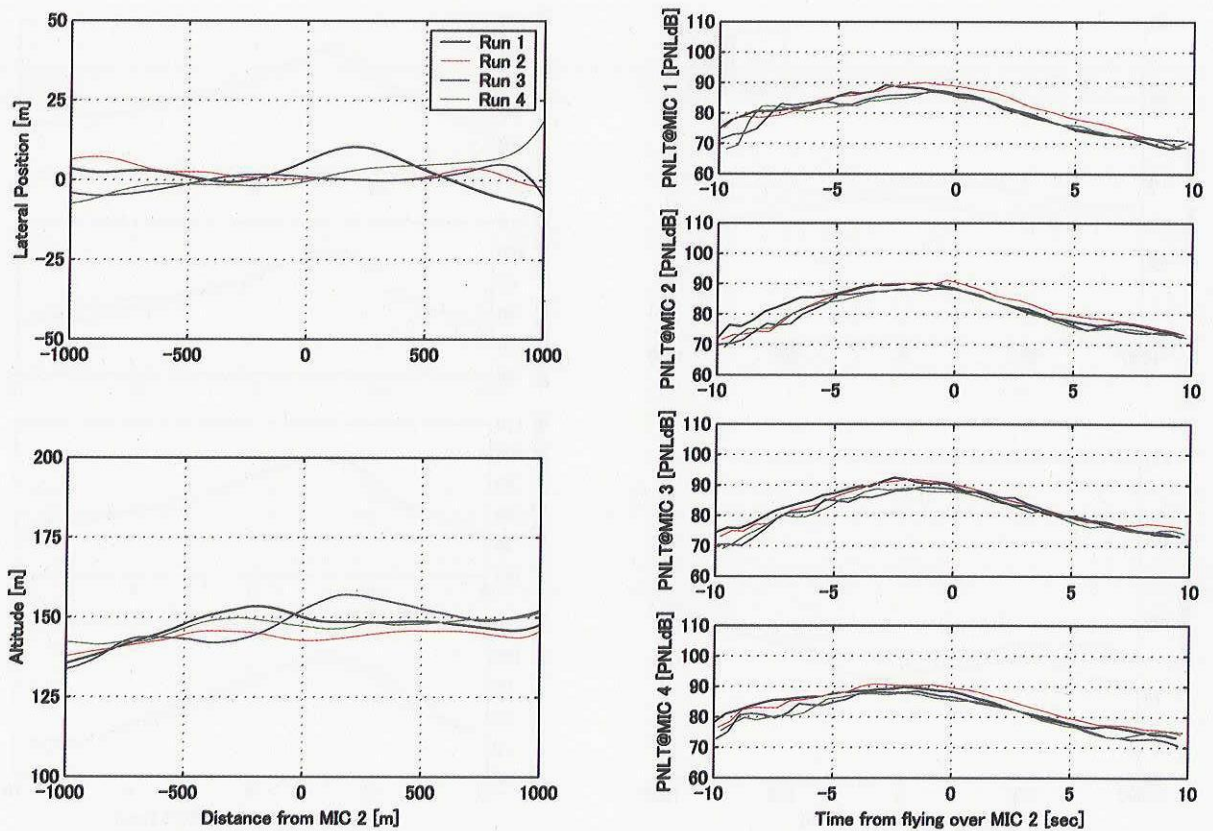


図 4.1.5 L-5 : 速度 100 kt, 高度 490 ft (150 m), 90 % ロータ回転数の飛行経路と PNLT

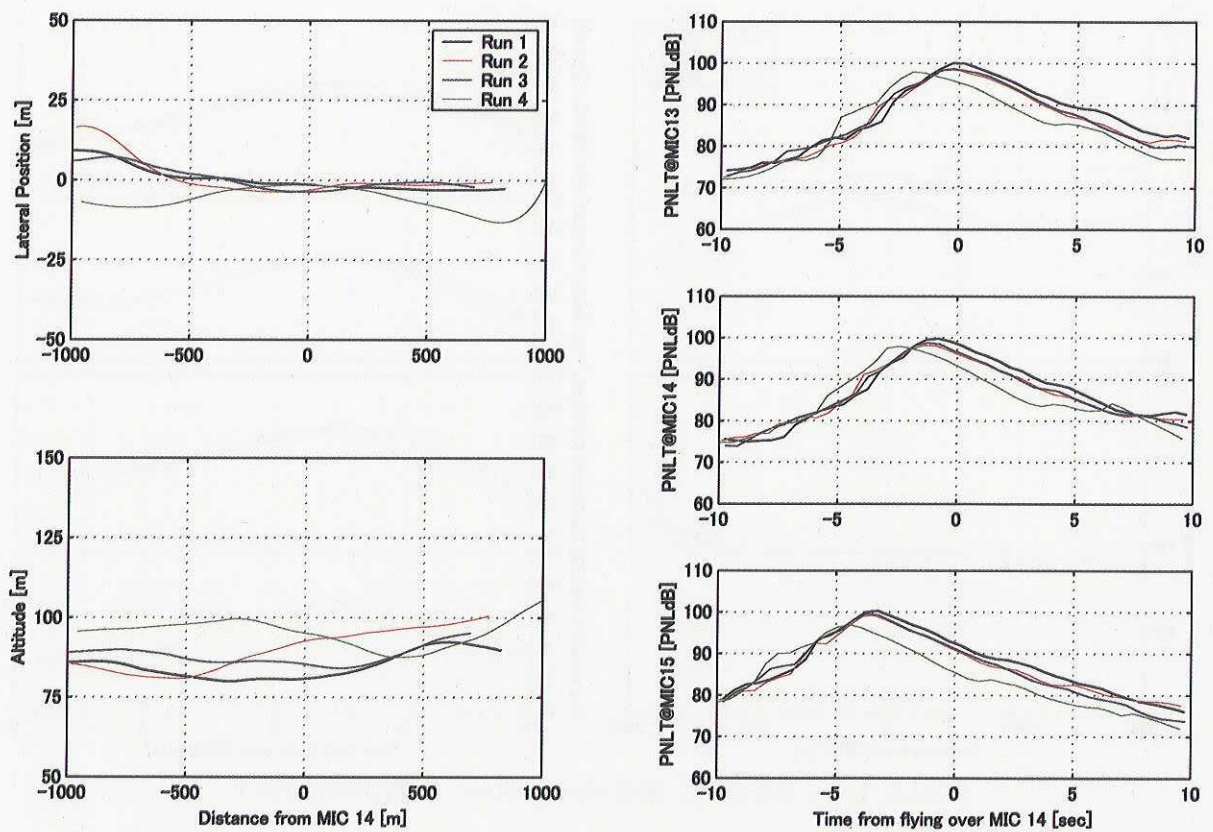


図 4.1.6 L-6 : 速度 100 kt, 高度 300 ft (90 m) の飛行経路と PNLT

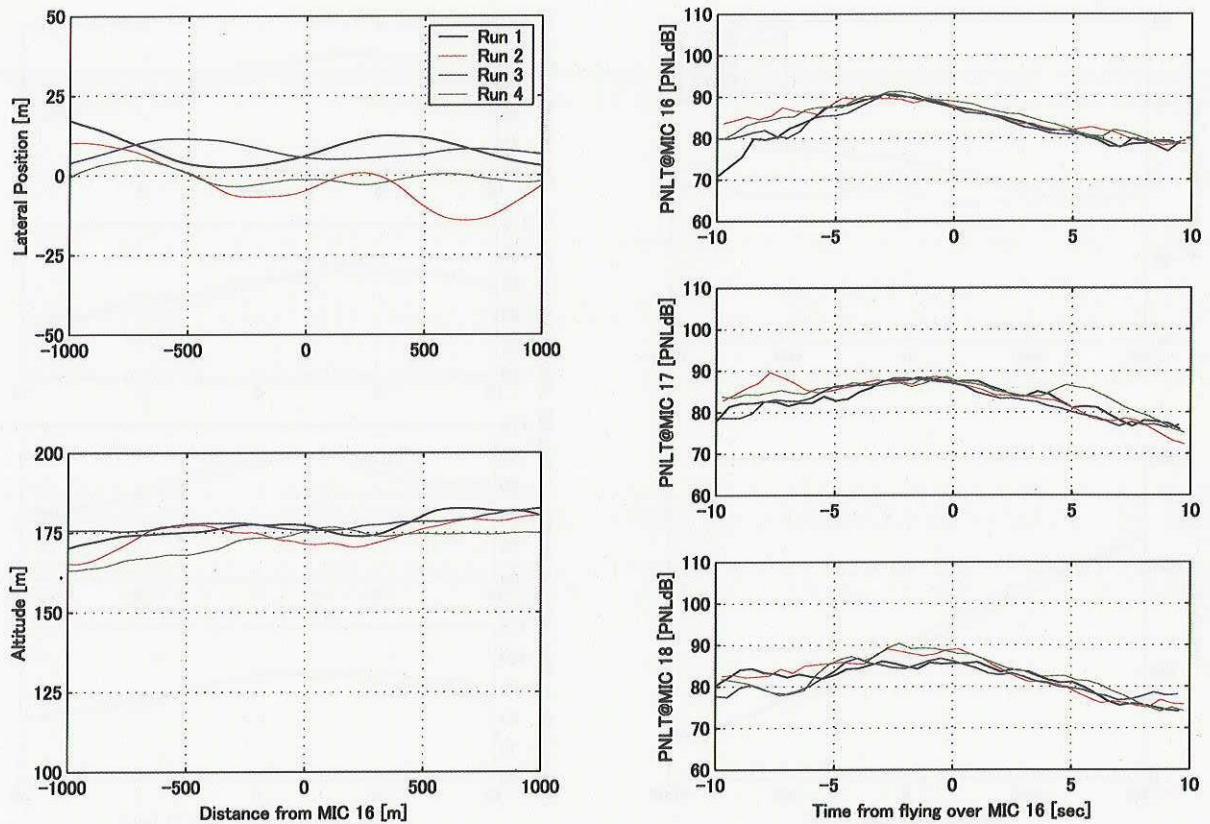


図 4.1.7 L-7：速度 80 kt, 高度 568 ft (173 m) の飛行経路と PNLT

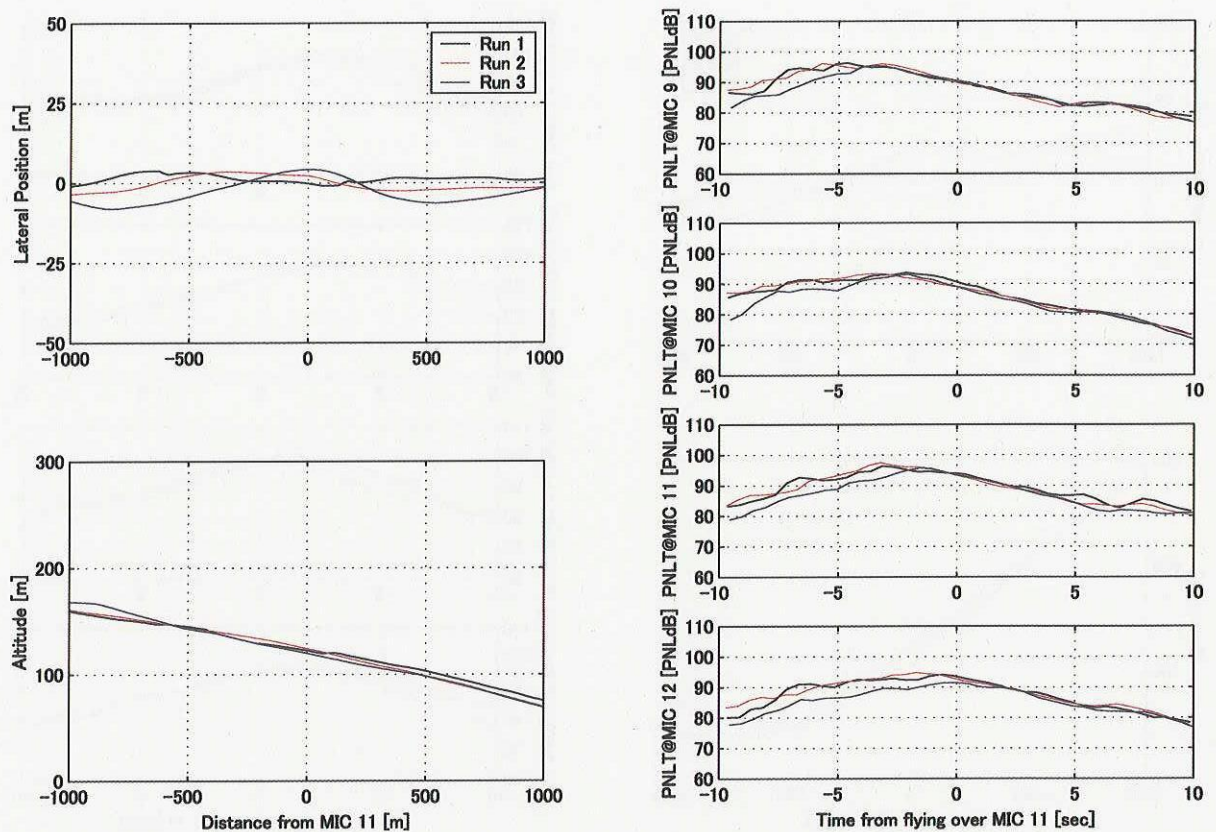


図 4.2.1 D-1：速度 70 kt, 降下角 3 度の飛行経路と PNLT

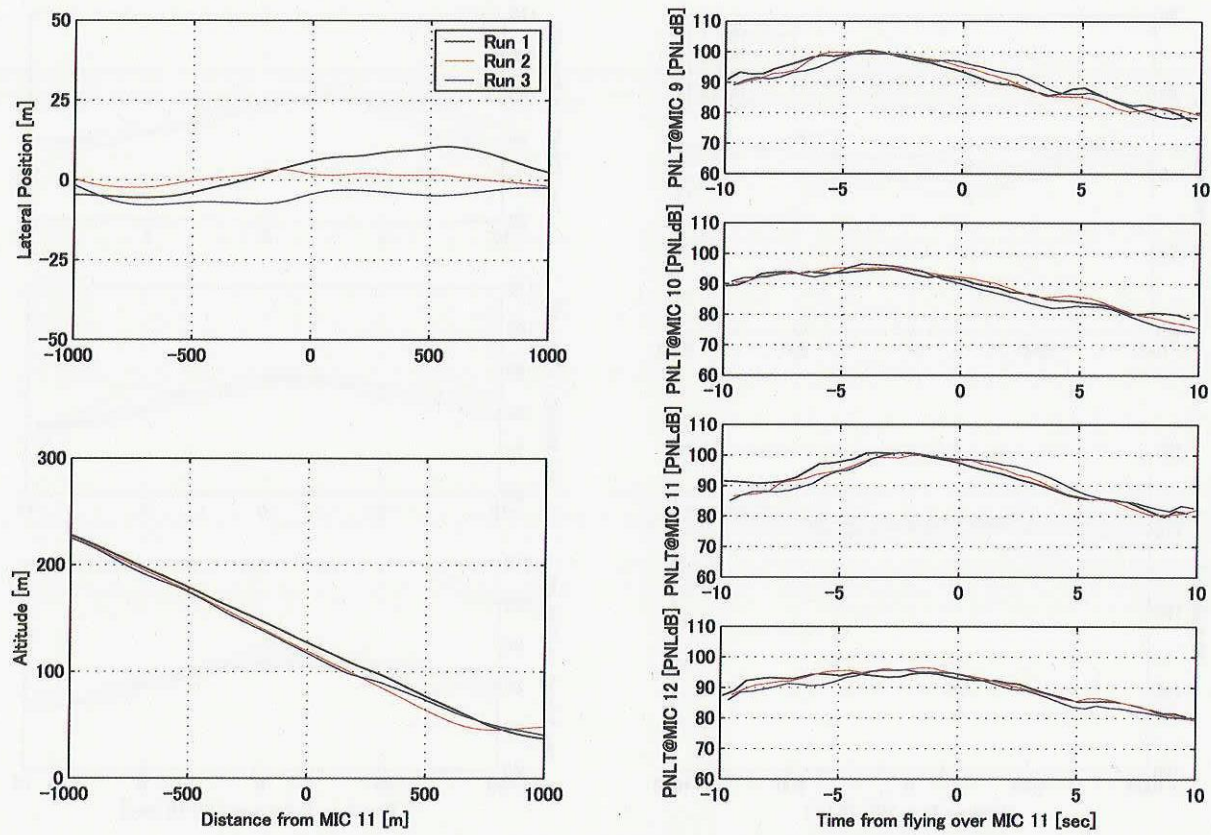


図 4.2.2 D-2 : 速度 70 kt, 降下角 6 度の飛行経路と PNLT

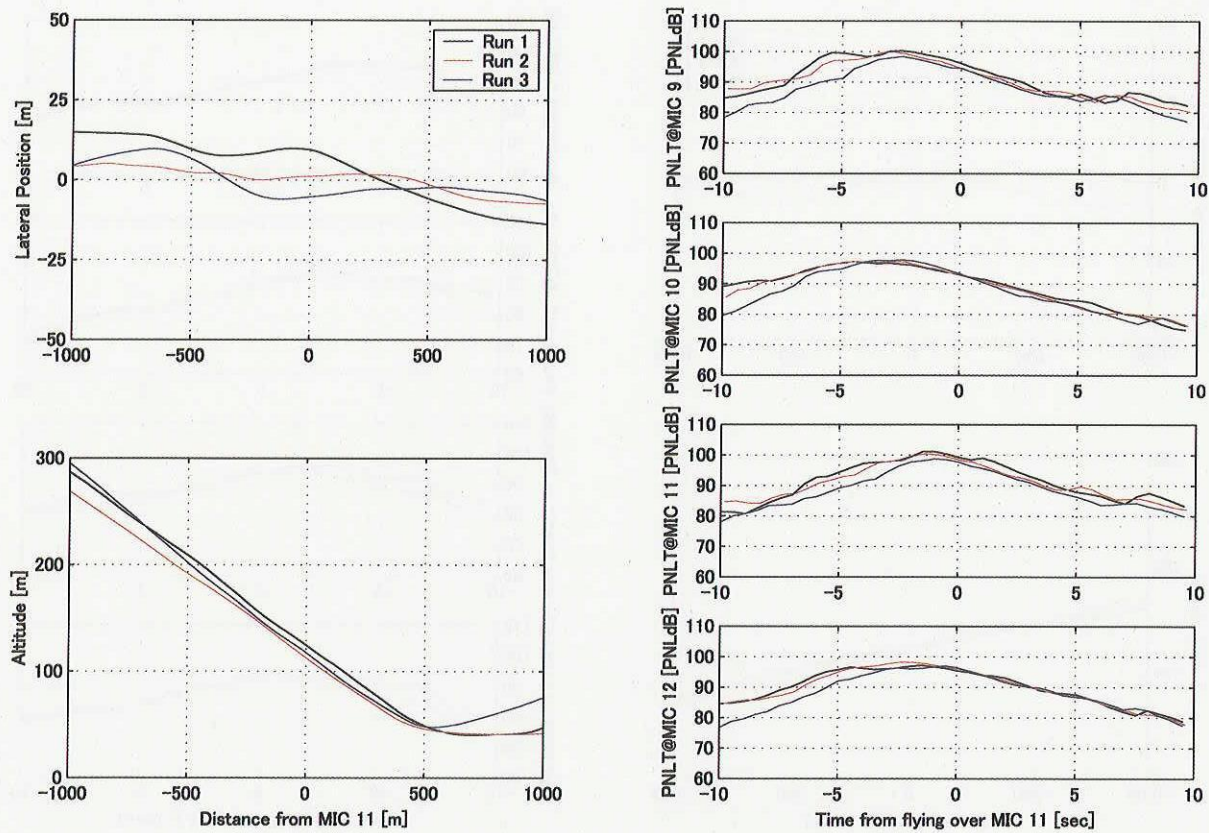


図 4.2.3 D-3 : 速度 70 kt, 降下角 9 度の飛行経路と PNLT

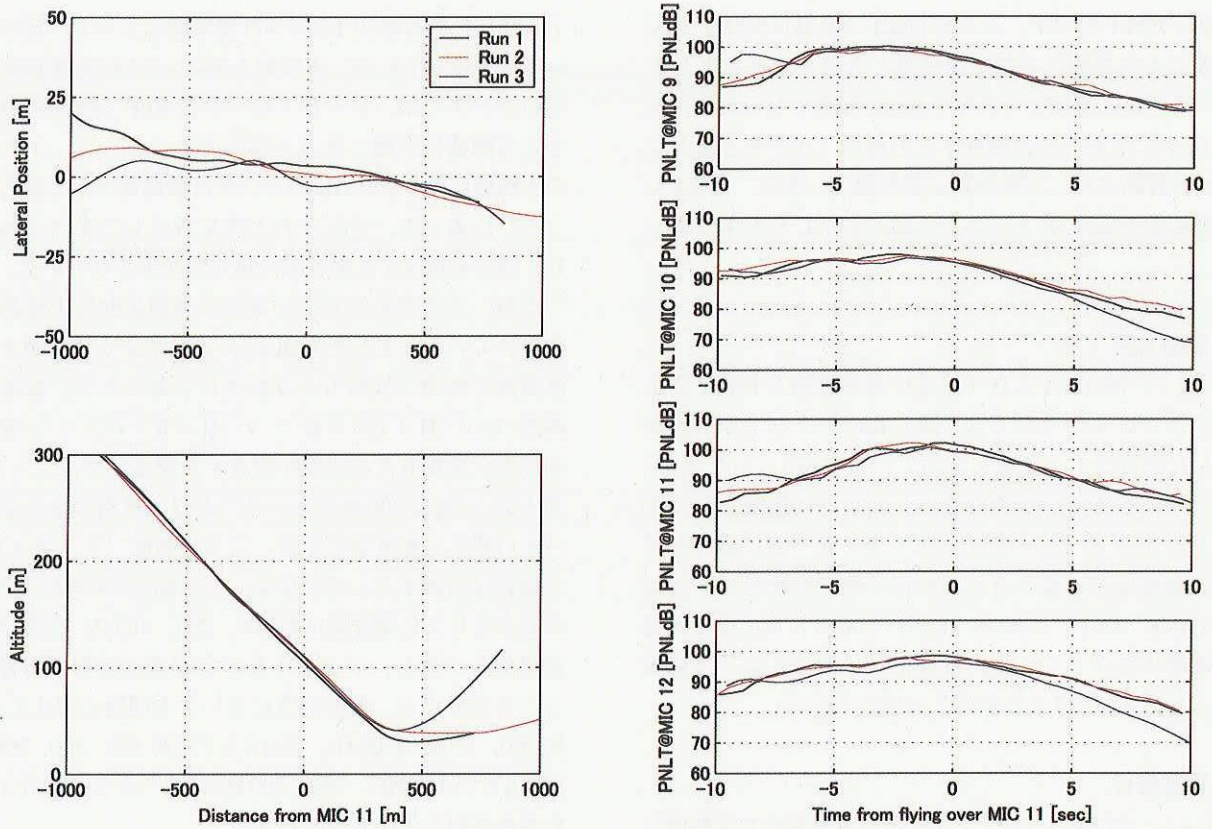


図 4.2.4 D-4 : 速度 50 kt, 降下角 12 度の飛行経路と PNLT

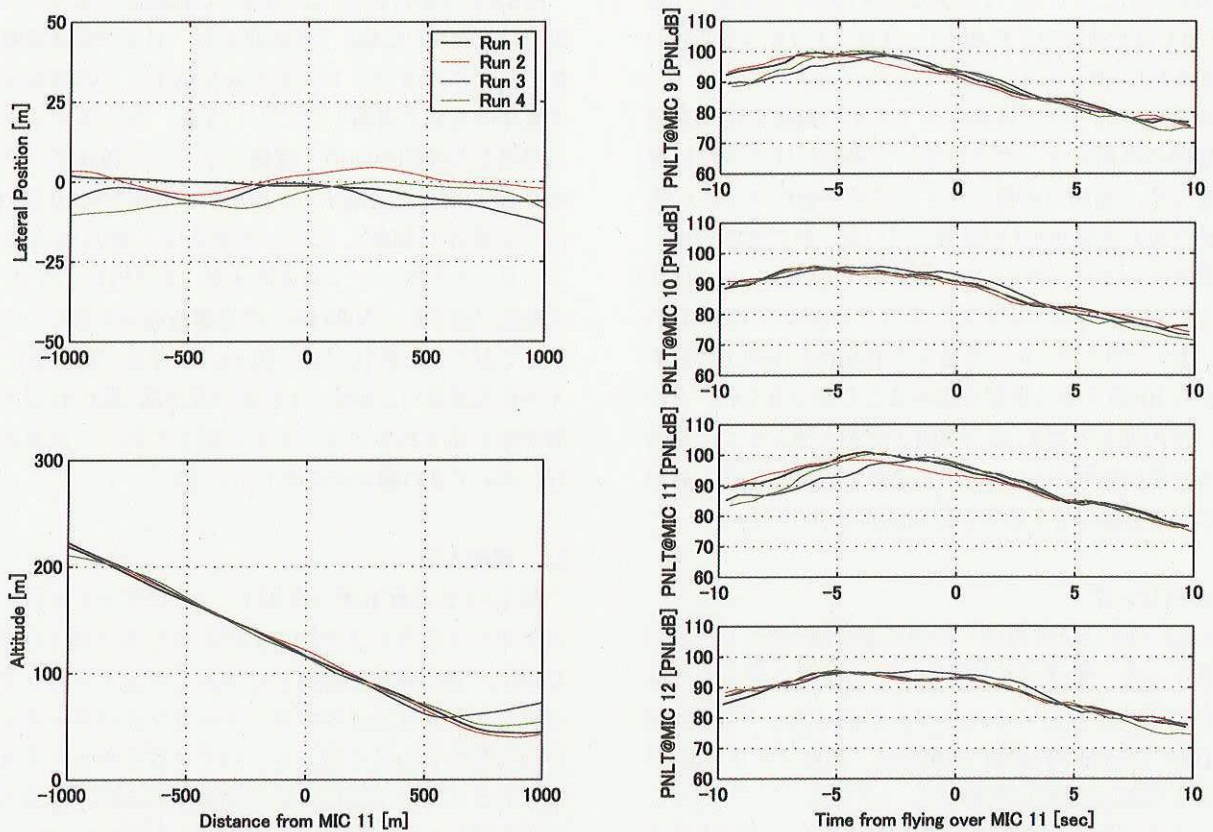


図 4.2.5 D-5 : 速度 70 kt, 降下角 6 度, ロータ回転数 90 % の飛行経路と PNLT

飛行経路とPNLTを示す。ここでPNLTの横軸は機体がMIC 11（進行方向奥側）の直上を通過した時刻を原点としている。降下進入ではマイクを半ICAO配置としており、図2.4.2に示したように経路直下と右側のマイクを1組として、飛行経路に対して前後に2組配置してある。表4.1では経路誤差の補正が小さい方の組のEPNLを太字で示した。

4.3 離陸上昇

図4.3.1～図4.3.2にC-1～2の飛行経路とPNLTを示す。ここでC-1については5回のRunのうち上昇開始が設定した飛行パターンよく合っていたRun 3～5を示し、C-2については全てのRunを示している。離陸上昇のケースでは2.5.3節で述べたようにトルクを一定に設定しており、高度は出来高になっている。そのためロータ回転数が100%（C-1）と90%（C-2）ではマイク上空を通過する高度は異なっている。離陸上昇におけるロータ回転数による騒音レベルの比較は5.1.3節に述べる。

4.4 旋回飛行

図4.4.1～図4.4.8にT-1～4における右旋回と左旋回の飛行経路とPNLTを示す。ここでT-1, 2およびT-4 Lでは全てのRunを示した。実施回数の多いケースは典型的な結果を示すこととし、T-3 Rは全8回のうちRun 5～8を、T-3 Lは全8回のうちRun 1～4を、T-4 Rは全6回のうちRun 4～6を示した。

旋回飛行のケースでは機体とマイクの距離の時間変化は、旋回の外側のマイクでは速く、内側のマイクでは遅くなるため、旋回の内側のマイクでは外側のマイクに比べて長い間大きなPNLTが継続している。特に旋回を中心に配置されたT-4（図4.4.7～図4.4.8）のMIC 18ではほぼ一定のPNLTを示している。そのため表4.1のEPNLの計算において3.1節（iv）で述べたPNLTM（PNLTの最大値）から10 dB下がる区間を求めることができない。その場合には円周上のMIC 16でPNLTが最大値となった時刻から±5秒の範囲からMIC 18のPNLTが最大になる瞬間を選び、その前後±5秒間を積分区間とした。

4.5 ホバリング

図4.5.1～図4.5.4にH-1～4で計測された音圧レベルのスペクトルを、機体から見たマイクの位置となるように配置して示す。なお、このスペクトルはデータ長16384点のDFT（Discrete Fourier Transform, 離散フーリエ変換）の結果を16回分平均して求めた。

ホバリング時にはメイン・ロータのブレードは方位角によらずほぼ一定の対気速度で回転しており、これらの図においてもメイン・ロータのブレード通過周波数（以

下BPF）である約21 Hzでは計測位置によらず一定の音圧レベルを示している。また例えば図4.5.1の高度IGEでのホバリングでは、テール・ロータのBPF（約583 Hz）とその高調波は右側～後方（⑤⑦⑧）において、エンジンの圧縮機による約9 kHzのピークは機体前方から側方（①～⑤）において、それぞれ大きな音圧レベルになっており、機体を構成する騒音源の指向性が示されている。

なお、ここで示したデータには地面反射による影響が含まれている。すなわち図4.5.5に示すように音源からの直接波と地面で反射した反射波による干渉で、音波の行路差（ $=\sqrt{(H+h)^2+L^2}-\sqrt{(H-h)^2+L^2}$ ）と波長の関係から直接波と反射波が相殺する周波数が求められる。図4.5.6に高度300 ftのケースにおける反射による音圧レベルの変化の推算値を示す。ここで地面（アスファルト）では完全反射するものと仮定した。図4.5.6でスペクトルの谷が見られる周波数は約100, 200, 400 Hzで図4.5.4の計測値と一致し、スペクトルの谷が地面反射の影響であることが分かる。他の高度においても同様に図4.5.1では約500, 1500, 2500 Hz, 図4.5.2では約150, 400, 900 Hz, 図4.5.3では約100, 300, 500 Hzにスペクトルの谷が見られ地面反射によるものである。

4.6 減速水平飛行

図4.6.1にRwy10方向に飛行した減速水平飛行について較正対気速度（CAS）、機体迎え角、および機体姿勢角と音圧レベルのスペクトログラムを示す。この場合マイクは機体の右側で計測したことになる。また各マイクの前を通過した時刻を図中に破線で示した。機体データからMIC 20の前方を通過する3秒前から機体を約10度引き起こして減速を開始したことが分かる。BVI騒音はメイン・ロータのブレード通過周波数（約21 Hz）の10～50次程度（約200～1000 Hz）の高調波成分を持つことが知られており（文献10, 11）、図4.6.1右中段（MIC 20）でマイク前方通過の2秒前～1秒後の周波数1000 Hz以下の範囲が赤く示されていることと一致しており、減速水平飛行においてBVI騒音が発生している。

4.7 操舵入力

図4.7.1に高度IGE（約25 t）においてコレクティブ・スティックをステップ状に上げたケース（M-1）の結果を示す。また機体で計測したコレクティブ・ピッチ、エンジン・トルクおよびガス・タービンとパワ・タービンの回転数を合わせて示した。ヘリコプタのロータ回転数はガバナによってほぼ一定に制御されるが、急激なトルク変動が発生した場合には一時的に回転速度が変化する。図4.7.1のスペクトログラムにおいて、約600, 1200 Hzに赤く示されるピーク周波数はテール・ロータのブレード

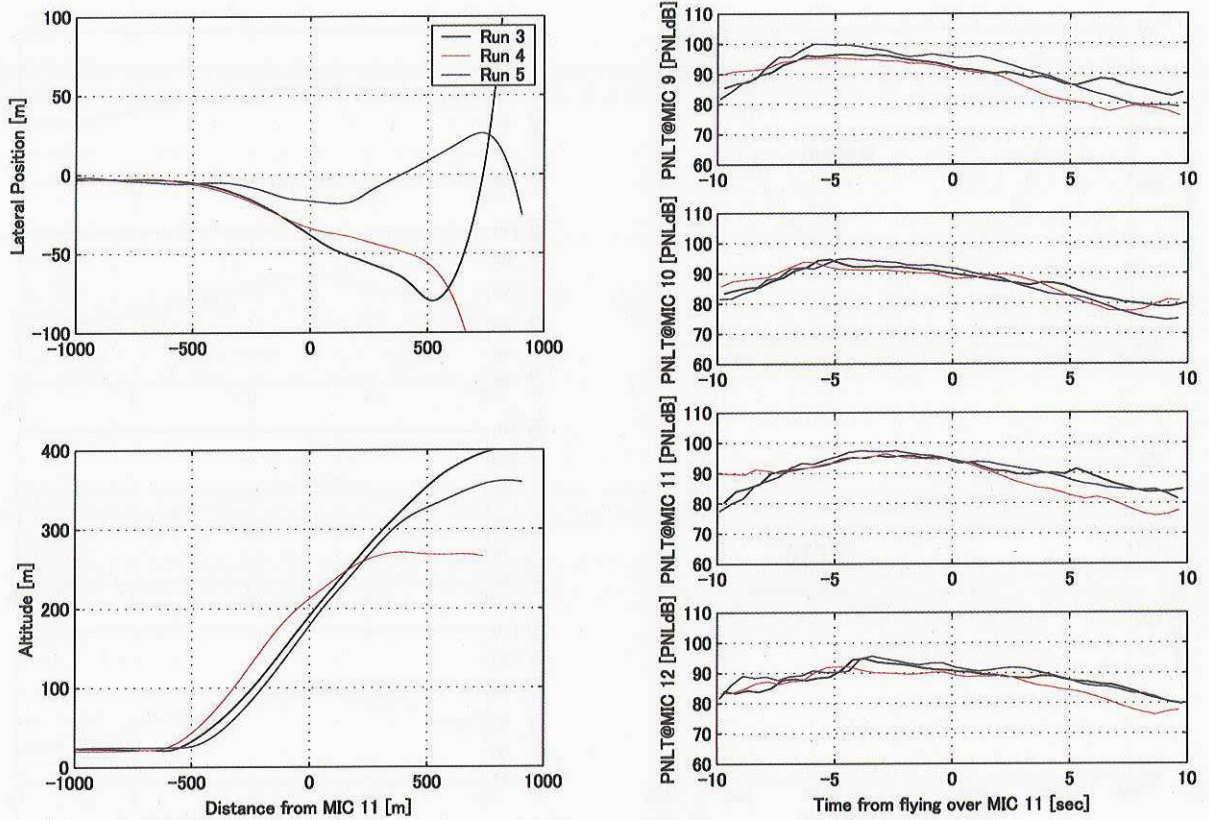


図 4.3.1 C-1 : 速度 70 kt の離陸上昇の飛行経路と PNLT (Run 3 ~ 5)

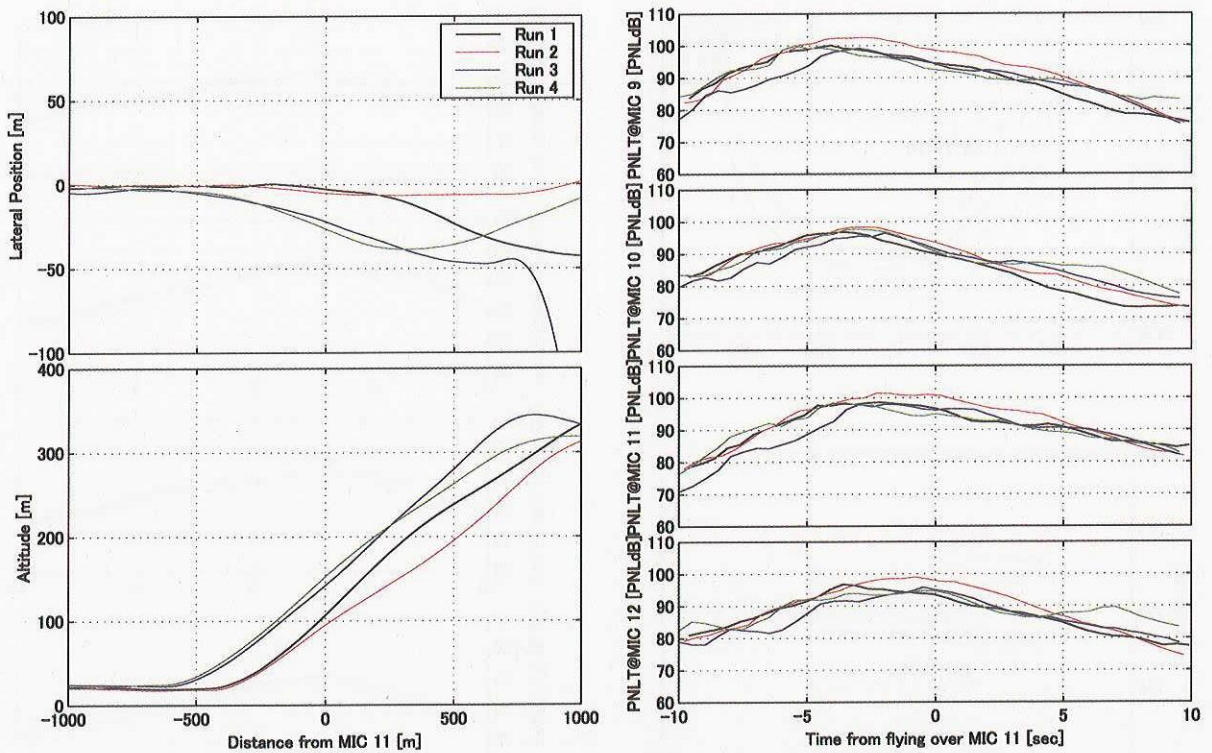


図 4.3.2 C-2 : 速度 70 kt, ロータ回転数 90 % の離陸上昇の飛行経路と PNLT

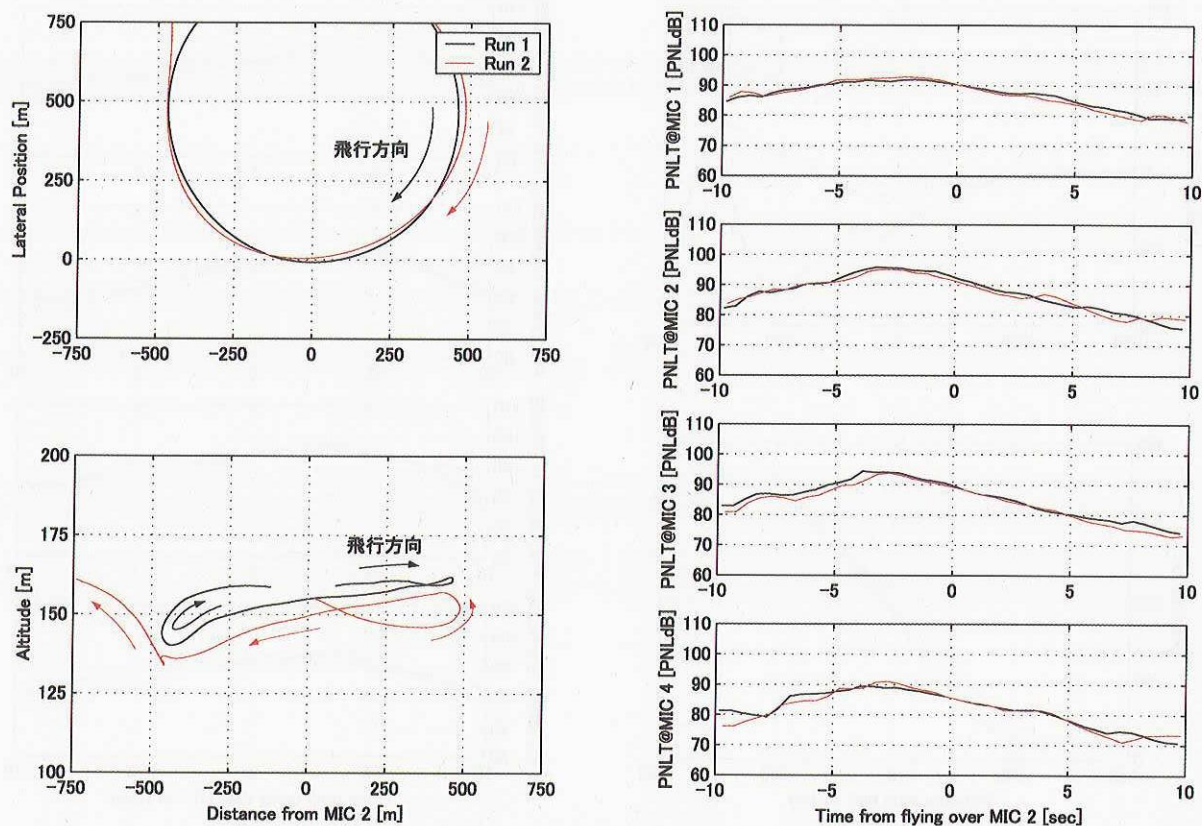


図 4.4.1 T-1 R : 速度 100 kt, バンク角 30 度の右旋回の飛行経路と PNLT

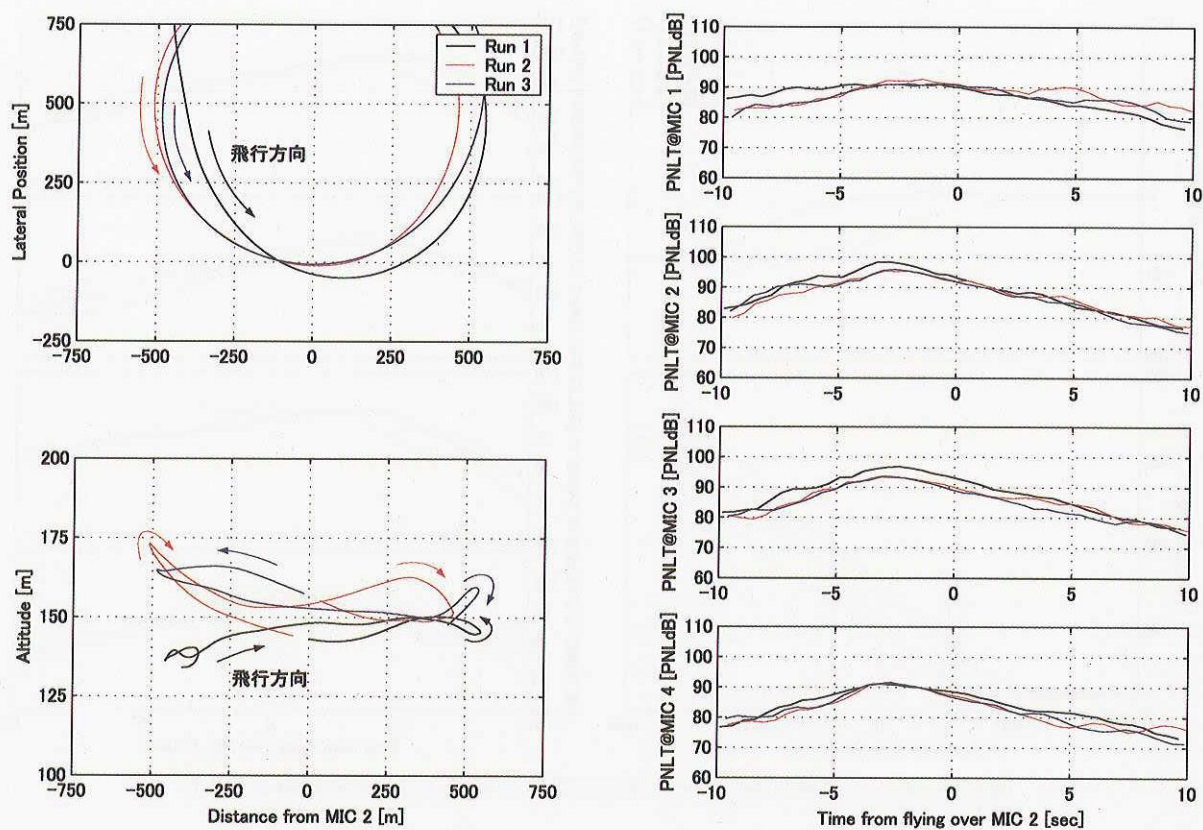


図 4.4.2 T-1 L : 速度 100 kt, バンク角 30 度の左旋回の飛行経路と PNLT

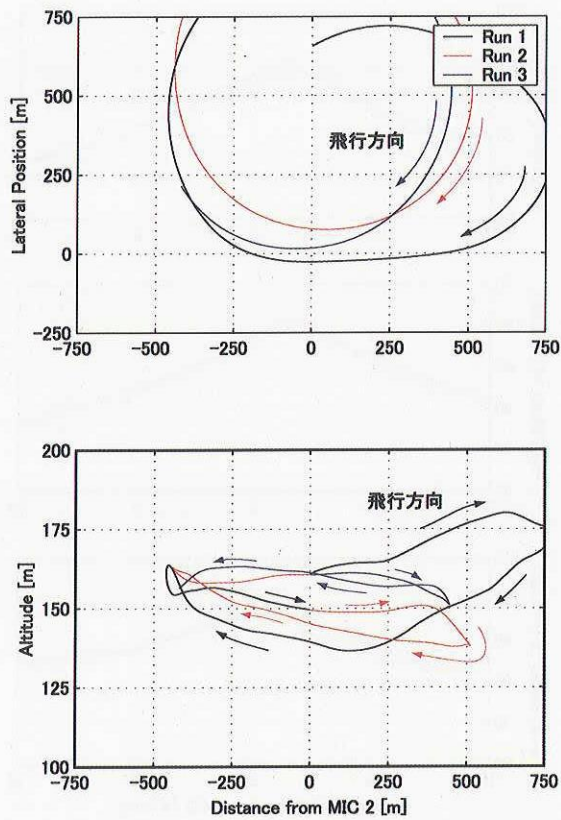


図 4.4.3 T-2 R : 速度 100 kt, バンク角 30 度, ロータ回転数 90 % の右旋回の飛行経路と PNLT

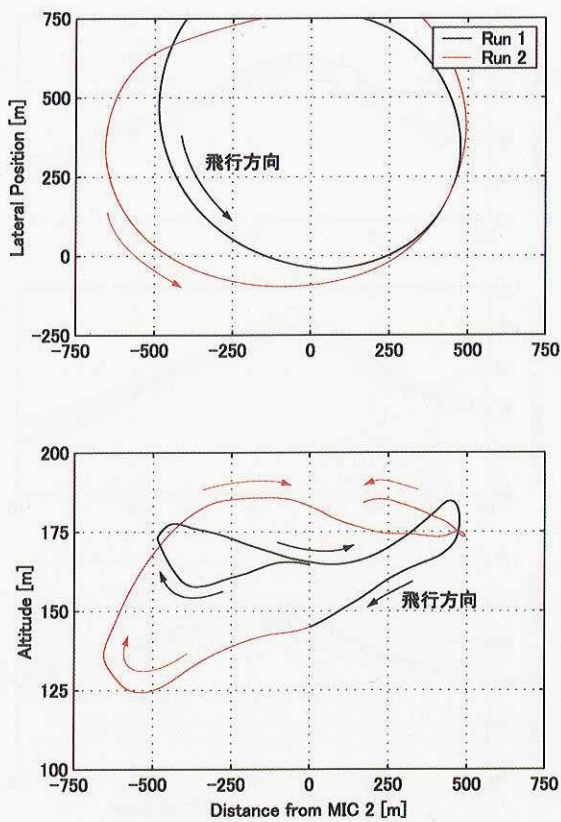
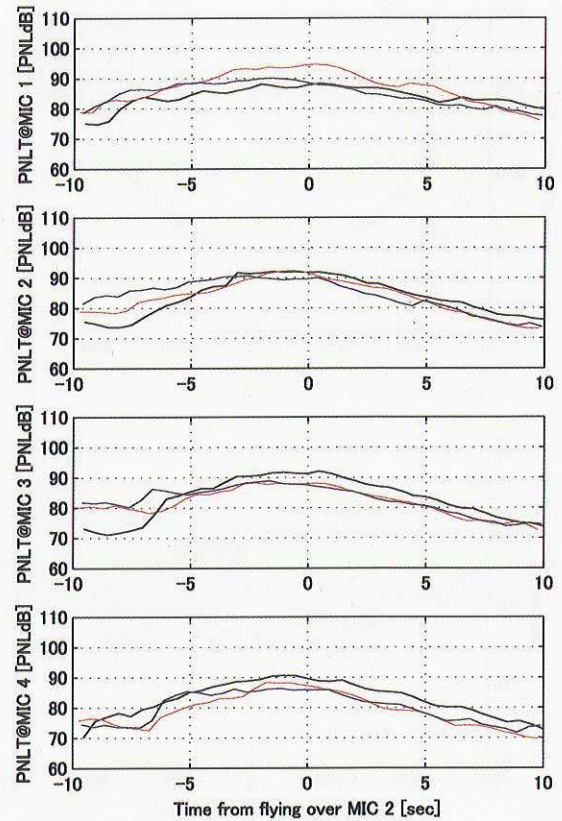
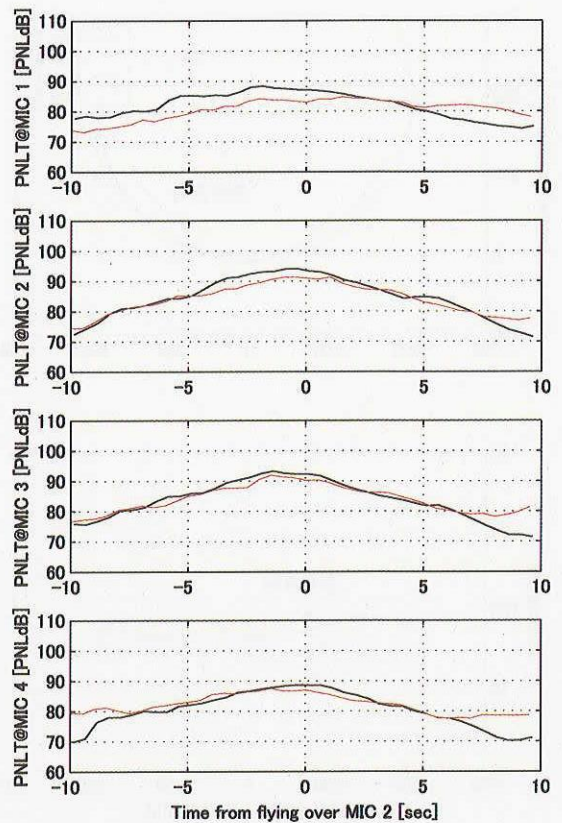


図 4.4.4 T-2 L : 速度 100 kt, バンク角 30 度, ロータ回転数 90 % の左旋回の飛行経路と PNLT



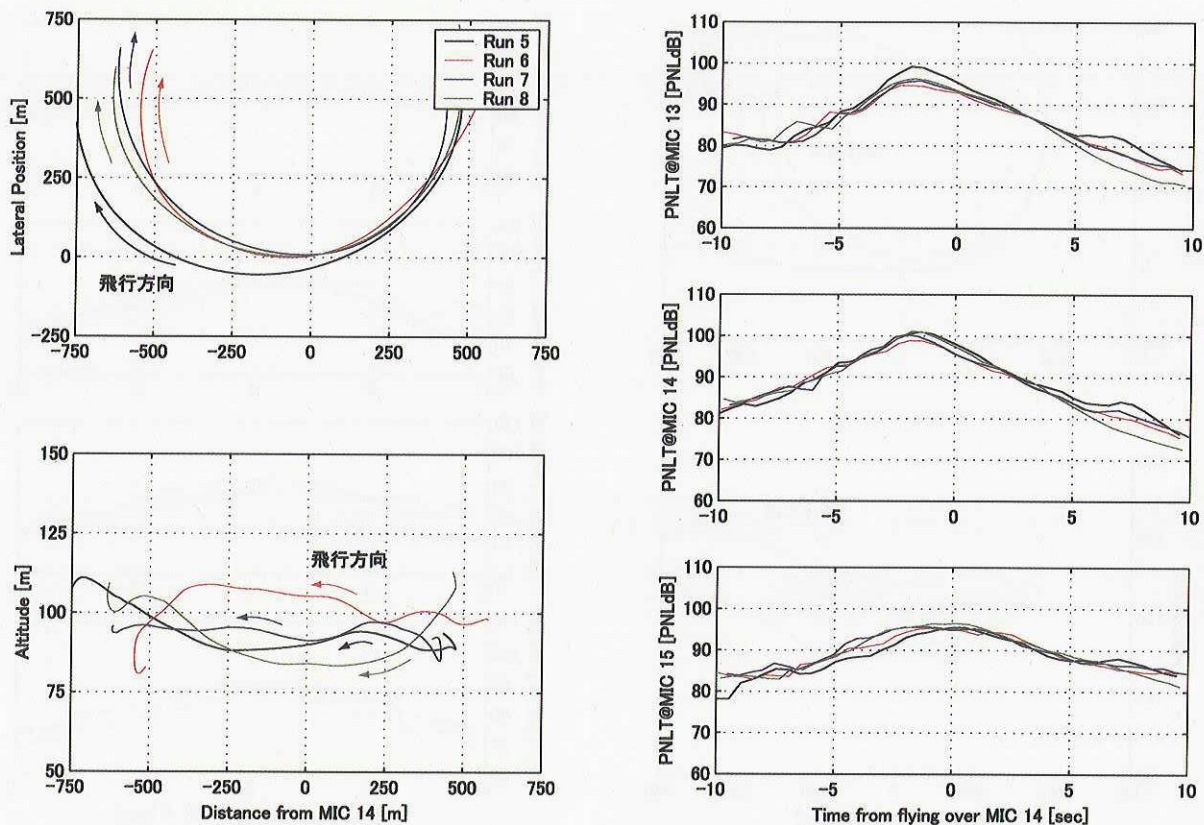


図 4.4.5 T-3 R : 速度 100 kt, 高度 260 ft, バンク角 30 度の右旋回の飛行経路と PNLT (Run 5 ~ 8)

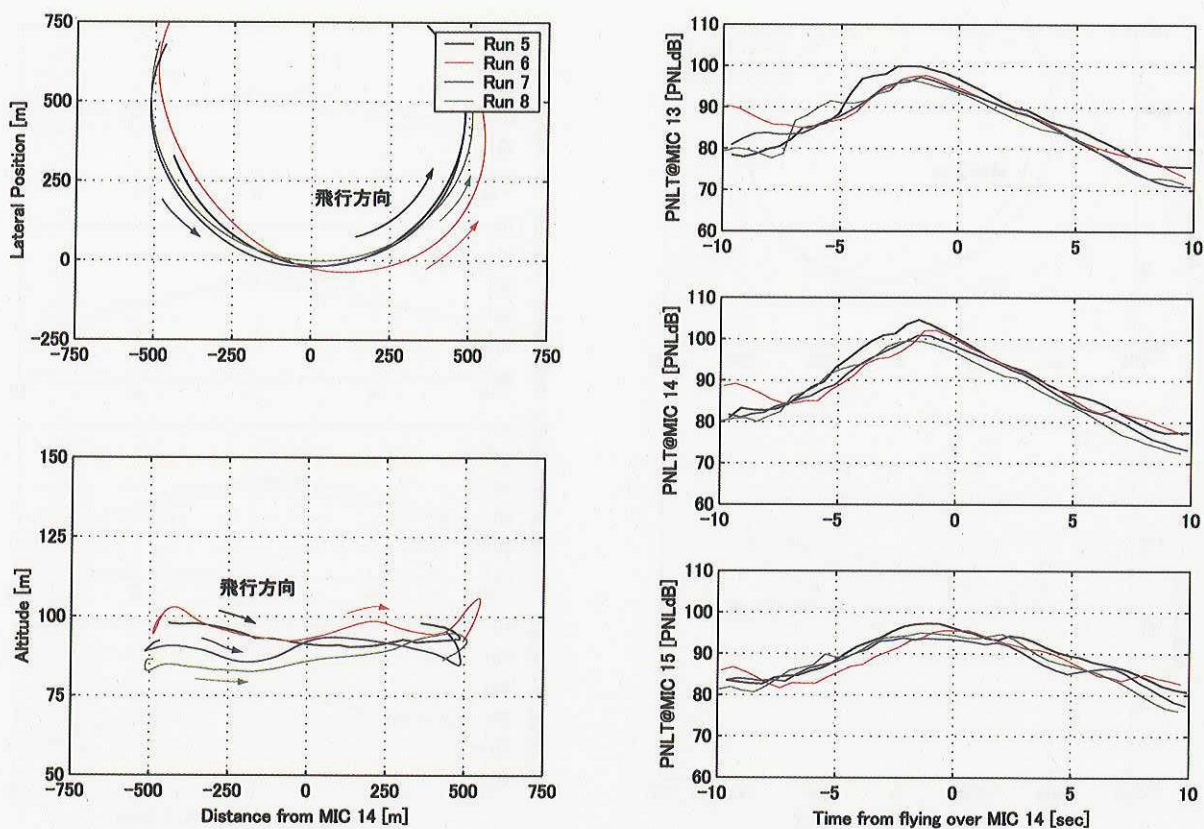


図 4.4.6 T-3 L : 速度 100 kt, 高度 260 ft, バンク角 30 度の左旋回の飛行経路と PNLT (Run 5 ~ 8)

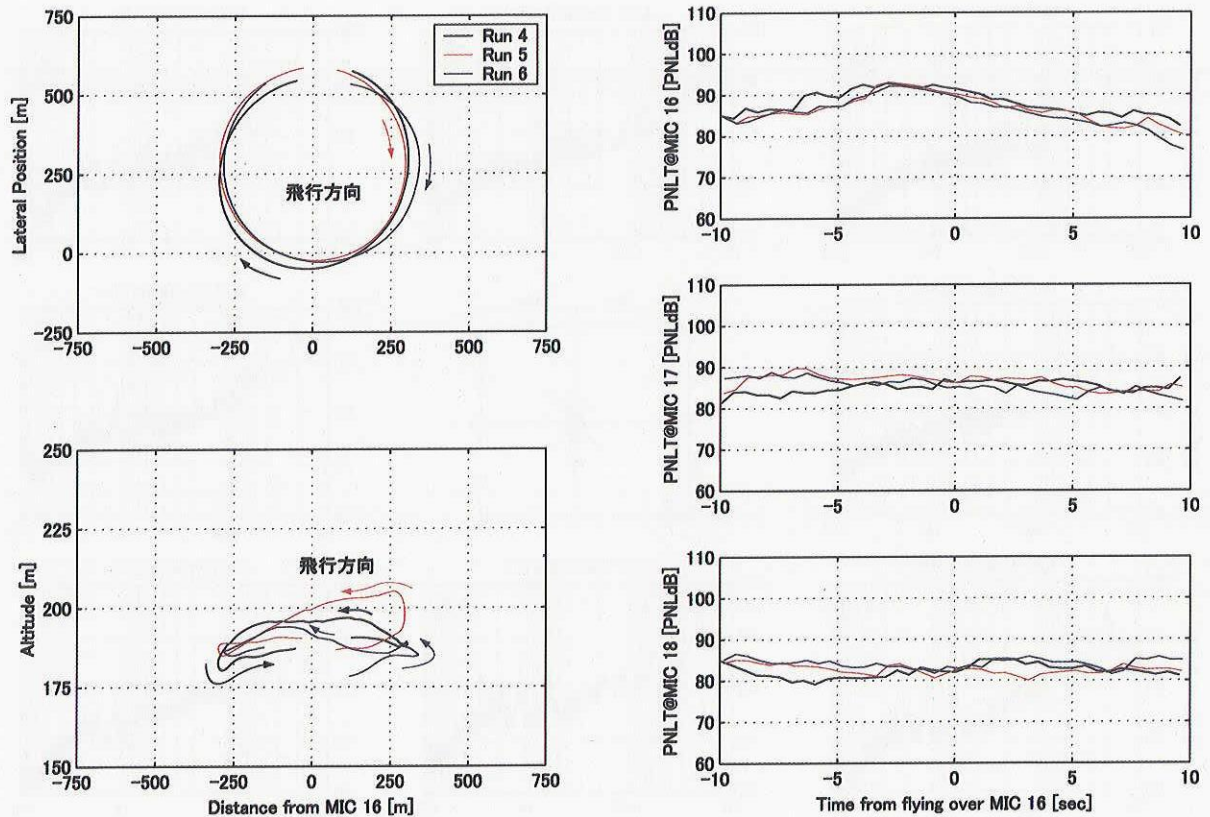


図 4.4.7 T-4 R : 速度 80 kt, 高度 568 ft, バンク角 30 度の右旋回の飛行経路と PNLT (Run 4 ~ 6)

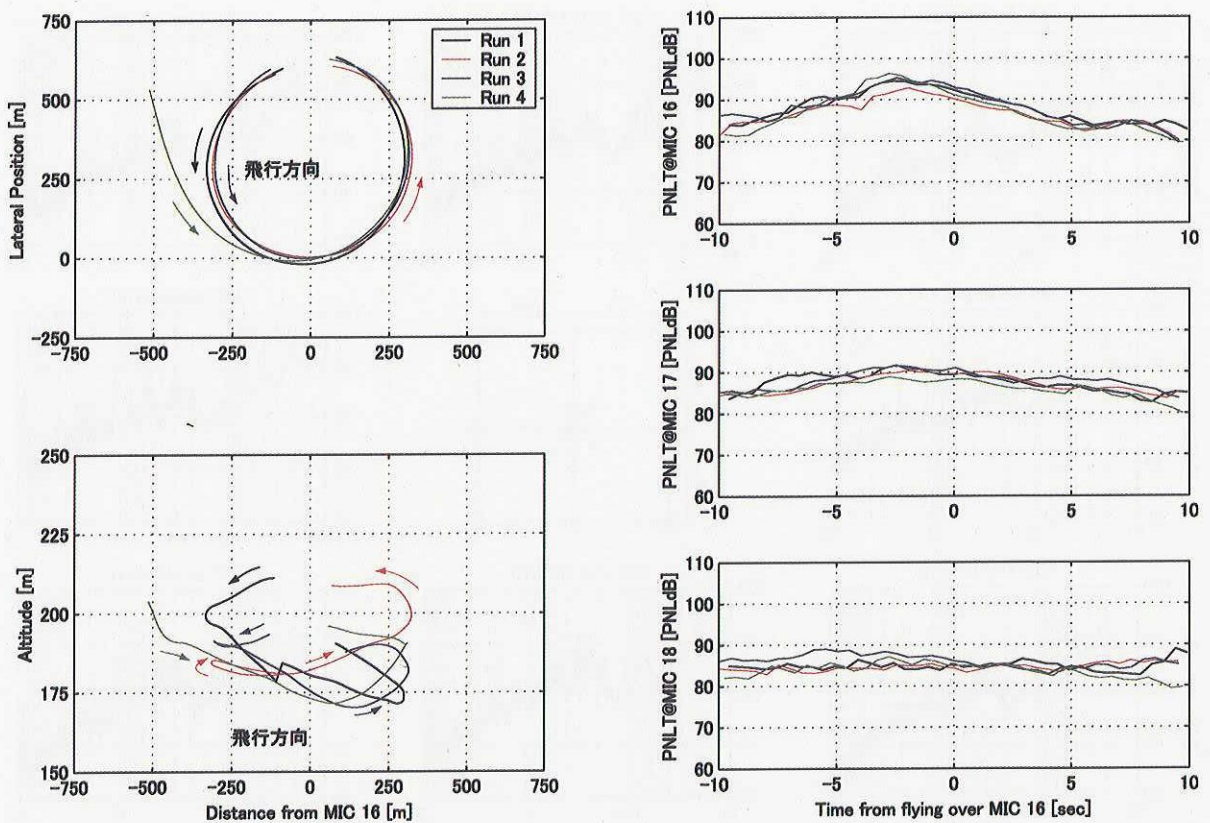


図 4.4.8 T-4 L : 速度 80 kt, 高度 568 ft, バンク角 30 度の左旋回の飛行経路と PNLT

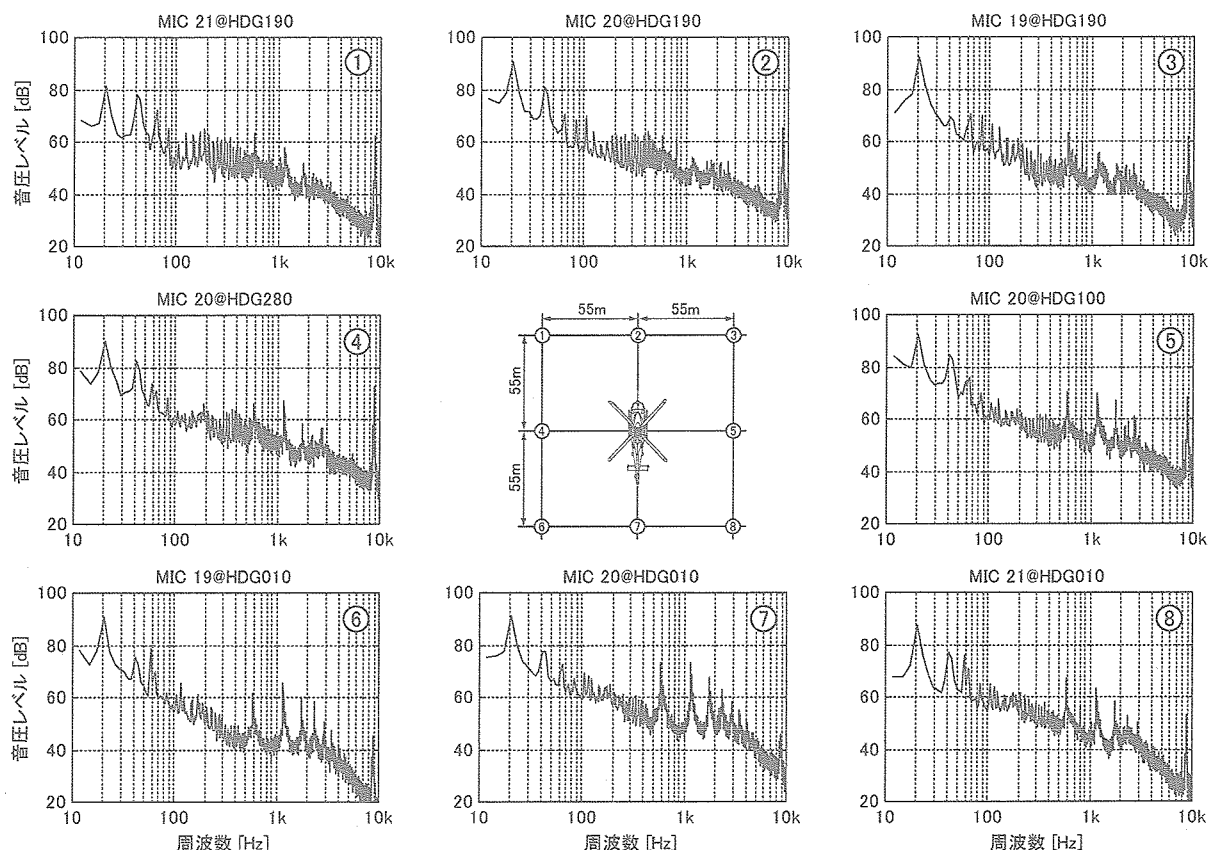


図 4.5.1 H-1：IGE（高度 25 ft）の 4 方向ホバリング

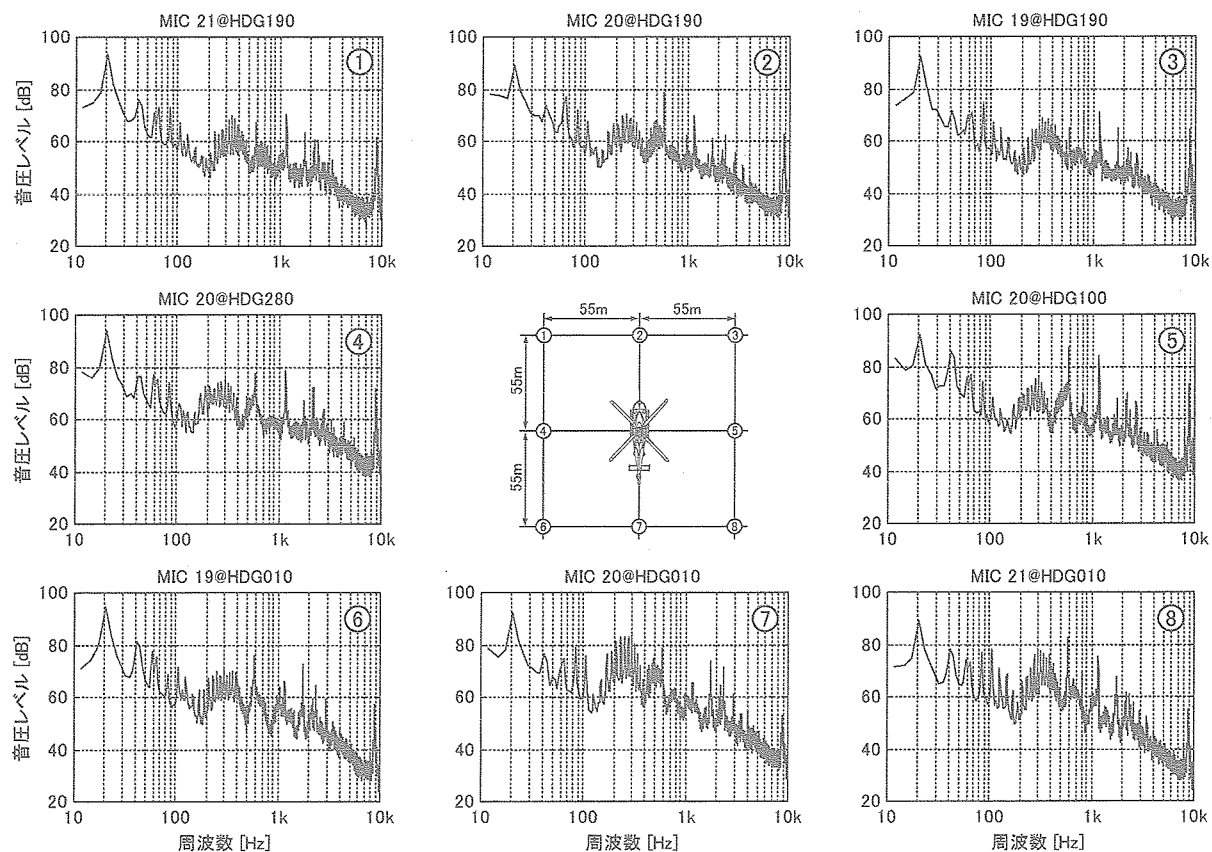


図 4.5.2 H-2：高度 100 ft の 4 方向ホバリング

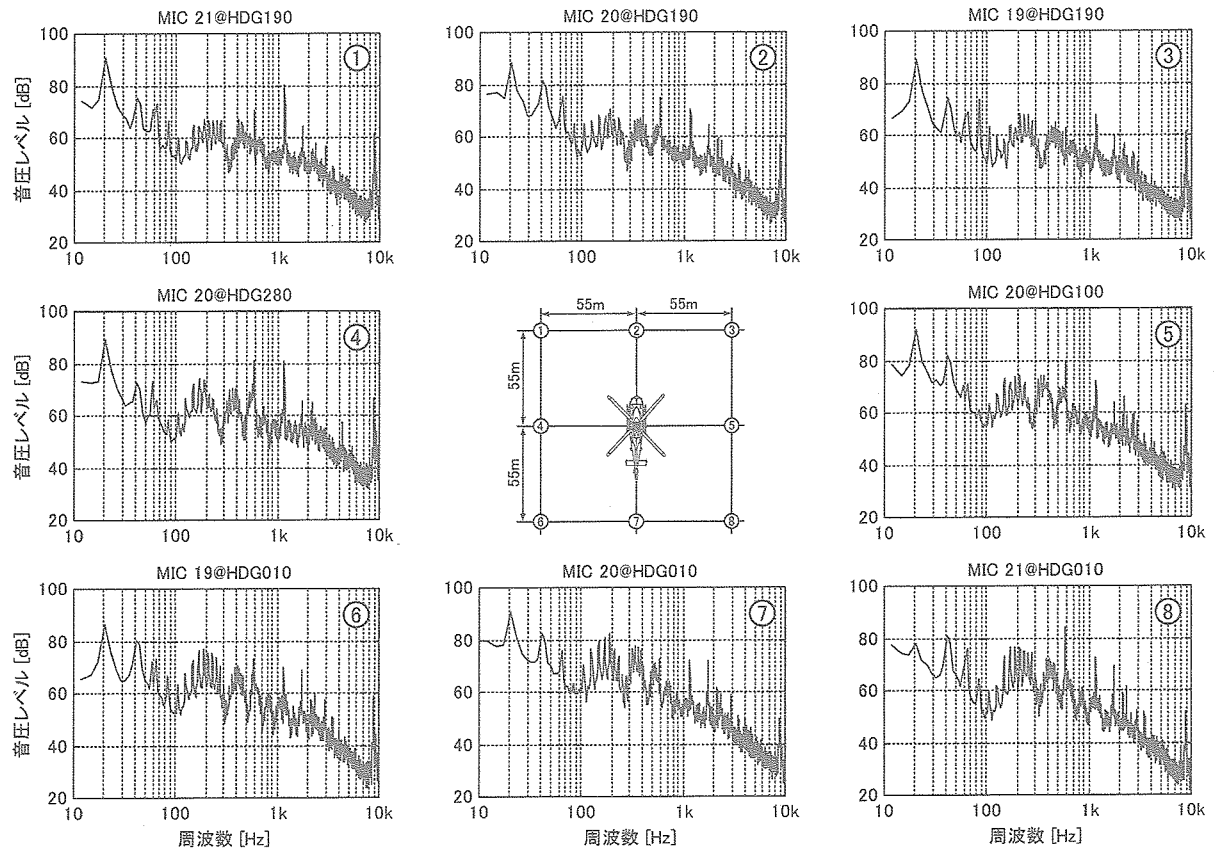


図 4.5.3 H-3：高度 200 ft の 4 方向ホバリング

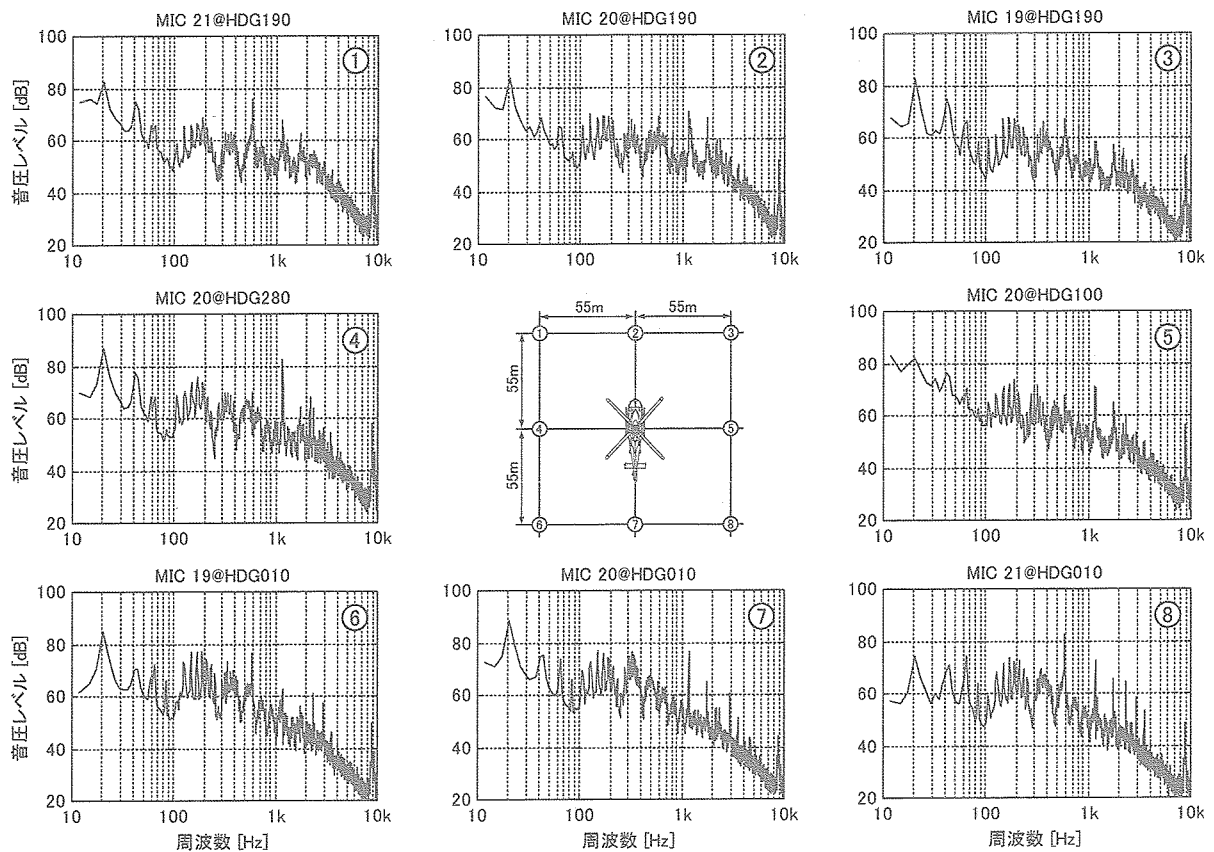


図 4.5.4 H-4：高度 300 ft の 4 方向ホバリング

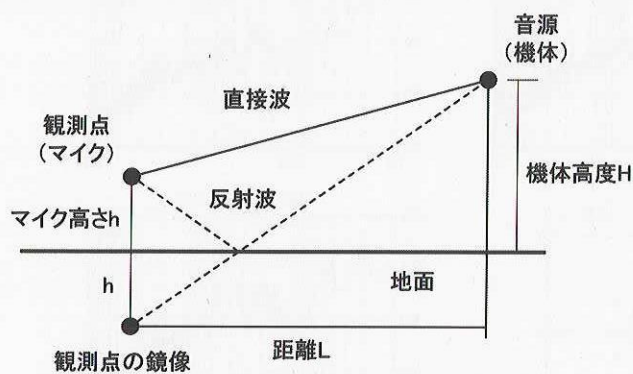


図 4.5.5 地面反射による影響の模式図

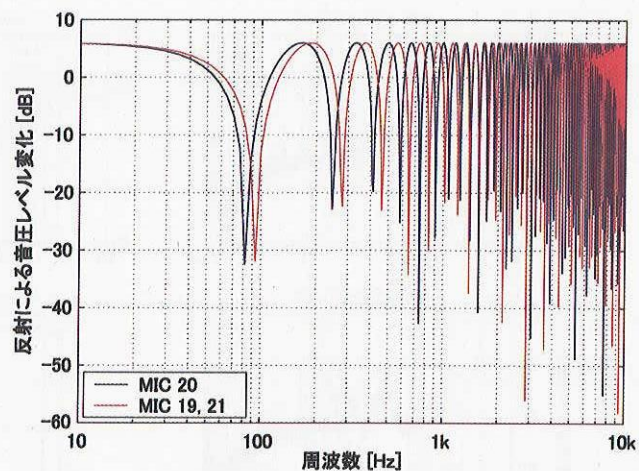


図 4.5.6 H-4 (高度 300 ft) における地面反射の影響

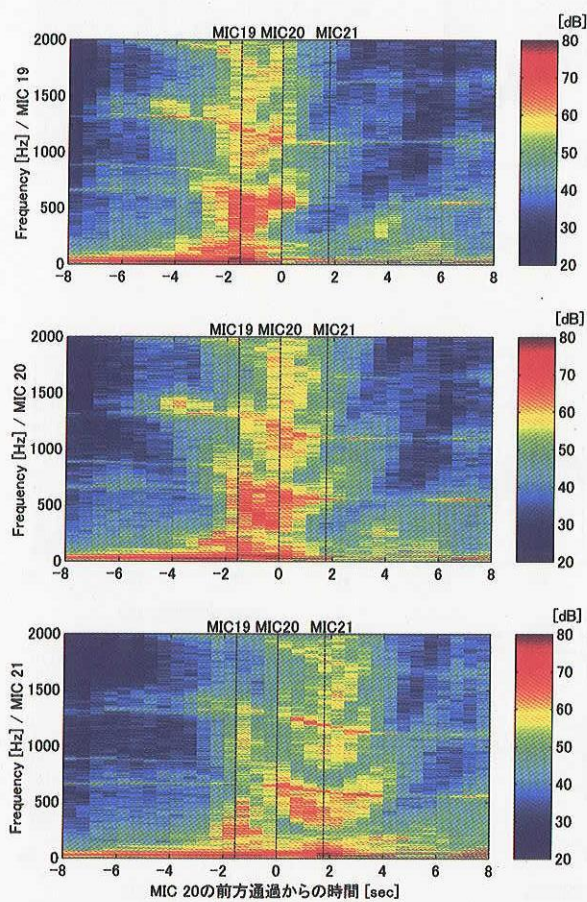
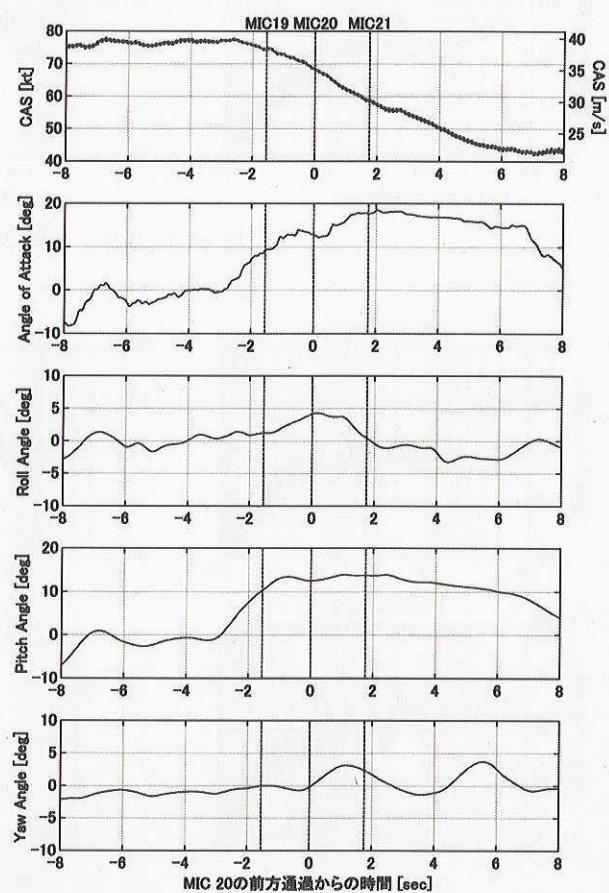


図 4.6.1 S : 減速水平飛行 (飛行方向: Rwy10)



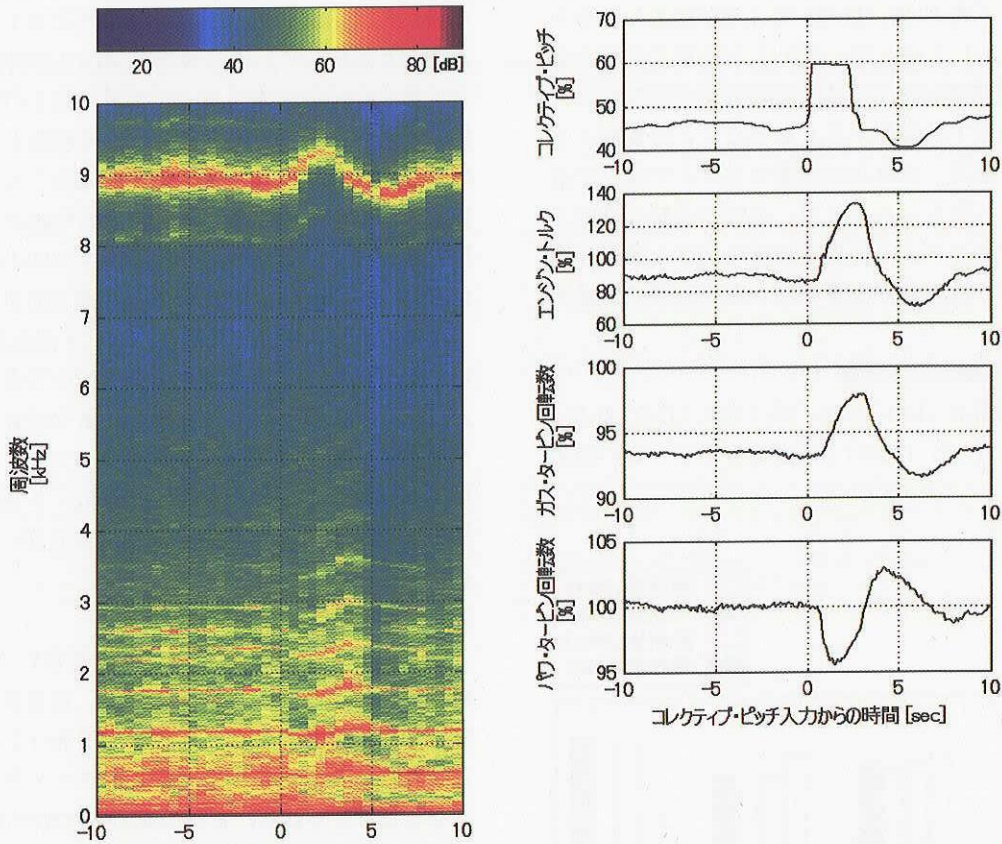


図 4.7.1 M-1 : CP ステップ入力 (機首方位 190 度)

通過周波数の 1, 2 次の高調波であり, パワ・タービン (即ちロータ) の回転数と連動して変化 (始めに低下して後に上昇) している. また 9 kHz 付近で赤く示されるピークはガス・タービン (圧縮機) によるもので, ガス・タービンの回転数と連動して変化 (始めに上昇して後に低下) しており, 操舵による機体データと騒音の変動がよく一致している.

5. 考 察

5.1 飛行条件による騒音レベルの比較

5.1.1 対気速度による比較

対気速度による騒音レベルの比較として, 図 5.1.1 に水平飛行のケース L-1 (速度 126 kt) と L-4 (速度 100 kt) の EPNL を示す. この図で L-1 は L-4 より約 2 EPNdB 大きい EPNL となっており, 以下にその理由を考察する. EPNL の計算では PNLT が最大値から 10 dB 下がるまでの範囲を時間方向にエネルギー的に積分する. L-4 は速度が遅く, 図 4.1.4 に示されるように PNLT の時間変化が小さいため積分時間が長くなる. 一方 L-1 は速度が速く, 図 4.1.1 に示されるように PNLT の時間変化が大きいため積分時間は短くなるが, PNLT の最大値は L-4 より大きい.

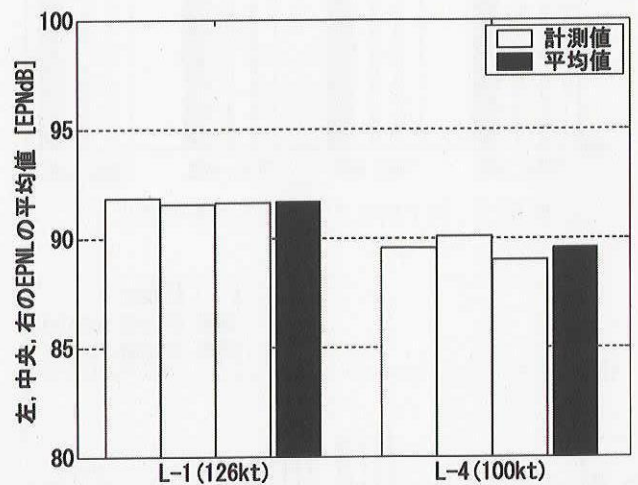


図 5.1.1 対気速度による騒音レベルの変化

エネルギー的な積分において, L-1 の PNLT の最大値の上昇の方が積分時間の減少より寄与が大きいため, 結果として L-1 は L-4 よりも大きい EPNL となったと考えられる.

5.1.2 降下角による比較

図 5.1.2 に降下進入 (D-1 ~ 4) における EPNL を示す. 水平飛行から降下角 3 度, 6 度と騒音が増大し, 9 度では減少している. この傾向は BVI 騒音の発生によるものと

考えられる。降下角 12 度 (D-4) では再び増大しており異なった傾向を示しているが、これは 2.5.2 節で述べたように降下角 12 度のケースのみ飛行速度を低く設定したために、騒音が継続する時間が長くなったことが要因として挙げられる。なお、これらの試験ではマイク直上における飛行高度を一定にしているが、実際の運航では降下角を大きくすることによって周辺地域における飛行高度が高くなるため、減衰量が大きくなり騒音低減の効果が期待できる。

5.1.3 ロータ回転数による比較

図 5.1.3 に水平飛行 (L-4, L-5), 降下進入 (D-2, D-5), 離陸上昇 (C-1, C-2) における EPNL を示す。この図から

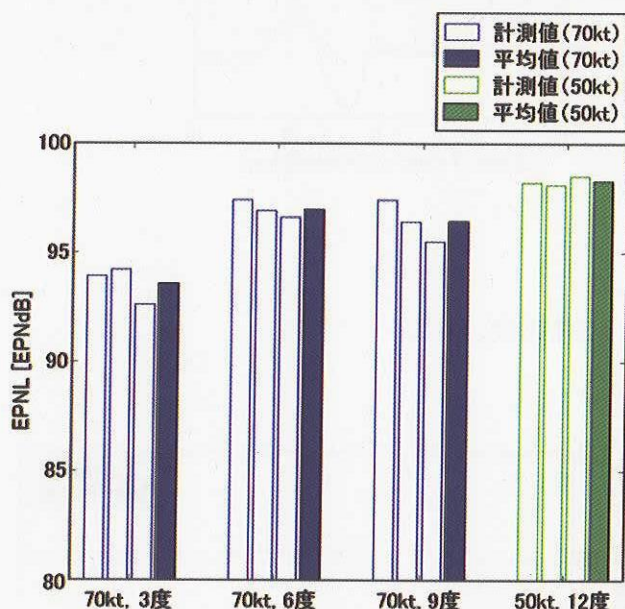


図 5.1.2 降下角による騒音レベルの変化

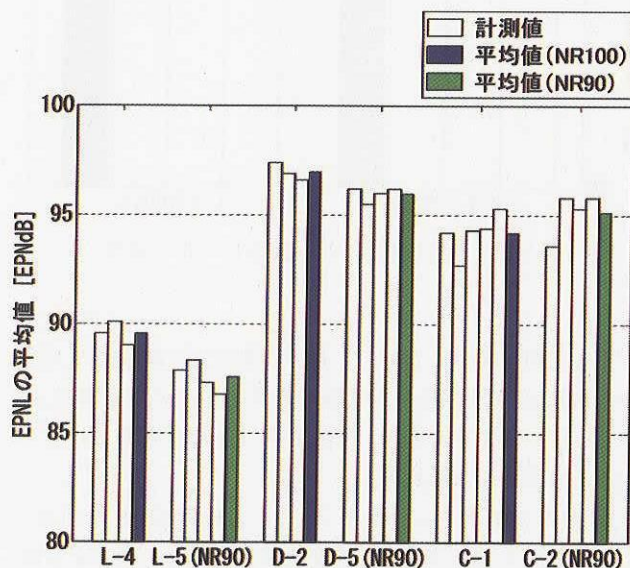


図 5.1.3 ロータ回転数による騒音レベルの変化

らロータ回転数を 90 % にした場合の騒音レベルは 100 % の場合と比較して、水平飛行では約 2 EPNdB, 降下進入では約 1 EPNdB 小さくなっており、地上の騒音被害の低減に効果があると考えられる。一方離陸上昇ではロータ回転数を 90 % にすると約 1 EPNdB 増大している。ロータ回転数が 100 % と 90 % の場合の上昇性能は MH 2000 A 型機の飛行規程によると、それぞれ約 1900 fpm, 1240 fpm (機体質量 4000 kg, 気温 10 度, 高度 500 ft, エンジン出力は連続出力の場合) であり、ロータ回転数を 90 % にした C-2 では C-1 よりマイク上空を低い高度で飛行することになる。そのため C-2 では C-1 より騒音の減衰量が小さくなり、EPNL が増大したと考えられる。以上のことから、本実験で実施した離陸上昇のケースではロータ回転数を 90 % に変更しても地上騒音被害低減の効果は得られなかった。

5.1.4 水平飛行と旋回飛行の比較

図 5.1.4 に速度 100 kt における水平飛行 (L-4) と旋回飛行 (T-1) における EPNL を示す。旋回飛行では重力に加えて遠心力と釣り合うために水平飛行より大きな推力が必要となり、その結果メイン・ロータの荷重音が大きくなると考えられる。さらに旋回の内側では 4.4 節で述べたようにマイクと機体の距離の時間変化が小さいため、水平飛行より長い時間大きな騒音が持続する。これらのことから MIC 1 (旋回の内側) と MIC 2 (経路円周上) では水平飛行より旋回飛行の方が大きな騒音レベルとなったと考えられる。この結果から低騒音飛行経路の設計における旋回飛行時の騒音について配慮が必要と言える。

5.2 実験場による比較

メガフロートは鋼鉄製の船殻構造であるため、L-2 (メガフロート) と L-3 (大樹) を比較して地上での計測との

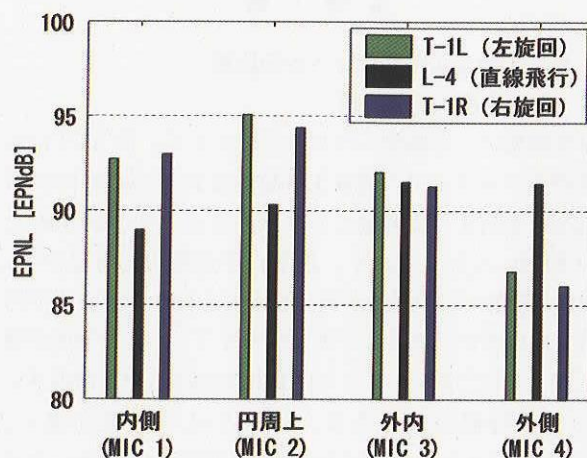


図 5.1.4 直線飛行と旋回飛行

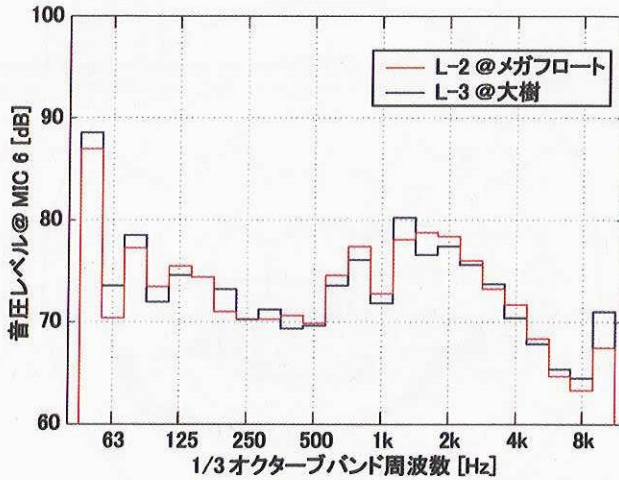


図 5.2.1 実験場によるオクターブ分析結果の比較

差の有無を検討した。図 5.2.1 に MIC 6 の PNLT が最大値となったときの 1/3 オクターブバンド音圧レベルを示す。両者に大きな差は見られず、地上騒音に対するメガフロートの構造による影響は無いと考えられる。

6. 音源の特性の推定

前章ではヘリコプタの騒音被害の受け手となる地上の観測点において、飛行条件による計測結果の比較を行った。本章では、音源としての特性を推定することを目的として、地上で計測した騒音の時系列データから以下に示した方法を用いて、機体から騒音が放射された方向と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ヘリコプタ騒音の指向性として音源の特性を求めた例を示す。

計算方法

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）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 50 Hz ～ 10 kHz の 24 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 τ 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 Δt は音速を c とし次式で表される。

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

- (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。

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

- (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。

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

- (v) 時刻 τ 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 $\mathbf{X}'_{r,B}$ の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 5）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 SPL_r を、機体からの距離 $L (= |\mathbf{X}'_{r,B}|)$ における 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。

$$\begin{aligned} \text{SPL}_r(i) = & \text{SPL}(i) + 0.01 [\alpha(i) - \alpha_0(i)] L \\ & + 0.01 \alpha_0(i) (L - L_r) + 20 \log_{10} (L - L_r) \end{aligned} \quad (5)$$

- (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 特性騒音レベルを 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。

計算結果

図 6.1 ～ 図 6.3 に水平飛行のケース L-1（水平飛行 126 kt）、L-4（水平飛行 100 kt）、L-5（水平飛行 100 kt, NR 90）における縦（機体軸 XZ 断面）の指向性を示す。水平飛行において速度またはロータ回転数を遅くすると前方に放射される騒音が小さくなっている。

図 6.4 ～ 図 6.8 に降下飛行のケース D-1 ～ 5 から求めた縦の指向性を示す。水平飛行と比較して降下飛行では機

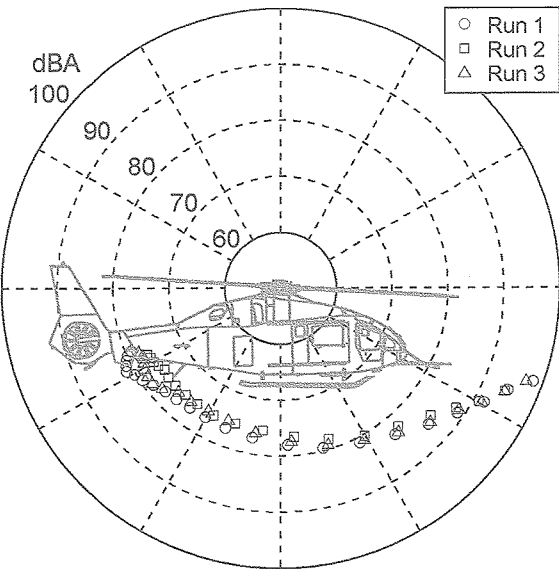


図 6.1 L-1（水平飛行 126 kt）の縦の指向性

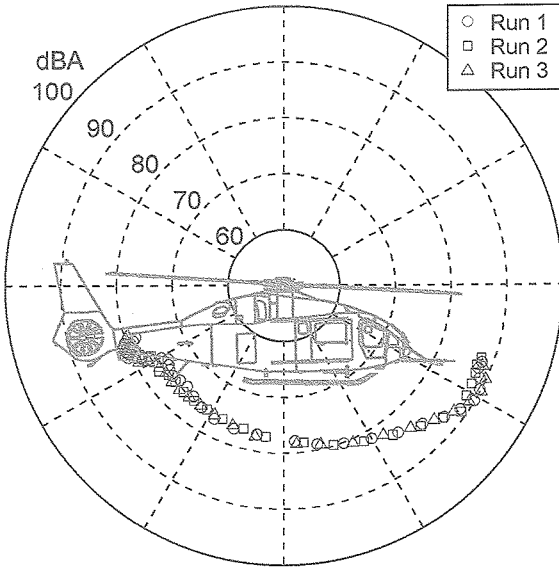


図 6.2 L-4（水平飛行 100 kt）の縦の指向性

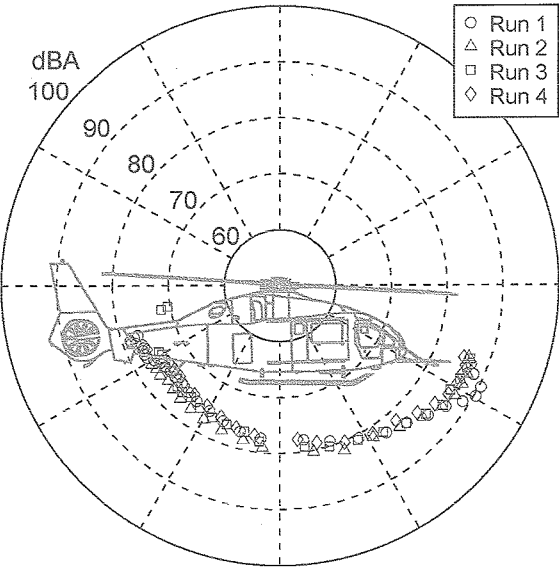


図 6.3 L-5（水平飛行 100 kt, NR 90）の縦の指向性

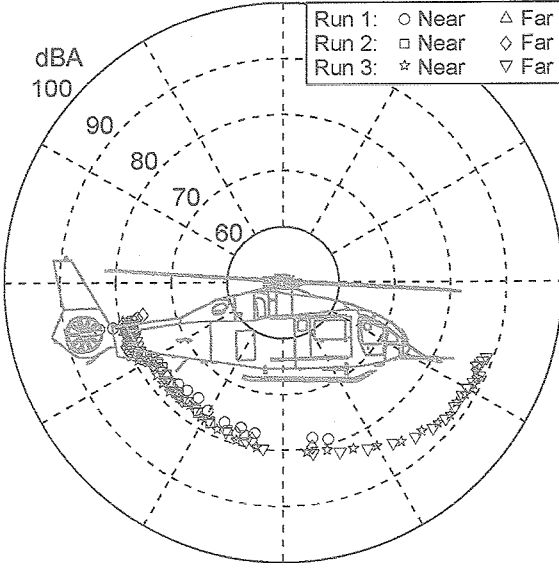


図 6.4 D-1（降下角 3 度）の縦の指向性

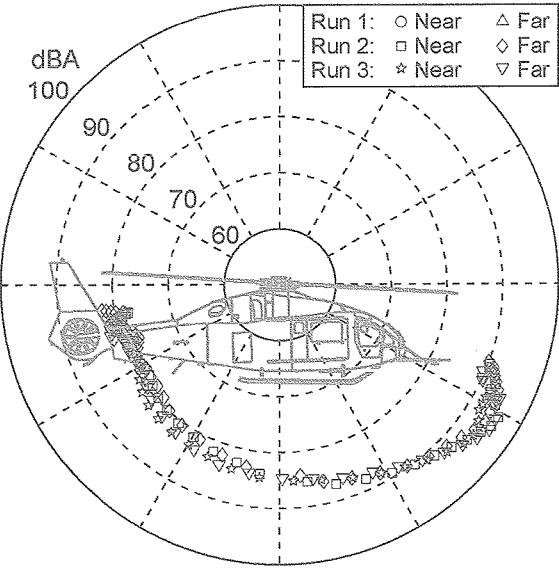


図 6.5 D-2（降下角 6 度）の縦の指向性

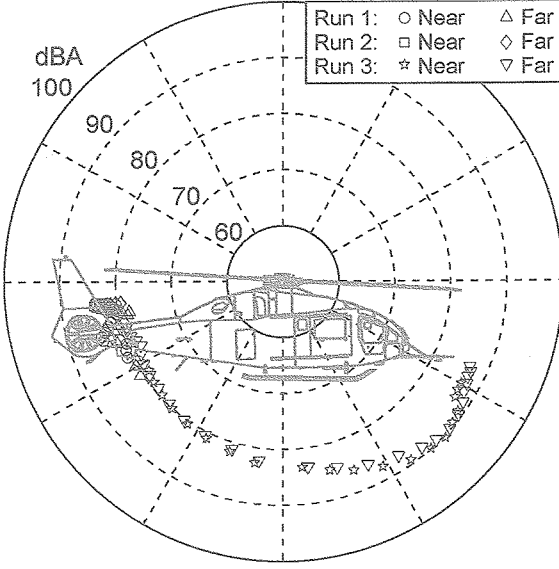


図 6.6 D-3（降下角 9 度）の縦の指向性

体前方の下30度から下方に大きな騒音が発生している。またD-5（降下角6度，NR 90）とD-2（降下角6度）を比較すると，特に機体下方から後方でD-5の騒音が小さくなっている。

図6.9～図6.10に上昇飛行のケースC-1～2から求めた縦の指向性を示す。ロータ回転数を90%にしたC-2では，C-1よりも下方の騒音がやや小さくなっている。

図6.11に速度100 kt，バンク角30度で左右に旋回しているケースT-1とT-3の結果から求めた横の指向性を示す。機体の真横ではメイン・ロータ面内に大きな騒音が伝わっており，旋回するために機体を傾けるとメイン・ロータ面内方向が地上を向くため，水平飛行よりも地上における騒音が大きくなる可能性があり，低騒音飛行経路の設計においても配慮が必要である。

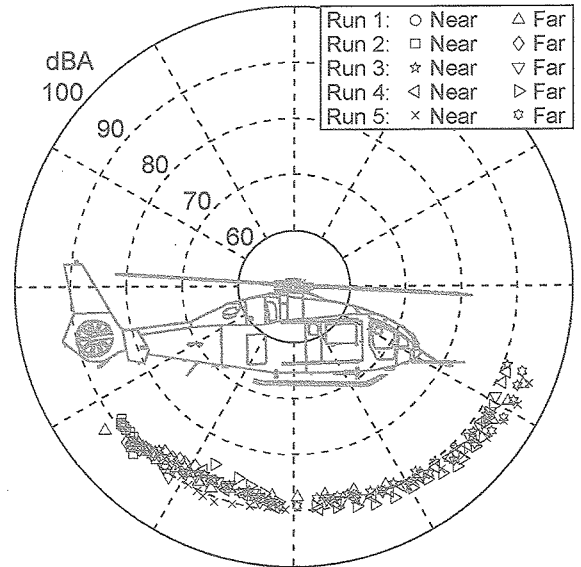


図6.9 C-1（離陸上昇）の縦の指向性

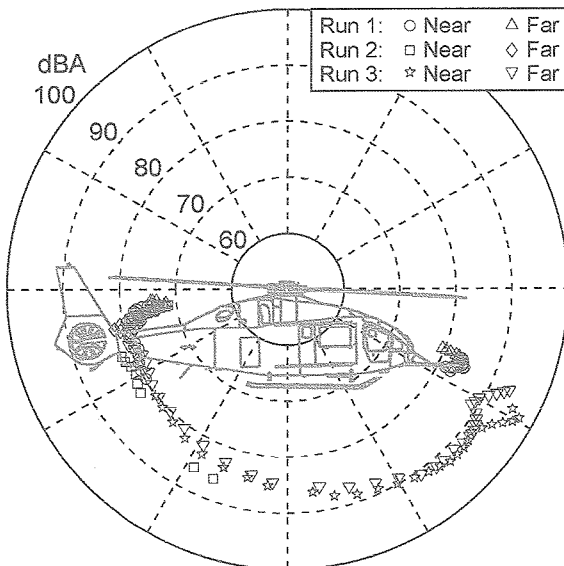


図6.7 D-4（降下角12度）の縦の指向性

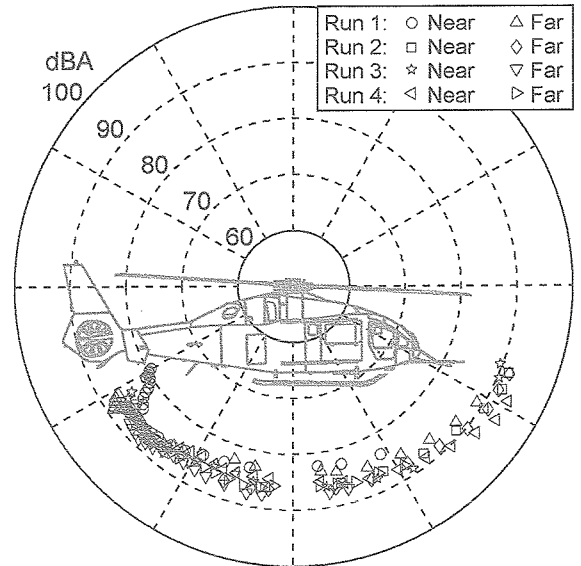


図6.10 C-2（離陸上昇 NR 90）の縦の指向性

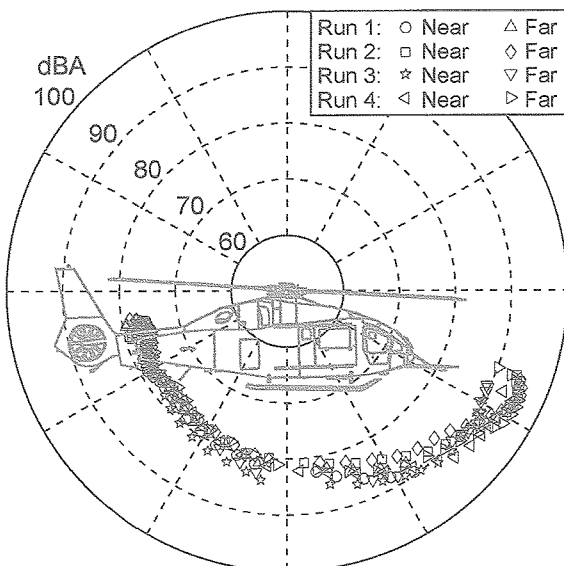


図6.8 D-5（降下角6度，NR 90）の縦の指向性

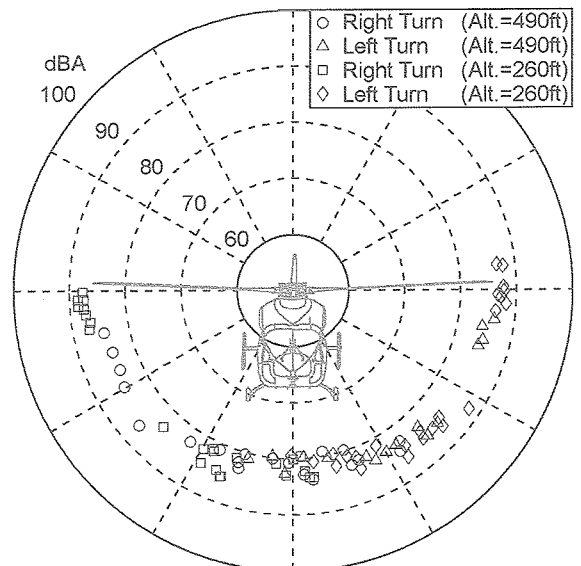


図6.11 旋回飛行から求めた横の指向性

7. ま と め

実験用ヘリコプタ MuPAL-εを用いた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。

- ・ ICAO の騒音適合証明に準じた飛行パターン、および速度、降下角、ロータ回転数、バンク角をパラメータとして設定した水平・上昇・降下・旋回飛行を行い、飛行条件による騒音レベルの比較を行った。
- ・ 旋回飛行を行うことによって、直線飛行では計測できないロータ回転面内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-εに搭載された DGPS/INS 複合システムによる高レートで高精度な機体位置、姿勢および地上で計測した騒音データを用いて、ヘリコプタ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マイク上空を通過する旋回飛行のようなケースにおいても経路と姿勢を高精度に制御できたため、多くの飛行パターンを少ない試行回数で効率的に実施できた。機体開発や騒音適合証明等の飛行試験において基準経路を高精度に追従する必要がある場合にトンネル型誘導表示は有効である。

本実験では非常に多くのケースを実施し、CFD 計算結果の検証や騒音モデルの開発に資するデータが取得できた。本稿では紙幅の制約のため全てのデータを掲載することはできないが、ヘリコプタの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) Nojima, T., Funabiki, K., and Iijima, T., "Flight Demonstration of a New Operational Concept Using TDMA Data Link System," presented at 24th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, August 2004.
- 2) 石井寛一, 五味広美, 奥野善則, 「実験用航空機 MuPAL-αによる地上騒音計測飛行実験」, JAXA-RR-04-038, 2005年3月.
- 3) 青山剛史, 齊藤 茂, 「ブレード翼端形状がヘリコプタの高速衝撃騒音に及ぼす影響」, JAXA-RR-03-019, 2004年3月.
- 4) Sim, B., Schmitz, F., Ishii, H., and Okuno, Y., "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.
- 5) International Civil Aviation Organization (ICAO); Environmental Protection, Annex 16, Vol. 1, Aircraft Noise, Third Edition, 1993.
- 6) 奥野善則, 又吉直樹, 照井祐之, 若色薫, 穂積弘毅, 井之口浜木, 船引浩平, 「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月.
- 7) 又吉直樹, 奥野善則, 井之口浜木, 「実験用ヘリコプタ搭載 DGPS の測位精度等評価飛行実験」, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1460, 2003年5月.
- 8) Funabiki, K., Muraoka K., and Iijima, T., "Tunnel-in-the-sky Display For Helicopters," presented at AIAA-2001-4302.
- 9) 奥野善則, 又吉直樹, 穂積弘毅, 船引浩平, 石井寛一, 横山尚志, 「実験用ヘリコプタ MuPAL-εによるメガフロート空港評価飛行実験 —第1回 ILS 等評価実験—」, NAL TR-1429, 2001年8月.
- 10) Chen, R., Hindson, W., and Mueller, A., "Acoustic Flight Tests of Rotorcraft Noise-Abatement Approaches Using Local Differential GPS Guidance," NASA TM-110370, 1995.
- 11) Kitaplioglu, C., Betzina, M., and Johnson, W., "Blade-Vortex Interaction Noise of an Isolated Full-scale XV-15 Tilt-rotor," presented at the American Helicopter Society 56th Annual Forum, 2000.

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA-RR-04-036

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

