

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

## JAXA Research and Development Report

---

### 実験用ヘリコプタによる低騒音最適飛行の研究

石井 寛一, 伊海田 皓史, 土屋 武司, 五味 広美, 奥野 善則

2008年2月

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

# 宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

## 実験用ヘリコプタによる低騒音最適飛行の研究

Research on Trajectory Optimization for Helicopter Noise Abatement Flight

石井 寛一<sup>\*1</sup>, 伊海田 皓史<sup>\*2</sup>, 土屋 武司<sup>\*2</sup>, 五味 広美<sup>\*1</sup>, 奥野 善則<sup>\*1</sup>

Hirokazu ISHII<sup>\*1</sup>, Hiroshi IKAIIDA<sup>\*2</sup>, Takeshi TSUCHIYA<sup>\*2</sup>, Hiromi GOMI<sup>\*1</sup> and Yoshinori OKUNO<sup>\*1</sup>

\* 1 総合技術研究本部 飛行システム技術開発センター

Flight Systems Technology Center, Institute of Aerospace Technology

\* 2 東京大学

The University of Tokyo

2008年2月

February 2008

# 宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

## 目 次

概要	1
記号	1
1. はじめに	2
2. 最適化計算	3
2.1 音源モデル	3
2.2 騒音伝搬モデル	5
2.3 機体運動モデル	5
2.4 評価関数	6
2.5 最適化手法	7
2.6 最適化計算結果	7
3. 飛行実験	9
3.1 機体搭載システム	9
3.2 地上騒音計測	10
3.3 実験ケース	10
3.4 飛行実験結果	11
3.5 風の影響を考慮した経路生成	19
3.6 騒音予測モデルの検証	19
4. おわりに	20
参考文献	20

# 実験用ヘリコプタによる低騒音最適飛行の研究\*

石井 寛一<sup>\*1</sup>, 伊海田 皓史<sup>\*2</sup>, 土屋 武司<sup>\*2</sup>, 五味 広美<sup>\*1</sup>, 奥野 善則<sup>\*1</sup>

Research on Trajectory Optimization for Helicopter Noise Abatement Flight \*

Hirokazu ISHII<sup>\*1</sup>, Hiroshi IKAIIDA<sup>\*2</sup>, Takeshi TSUCHIYA<sup>\*2</sup>,  
Hiromi GOMI<sup>\*1</sup> and Yoshinori OKUNO<sup>\*1</sup>

## Abstract

In order to reduce the noise impact by helicopters on surrounding communities, an onboard system for noise abatement flight was developed. It optimizes a flight trajectory to minimize predicted noise and generates navigation display to enable pilots to fly along the optimal trajectory. A series of flight tests was conducted by using MuPAL-ε research helicopter. The constraint conditions were formulated to obtain optimum solutions which were realistic and can be flown actually. And wind data estimated by onboard data acquisition system were reflected in real-time. As a result, the feasibility of the concept such as reducing noise annoyance by flying optimized trajectory was demonstrated in actual flight.

## 概 要

ヘリコプタの利用拡大を妨げる要因の一つとして地上の騒音被害があげられる。本研究では、ヘリコプタの飛行経路(主に着陸時の進入経路)を最適化することにより、地上の騒音被害を低減するシステムを開発した。機上に搭載した計算機により、リアルタイムで地上の騒音被害を予測し、これを最小にするような飛行経路、飛行諸元(速度や姿勢角等)を計算してパイロットに表示する。経路誘導表示システムとして、JAXAが開発した「トンネル型経路誘導表示」をもとに、最適経路の飛行に必要な情報を追加したものを使用した。最適経路の計算結果では、一般に用いられている降下角6度および3度の直線進入に比べてそれぞれ約3dB、4.5dBの騒音低減効果が認められた。実験用ヘリコプタを用いた飛行実験を実施し、これらのシステムが実飛行環境下で有効に機能することを確認した。ただし、最適経路では速度の制御が行われるが、今回使用した経路誘導表示システムでは速度の追従精度が不十分な場合があること、また、これに起因して、地上騒音の低減効果が減少する可能性があることが明らかとなった。これらの結果を反映し、今後は表示システムや地上騒音予測モデルの改良を目指す。

## 記号

$d$	音源と評価点の距離	$L_{st}$	直線飛行時の音源騒音レベル
$d_{ref}$	基準距離 (= 100m)	$L_{use}$	土地利用状況に基づく基準値
$E_A$	$L_A$ のエネルギー	$\Delta L_{air}$	空気吸収減衰
$J$	評価関数	$\Delta L_{bank}$	バンク角による発生騒音の増加量
$L$	騒音評価量	$\Delta L_{dist}$	距離減衰
$L_A$	評価点の騒音レベル	$m$	機体質量
$L_{AE}$	単発騒音暴露レベル	$T$	メイン・ロータ推力
$L_m$	騒音レベルのエネルギー平均値	$T_0$	基準化時間 (= 1sec)
$L_{src}$	音源騒音レベル (距離 $d_{ref}$ での値)	$t_f$	終端時間
		$U$	対気速度
		$V_g$	対地速度

\* 平成19年12月12日受付 (received 12 December 2007)

\*1 総合技術研究本部 飛行システム技術開発センター (Flight Systems Technology Center, Institute of Aerospace Technology)

\*2 東京大学 (The University of Tokyo)

$v_w$	風速
$W$	降下率
$X, Y, Z$	機体位置 (直交座標系)
$\alpha_{TPP}$	メイン・ロータのチップ・パス・プレーンの 迎え角
$\gamma$	対気経路角 (上昇が正)
$\hat{\gamma}$	加速度の影響を考慮した等価経路角 ( $= \gamma + \dot{V}_g/g$ )
$\Phi$	バンク角
$\Theta$	ピッチ角
$\Psi$	機体方位角
$\psi_w$	風向
( $\cdot$ )	時間微分

## 1. はじめに

ICAO (International Civil Aviation Organization, 国際民間航空機関) では、騒音対策として“Balanced Approach”という概念が採択された<sup>[1]</sup>。これは①発声音削減、②低騒音飛行方式、③土地利用計画・管理、④運用制限、を活用して最も費用対効果の高い施策を目指す、というものである。

発声音削減については、2001年にICAOの騒音適合証明の基準の強化が決定され、2006年以降に型式証明を申請する新型機にはこの新基準 (Chapter 4) が適用されている。またCFD (Computational Fluid Dynamics, 数値流体力学) を活用して、高揚力装置 (フラップ、スラット等) や脚から発生する騒音およびエンジン騒音の低減に関する研究が進められている。

低騒音飛行方式として、現在、CDA (Continuous Descent Approach, 連続降下進入方式)、NADP (Noise Abatement Departure Procedure, 騒音低減離陸方式) 等が採用されている<sup>[2]</sup>。これらは主に大型旅客機を対象として、直線的な経路で構成されており、予め土地利用状況に基づいて騒音被害に配慮した経路を定めている。

一方ヘリコプタは、パイロットが自由に飛行経路を決めることのできるVFR (Visual Flight Rule, 有視界飛行方式) で主に飛行しており、通常、パイロットは地上騒音に配慮して飛行している。しかし、ヘリコプタから発生する騒音が飛行条件および気象条件によって変化すること、飛行経路周辺の土地利用状況に関する経験・情報が不十分な場合があること、等の要因により必ずしもパイロットの意図した騒音低減効果が得られない場合がある。

またヘリコプタから発生する騒音は飛行条件によって大きく変化し、特に降下飛行時には、BVI (Blade-Vortex Interaction, ブレード-渦干渉) 騒音と呼ばれるヘリコプタに特徴的な衝撃音が発生する<sup>[3]</sup>。BVI騒音は、メイン・



図1.1 実験用ヘリコプタ MuPAL-ε

ロータ・ブレードが先行するブレードの翼端渦近傍を通過する時にブレード面上に誘起される圧力変動によって発生し、他の音源からの騒音より卓越する。

以上のことから、土地利用状況、気象条件を考慮して飛行諸元および飛行経路を最適化することにより、騒音被害を定量的に低減する飛行が可能になると考えられる。宇宙航空研究開発機構 (以下、JAXA) と東京大学は、最適化による低騒音飛行を実現するためのシステムの開発と飛行実験による実証を目的として共同研究を実施した。

JAXAでは、実験用ヘリコプタ MuPAL-ε (図1.1) を用いて、地上騒音を予測するモデルの開発を目的として様々な飛行実験を実施してきた<sup>[4-6]</sup>。また低騒音飛行を支援する情報をパイロットに表示するシステム<sup>[7]</sup>、騒音低減に配慮した管制を支援するシステム<sup>[8]</sup>の開発を行ってきた。一方、東京大学では、実飛行における経路追従誤差に対してロバスト性の高い最適手法等の最適制御の研究を進めてきた<sup>[9,10]</sup>。これらの成果を統合し、平成17年には、MuPAL-εを用いた飛行実験において、飛行前に最適化した飛行諸元・経路に追従して着陸進入を行い<sup>[11]</sup>、低騒音最適飛行の成立性および騒音低減効果を実証した。一方で風が最適化計算時と異なる場合の、経路追従誤差の増大と地上騒音の予測精度の低下が課題であった。

本稿に示す飛行実験では、機体に搭載した計算機でリアルタイムに飛行諸元・経路を最適化し、パイロットに誘導表示を行うシステムを開発した。最適化をリアルタイムに行うことの利点は以下の通りである。

- ・風による騒音伝搬の影響を最適化計算に反映できる。
- ・風を考慮した経路生成により、ワークロードが過大になること無くパイロットが経路に追従できる。
- ・外乱 (他機との衝突回避、突風等) によって最適経路を外れた場合でも、その位置からの最適経路を再計算できる。

最後に挙げた点については、最適経路から外れた時に元の経路に戻ろうとすると、操舵量が大きくなりパイロットや乗客の負担が過大になる場合があること、操舵に

表 1.1 MuPAL-ε 主要諸元

型式	三菱式MH2000A型
最大離陸重量	4500kg
エンジン	双発MG5-110 2×876shp
メイン・ロータ	
半径	6.1m
翼弦長	0.40m
ブレード枚数	4
回転数	317rpm
テール・ロータ	
半径	0.55m
翼弦長	0.087m
ブレード枚数	10
回転数	3500rpm
性能	
最大水平速度	140kt
最良上昇率速度	70kt

表 1.2 単位換算表

単位	読み	換算値
ft	feet	0.3048m
NM	nautical mile	1852m
fpm	feet per minute	0.00508m/s
kt	knot	0.5144m/s
deg	degree	0.01745rad
rpm	revolutions per minute	0.1047rad/s

よって騒音が増大する場合があること等を考慮している。本稿では、このリアルタイム低騒音経路最適化システムによる最適化計算結果と、JAXAの運用する実験用ヘリコプタ MuPAL-ε (図 1.1, 表 1.1 文献 12) を用いて実施した飛行実験の結果について報告する。

なお本稿で用いられる単位は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 1.2 に示す。

## 2. 最適化計算

機体に搭載した計算機を用いてリアルタイムに最適化を行うためには、計算負荷が低い機体運動モデルおよび地上騒音予測モデルを用いる必要がある。本実験では、これまでに実験用ヘリコプタを用いて実施した飛行実験の結果に基づいて音源モデルおよび大気伝搬モデルを開発した。また最適化アルゴリズムとして計算の精度と速度を両立するために、東京大学が開発した手法を使用した。以下にその詳細を示す。

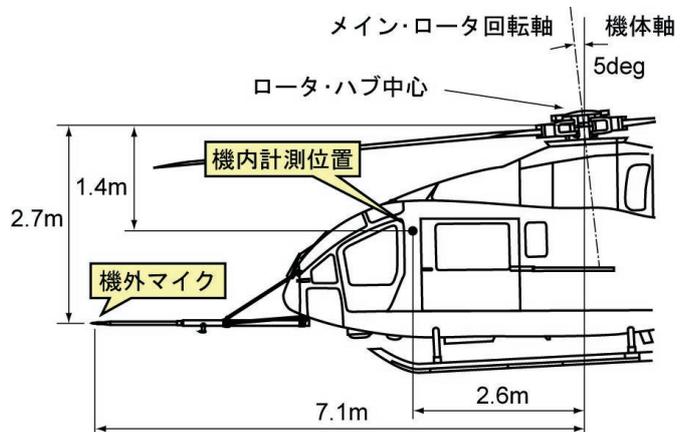
### 2.1 音源モデル

ヘリコプタの騒音は指向性を有するが、計算負荷軽減のため、本研究では音源モデルとして無指向性の点音源を仮定し、基準距離 (100m とした) におけるA特性騒音レベルとして飛行条件の関数として表した。

まず、上昇・水平・降下の直線飛行時の騒音をモデル化する。前述したように降下進入時にはBVI騒音が卓越するため、飛行条件とBVI騒音の関係をモデル化することが重要となる。そのため実験用ヘリコプタのノーズブームに搭載したマイクロフォン (以下、機外マイクとする) を用いて計測した結果<sup>[5]</sup>を用いた。図 2.1 に機外マイクの搭載状況を示す。図 2.2 に機外マイクで計測した騒音レベル (赤印) と経路角 (上昇が正) の関係を示す。ヘリコプタの着陸進入に一般的な経路角 -6 度程度の降下時に大きなBVI騒音が発生していることが分かる。本稿では最適化計算の収束性に配慮して、この結果から直線飛行時の音源レベル  $L_{st}$  を経路角  $\gamma$  の関数として次式のようにモデル化した。



(a) 機外マイク概観



(b) マイク取り付け位置

図 2.1 機外マイク搭載状況

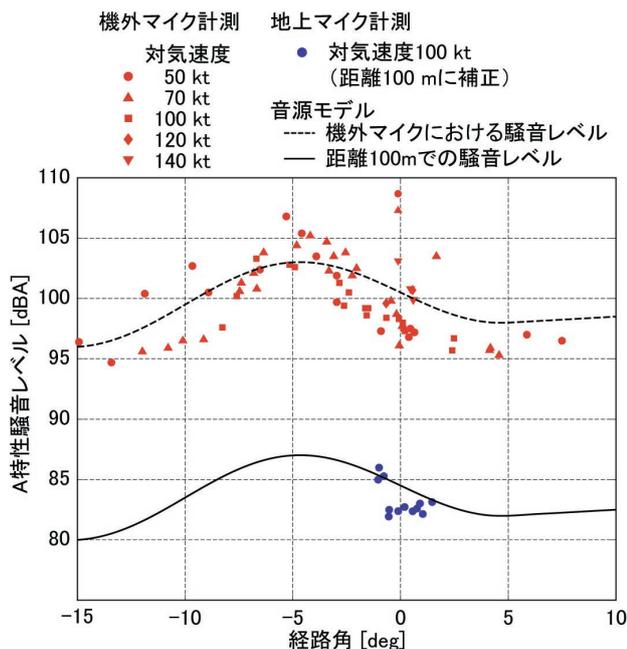


図2.2 経路角と騒音レベルの関係

表2.1 音源モデルに用いた定数

記号	値
$L_0$	80.0
$a$	0.10
$\gamma_0$	$-5.0[\text{deg}]^*$
$\gamma_b$	$-5.0[\text{deg}]^*$
$w$	$20.0[\text{deg}]^*$
$l$	3.0
$b$	-80.0

\*式 (3.1) 中の単位はラジアンだが、ここでは度に換算した。

$$L_{st}(\gamma) = L_0 + a(\gamma - \gamma_0) + \begin{cases} 0, & |\gamma - \gamma_b| > w/2 \\ l \left[ 1 + \cos\left(\frac{\gamma - \gamma_b}{w}\right) \right], & |\gamma - \gamma_b| \leq w/2 \end{cases} \quad (2.1)$$

ここで、上式中の記号の値を表2.1に示す。この式を用いてモデル化した機外マイクにおける騒音レベルを図2.2の破線に示す。次に地上マイクによる計測結果を用いて、機体から基準距離における騒音レベルの絶対値  $L_0$  の値を定める。実測値として、高度300ft (約91m) を速度100ktで水平飛行した時に直下で計測した騒音レベルを用いた。図2.2の青印に、基準距離での騒音レベルとなるように減衰の補正をした値を示す。先に求めた経路角と騒音レベルの関係 (破線) が地上計測値と一致するように  $L_0$  の値を定めた (実線)。

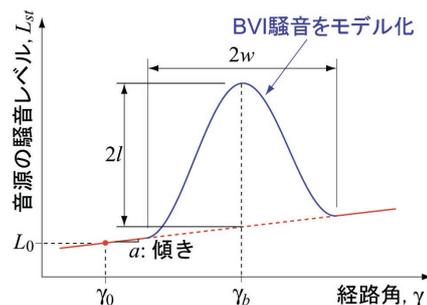


図2.3 音源モデルに用いた記号の定義

次に、加減速によるBVI騒音の変化を考慮する。機体が加減速した場合にはメイン・ロータのチップ・パス・プレーンの迎え角 (以下、ロータ迎え角という) が変化するため、ブレードと翼端渦の距離が変わり、その結果BVI騒音の大きさが変化する。そこで、式 (2.1) で求めた直線飛行時の騒音レベルに加減速の影響を考慮に入れる。加速度が小さい時にはロータ迎え角  $\alpha_{TPP}$  は次式のように近似できる<sup>[13]</sup>。

$$\alpha_{TPP} = -\frac{D}{mg} - \gamma - \frac{\dot{V}_g}{g} \quad (2.2)$$

ただし、 $D$ は抵抗、 $m$ は機体質量、 $g$ は重力加速度、 $V_g$ は対地速度を表す。上式を用いて加速度の補正を加えた経路角  $\hat{\gamma}$  を次式のように定義する。

$$\hat{\gamma} = \gamma + \dot{V}_g / g \quad (2.3)$$

以下では、 $\hat{\gamma}$  を等価経路角と呼ぶ。式 (2.1) において  $\gamma$  に代えて  $\hat{\gamma}$  を用いることにより、音源モデルにおいて加減速の影響を考慮する。

続いてバンク角による発生騒音の変化をモデル化する。バンク角  $\Phi$  の定常旋回時の推力は、同じ速度の水平飛行と比較して  $\cos^{-1}$  倍になることから、バンク角による発生騒音の増加量  $\Delta L_{bank}$  を次式のようにモデル化する。

$$\Delta L_{bank}(\Phi) = b \log_{10}(\cos \Phi) \quad (2.4)$$

高度260ft速度100ktの水平旋回において地上マイクで計測した結果 (図2.4青印) を用いて値を定めた。式 (2.1) ~ (2.3) から、本稿における騒音モデルとして、基準距離における騒音レベル  $L_{src}$  は次式で表される。図2.5に経路角、バンク角と発生騒音レベルの関係を示す。

$$L_{src}(\hat{\gamma}, \Theta) = L_{st}(\hat{\gamma}) + \Delta L_{bank}(\Phi) \quad (2.5)$$

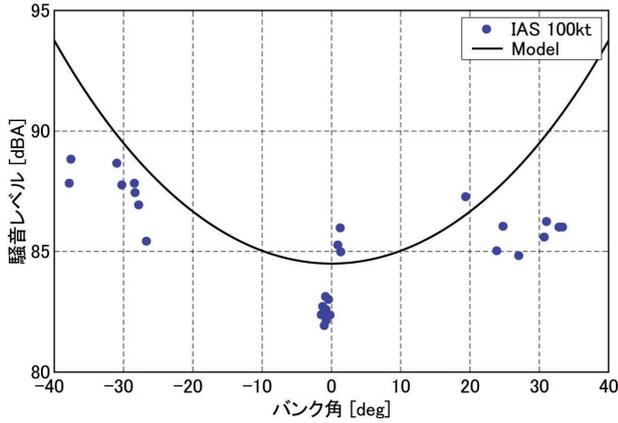


図2.4 バンク角と騒音レベルの関係

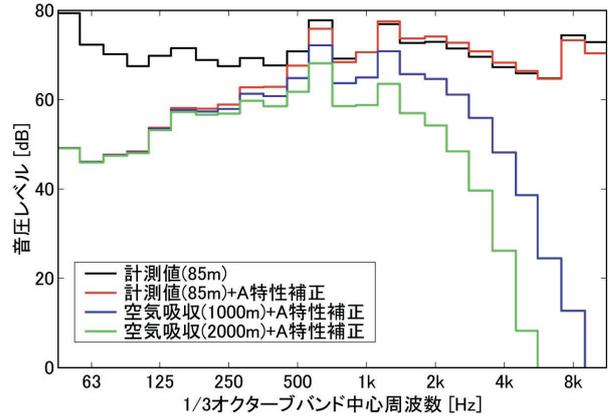


図2.6 空気吸収減衰による距離と周波数特性の関係

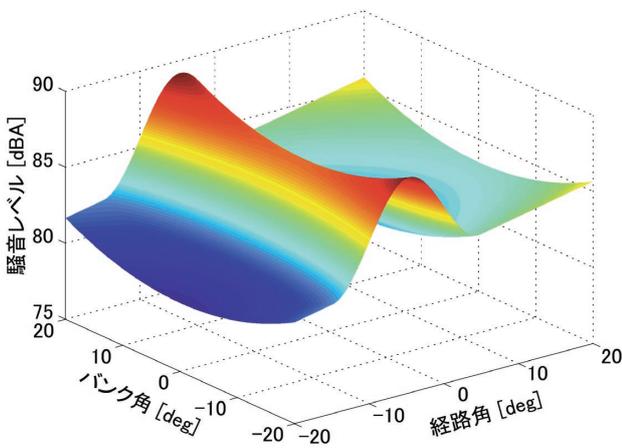


図2.5 音源モデル

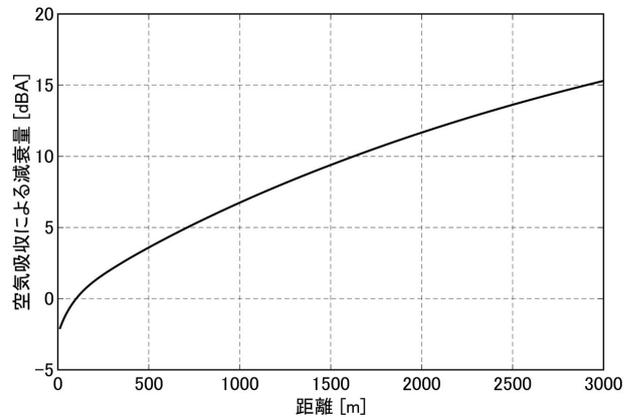


図2.7 騒音伝搬モデル (気温25℃, 相対湿度70%, 気圧1013.25hPaの場合)

## 2.2 騒音伝搬モデル

騒音が機体から地上の計測点に伝わるまでの間に、減衰、屈折、反射等の影響を受ける。本実験では、解析的なモデルが確立されている距離減衰および空気吸収減衰を考慮した。

距離減衰は、点音源から発生した騒音が球面状に広がるため、音の強さが距離の2乗に反比例することによる減衰である。音源からの距離 $d$ の点における距離減衰 $\Delta L_{dist}$ は次式で表される。

$$\Delta L_{dist}(d) = 20 \log_{10}(d/d_{ref}) \quad (2.6)$$

空気吸収減衰は、騒音の音響エネルギーが空気の分子運動に吸収されることによる減衰であり、文献14に定められた規格では単位伝搬距離あたりの減衰量(減衰係数)は周波数、温度、湿度、大気圧の関数として表されている。本稿では文献14を元に、音源の周波数特性として地上マイクを用いた実験用ヘリコプタの騒音計測

結果<sup>[4]</sup>を用いて大気伝搬の影響をモデル化した。図2.6に速度100ktの水平飛行時の騒音の1/3オクターブ音圧レベル(黒線)と、人間の聴感を補正するためのA特性周波数重み付け<sup>[15]</sup>を加えた値(赤線)を示す。各バンドの中心周波数における減衰係数を用いて1/3オクターブバンドレベルに空気吸収減衰の補正を行い、全バンドのレベルをエネルギー的に合計してオーバーオール騒音レベルを求めた。図2.7に得られた伝搬距離と空気吸収減衰の関係を示す。

## 2.3 機体運動モデル

機体の運動方程式を導出するにあたり、機体を質点と仮定し、外力としてメイン・ロータの推力と重力のみを考慮した。機体の制御はメイン・ロータ推力 $T$ とその方向、すなわち機体のバンク角 $\phi$ およびピッチ角 $\theta$ によって行い、横滑りが無いと仮定すると、運動方程式は以下のように表される。

$$\begin{aligned}
\dot{X} &= U \cos \Psi - v_w \cos \phi_w \\
\dot{Y} &= U \sin \Psi - v_w \sin \phi_w \\
\dot{Z} &= W \\
\dot{U} &= -\frac{T}{m} \cos \Phi \sin \Theta \\
\dot{W} &= g - \frac{T}{m} \cos \Phi \cos \Theta \\
\dot{\Psi} &= \frac{T}{mU} \sin \Phi
\end{aligned} \tag{2.7}$$

ここで $X, Y, Z$ は機体位置, $U, W, \Psi$ はそれぞれ対気速度の水平成分,鉛直成分(降下率)および機首方位角を表す。風の鉛直成分は無視できると仮定し,水平方向の風向(風の吹いてくる方向) $\phi_w$ と風速 $v_w$ で表した。機首方位角と風向は真北からの角度を上から見て時計回りに正とした。

本実験ではパイロットの手動操縦で最適経路に追従して飛行することから,パイロットに過大な負荷を与えることなく実飛行が可能な解を求めるために,制約条件を適切に設定する必要がある。一方で必要以上に制約条件を厳しく定めると,最適化の自由度が低下し,その効果が現れにくくなる。飛行実験に先立ち,JAXAの飛行シミュレータを用いて予備試験を行い,パイロット・コメントを反映して表2.2のように制約条件を定めた。

## 2.4 評価関数

地上騒音を最小化するための評価関数として,本実験では単発騒音暴露レベルを参考にしたエネルギーベースの評価量を用いた。その理由として,航空機騒音のように間欠的,単発的に発生するある特定の騒音だけに着目して一定の観測時間内の等価騒音レベルを求めることができること,騒音レベルをエネルギー的に時間積分していることから飛行時間を短くするように現実的な最適化ができること,等が挙げられる。以下に評価関数の導出方法を示す。

まず地上の $i$ 番目の騒音評価点における時刻 $t$ の騒音レベル $L_A(i,t)$ は音源モデルおよび騒音伝搬モデルを用いて次式のように表される。

$$L_A(i,t) = L_{src} - \Delta L_{dist}(d) - \Delta L_{air}(d), \quad (i=1,2,\dots,N) \tag{2.8}$$

ここで $N$ は評価点の総数を示す。各騒音評価点において土地利用状況から決定される基準値 $L_{use}(i)$ を用いて重み付けし,次に全ての騒音評価点のエネルギー的な平均値 $L_m(t)$ を求める。

$$L_m(t) = 10 \log_{10} \left[ \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N 10^{\frac{L_A(i,t) - L_{use}(i)}{10}} \right] \tag{2.9}$$

表2.2 制約条件

変数	範囲	下限値	上限値
対気速度, $U$ [kt]	経路全体	50	100
バンク角, $\Phi$ [deg]	$h \geq 1000$ [ft] $h \leq 1000$ [ft]	-10	10
降下率, $W$ [fpm]	$h \geq 480$ [ft] $h \leq 480$ [ft]	0	800
加速度 水平成分, $\dot{U}$ [kt/sec] (対気) 鉛直成分, $\dot{W}$ [fpm/sec]	経路全体 経路全体	-1.5 -100	0 100

$h$ は高度でftを単位とする数字

騒音評価量は,この平均騒音レベルを飛行時間全体( $t = 0 \sim t_f$ )でエネルギー積分した等価騒音レベル $L$ とする。

$$L = 10 \log_{10} \left[ \frac{1}{T_0} \int_0^{t_f} 10^{\frac{L_m(t)}{10}} dt \right] \tag{2.10}$$

ただし $T_0$ は基準化時間で1秒である。騒音評価量 $L$ を最小化することが本稿の目的となる。振動的な解を避けるために制御量の2乗和を導入し,評価関数 $J$ を次のように定義する。

$$J = 10^{\frac{L}{10}} + w \int_0^{t_f} \left[ \left( \frac{T}{mg} - 1 \right)^2 + \Theta^2 + \Phi^2 \right] dt \tag{2.11}$$

ここで $w$ は重み付け係数で,式(2.11)において右辺第2項が第1項に比べて充分小さな値になるように定める。

以上では,最適化計算の定式化の容易さに配慮して,各瞬間,すなわち最適化計算で離散化した各節点において平均値 $L_m(t)$ を求め,それを時間方向に積分して騒音評価量とした。一方,騒音被害は計測地点毎に評価されることから,式(2.9)を $E_A(i,t) = 10^{\frac{L_A(i,t) - L_{use}(i)}{10}}$ と表して以下のように書き直す。

$$L_m(t) = 10 \log_{10} \left( \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N E_A(i,t) \right) \tag{2.12}$$

これを式(2.10)に代入し,整理すると

$$\begin{aligned}
L &= 10 \log_{10} \left[ \frac{1}{T_0} \int_0^{t_f} \left( \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N E_A(i,t) \right) dt \right] \\
&= 10 \log_{10} \left[ \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \left( \frac{1}{T_0} \int_0^{t_f} E_A(i,t) dt \right) \right] \\
&= 10 \log_{10} \left[ \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \left( 10^{\frac{L_{AE}(i)}{10}} \right) \right]
\end{aligned} \tag{2.13}$$

ただし, $L_{AE}(i)$ は計測地点 $i$ における単発騒音暴露レベルで,次式で定義される。

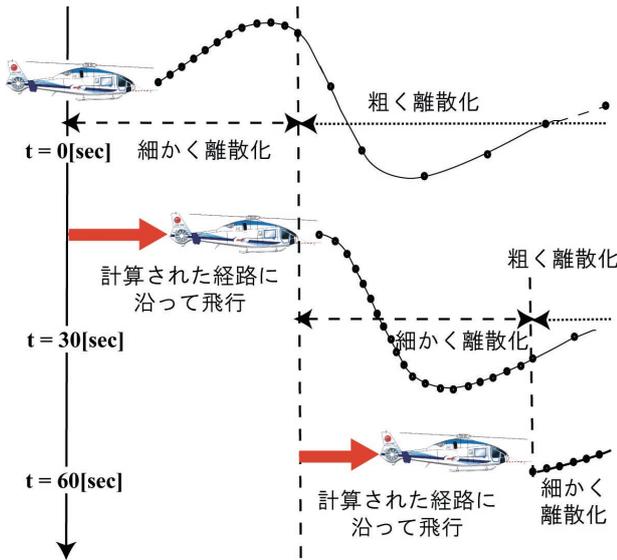


図2.8 ステージ分割の概念図

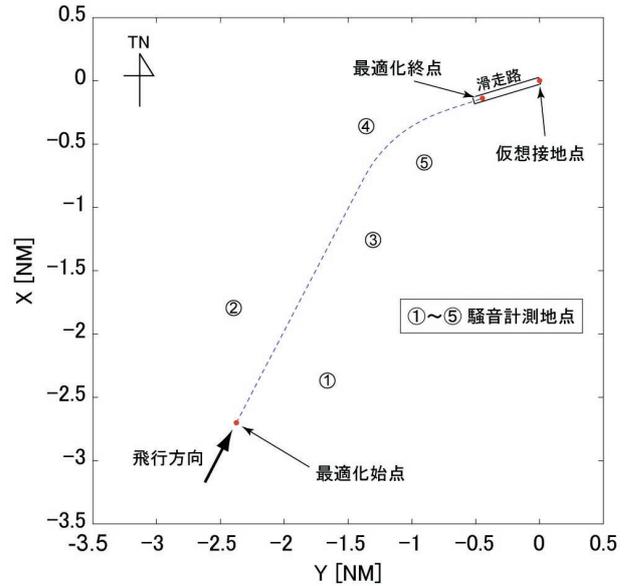


図2.9 実験場と騒音評価点

$$\begin{aligned}
 L_{AE}(i) &\equiv 10 \log_{10} \left( \frac{1}{T_0} \int_0^{t_f} 10^{\frac{L_A(i,t) - L_{use}(i)}{10}} dt \right) \\
 &= 10 \log_{10} \left( \frac{1}{T_0} \int_0^{t_f} E_A(i,t) dt \right)
 \end{aligned}
 \tag{2.14}$$

以上により本実験で用いる騒音評価量 $L$ は、各騒音評価点において重み付けをした単発騒音暴露レベルの平均値と言い換えることができる。

### 2.5 最適化手法

本研究の最適化計算ではDCNLP (Direct Collocation with Nonlinear Programming) 法を用いた。これは時間の関数である状態変数および制御入力を離散化し、多項式で補間することによって最適制御問題を非線形計画問題に組み替えて解く解法である。非線形計画問題にスパースSQP (Sequential Quadratic Programming, 逐次2次計画法) を適用して解を求めた。DCNLP法は状態量の不等式制約条件を扱いやすくて、初期条件や制約条件に対するロバスト性が高いこと、他の手法と比較して計算が速いこと等の利点を有している<sup>[16]</sup>。本研究においても、これまでに実施した最適化計算はDCNLP法を用いてきた<sup>[11]</sup>。しかし、精度良く最適化するためには離散化の節点数が多く必要となり、リアルタイム最適化を行うのに十分な計算速度が得られないこと、大気条件等のリアルタイムな反映ができないこと、等から本実験の最適化手法には適さない。そこでリアルタイム最適化を実現するために計算速度と精度を両立させる手法として、本研究では東京大学が開発したステージ分割法を用いた。

図2.8にステージ分割法の概念図を示す。本手法では、

経路全体を現在の機体位置から近い区間 (ステージ1) と、機体から遠い残りの区間 (ステージ2) の2つのステージに分割する。ステージ1は細かく離散化して高精度に最適化し、ステージ2は粗く離散化して経路全体の最適化を可能にする。機体が最適化経路のうちステージ1の範囲を飛行する間に、先の計算のステージ2を改めて2つのステージに分割し最適化計算を実行する。これを繰り返すことにより、節点数を少なく抑えて経路全体を最適化しながら、機体に近い区間は高精度に最適化することが可能となる。

本実験で最適化の対象とした着陸進入は全体で150秒間程度の飛行であることから、ステージ1を30秒間の区間とし、ステージ1, 2をそれぞれ11点の接点に離散化した(ステージ間は共通の節点をもつため合計は21点)。ステージ分割は30秒毎に更新され、同時に機体の計測システムで得られた風等の大気条件を最適化計算に取り込んだ。

### 2.6 最適化計算結果

本稿の最適化問題は、第3章に示す飛行実験の実施条件に合わせて定式化した。飛行実験を実施した北海道大樹町多目的航空公園は長さ1000mの滑走路を有し、その真方位は73.2度である。航空公園周辺の民家への騒音被害に配慮して進入時の飛行高度が高くなるように、着陸進入の目標地点 (仮定の接地点) を滑走路の東端に設定した。なお本稿で用いる座標系は、この点を原点とする局所水平座標系で、真北をX軸の正、鉛直下方をZ軸の正とし、Y軸は右手直交座標系を成す方向 (東) を正とするNED (North-East-Down) 座標系を用いた。

表2.3 騒音評価点の座標

単位：NM

No.	X座標	Y座標
1	-2.3679	-1.6623
2	-1.7946	-2.3959
3	-1.2573	-1.3044
4	-0.3589	-1.3578
5	-0.6455	-0.9036

表2.4 初期条件と終端条件

状態量	初期条件	終端条件
X座標 [NM]	-2.701	-0.136
Y座標 [NM]	-2.374	-0.450
高度 $h(=-Z)$ [ft]	1200	320
対気速度 $U$ [kt]	100	50
降下率 $W$ [fpm]	0	自由
方位角 $\psi$ [deg]	自由	73.2

騒音評価点は飛行実験時に地上騒音を実測することから図2.9、表2.3に示す5点とした。騒音計測地点の選定にあたり、実験実施時の民家への騒音被害を避けること、交通量の多い道路や農作業等から離れた暗騒音の小さい点であること等を考慮した。実際の環境基準では飛行場周辺は緩い基準（大きな基準値）が設定されていることを考慮し、飛行場に最も近い計測地点5の騒音レベルに-5dBの重み付けをした。すなわち

$$L_{usc}(i) = \begin{cases} 0, & i = 1 \sim 4 \\ 5, & i = 5 \end{cases}$$

初期条件および終端条件を表2.4の通り定めた。高度の初期条件は最適経路との比較対象として飛行した降下角3度の経路において接地点まで降下できるように設定した。さらに初期条件の機体位置および飛行方位は、これらを制約しないで最適化した結果から定めた。

また経路終端の設定にあたり、高度300ftまでを最適化の対象とし、終端から接地点までは外視界を確認して飛行することを想定した。経路終端の水平面内の位置

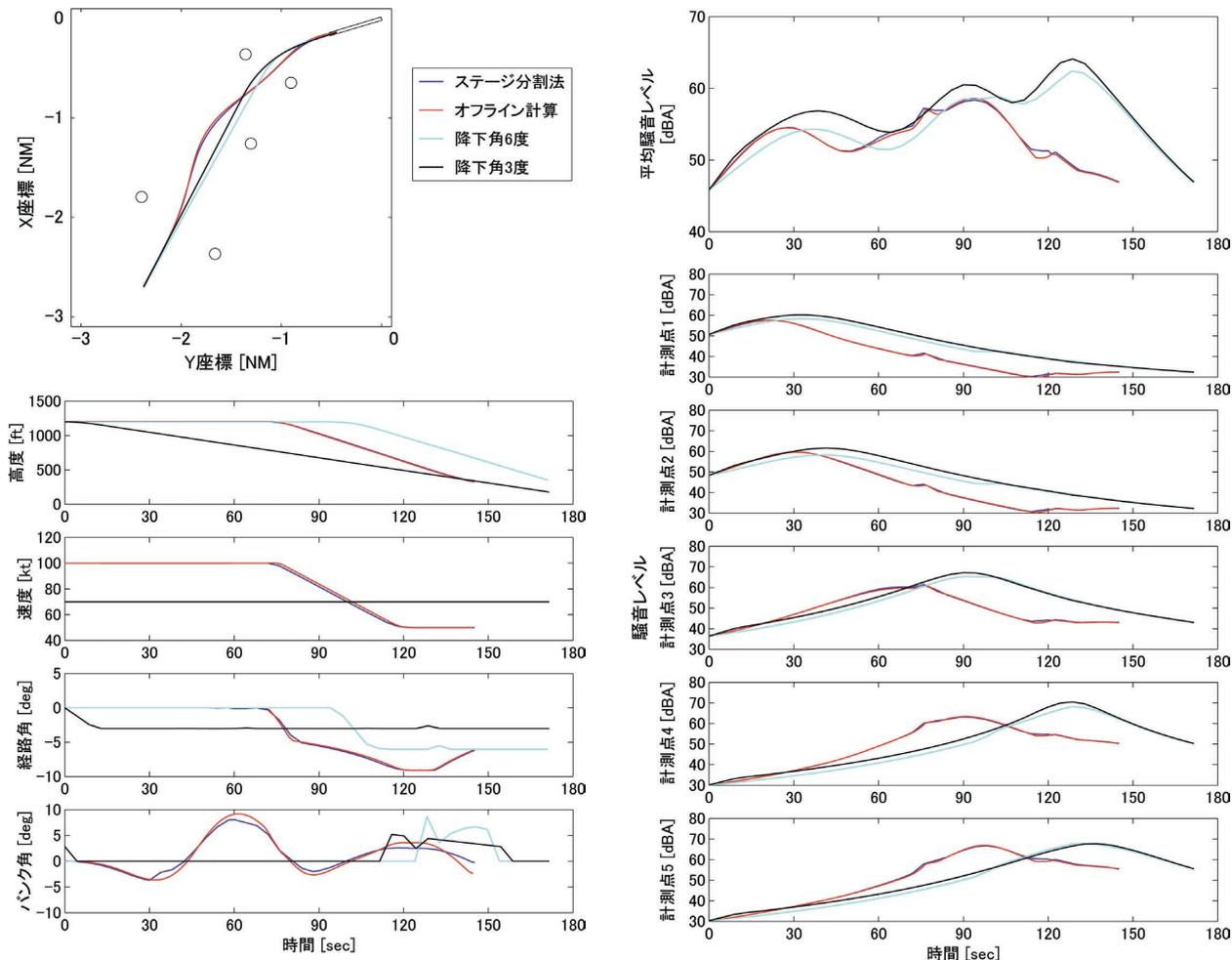


図2.10 ステージ分割法とオフライン計算による最適解の比較

表2.5 最適化結果の比較

計算条件	飛行時間 $t_f$ [sec]	騒音評価量 $L$ [dB]	騒音評価点の騒音暴露レベル $L_{AE}$ [dB]				
			1	2	3	4	5
ステージ分割法	145.1	74.5	72.1	74.3	75.8	72.9	75.9
オフライン計算	149.9	74.3	72.1	74.3	75.4	72.9	75.8
降下角6度	171.1	77.6	74.5	74.5	80.7	77	77.8
降下角3度	171.6	78.9	76.3	77.5	81.9	78.9	77.8

は、経路終端から接地点までがヘリコプタの着陸に一般的な6度の降下角となるように、接地点から距離870mの滑走路上の点とした。

図2.10に最適解の計算結果を示す。ステージ分割による最適解、ステージ分割をしないDCNLP法（節点数は53点）による最適化計算（以下、オフライン計算という）の解について、飛行経路と飛行条件の時間履歴が示されている。最適解の特徴として、伝搬距離を長くすることによって地上騒音が小さくなるように、騒音計測地点を避けるような経路になっている。高度についても可能な限り水平飛行を続けて、降下率の制約条件の限界値で降下していることが分かる。また、騒音計測地点4、5の近くを飛行する時（ $t=100\text{sec}$ 前後）には、降下角（赤線）が5～6度になっており、速度が一定であればBVI騒音が最大になる飛行条件である。一方、加速度の影響を考慮した等価経路角（青線）は-8～-10度となっており、BVI騒音が最大になる飛行条件を避けるように速度を制御し騒音を低減している。その結果、ステージ分割による最適解では騒音評価量が75.6dBであり、降下角6度の79.0dB、降下角3度の80.5dBに対して3～5dBの低減ができています。

次にステージ分割による最適解の妥当性を検証するために、オフライン計算による最適解と比較する。図2.10に示した飛行諸元と表2.5に示した評価関数および飛行時間は両手法でよく一致しており、実飛行環境においてリアルタイムに最適計算を実施し、オフライン計算と同等の精度で最適解を求められることが確認できた。

### 3. 飛行実験

実験用ヘリコプタに搭載した計算機により最適化計算と経路誘導表示を行うシステムを開発し、実飛行環境における成立性、有効性の実証を目的とした飛行実験を実施した。以下に機体に搭載したシステムの構成、機能を説明する。続いて地上の騒音計測およびデータ処理について示し、実験結果を示す。

#### 3.1 機体搭載システム

本システムは、図3.1に示すように①経路誘導表示を行う画像表示計算機、②経路の最適化を行う最適経路計

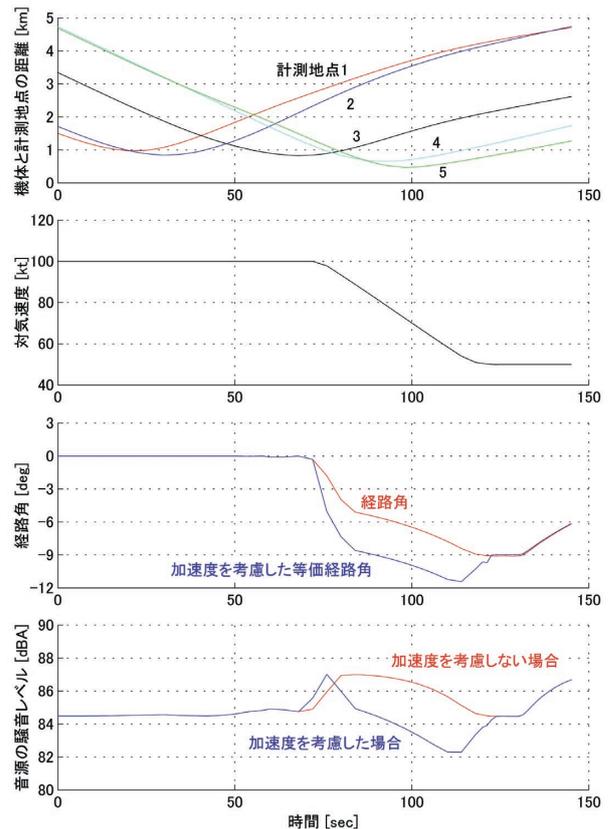


図2.11 最適経路における速度制御

算機、の2台の計算機で構成されている。機体に標準搭載されている計測システムで計測した飛行データおよびパイロットのスイッチ操作は、Ethernet経由で画像表示計算機に入力される。

最適経路は曲線的な経路で構成され、通常と異なる操縦を必要とするため、一般的な誘導表示では最適経路に追従して飛行することができない。このため本実験では、JAXAが開発したトンネル型誘導表示システム(図3.2, 文献17)を使用した。これは飛行経路をトンネル状に3次元的に表示して誘導するシステムである。飛行実験に先立って実施した飛行シミュレータ試験において、パイロットから速度変化、高度変化を事前に把握したい、というコメントが得られたので画面右下部に速度、高度の時間履歴を表示するように機能を追加した。画像表示計算機では、飛行データから最適化計算に用い

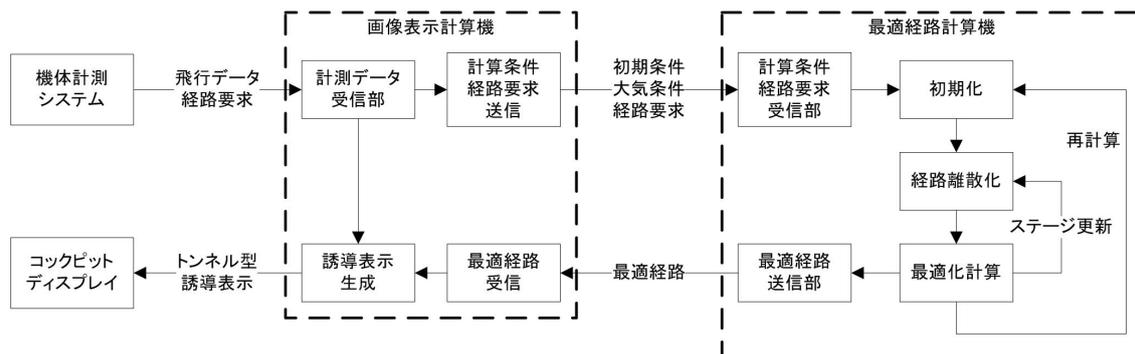


図3.1 システム構成



図3.2 トンネル型誘導表示

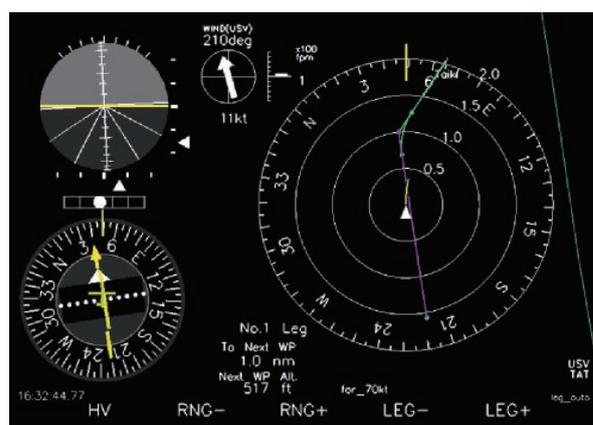


図3.3 ILSポインタ表示

る状態量を抽出し、推定した風データとともに最適経路計算機に送信する。風データは対気速度と対地速度の差から推定し、高度方向に3点（300、750、1200ft）の風向風速として送信した。機体では自機が飛行している位置の風しか推定できないため、前のケース実施時あるいは初期位置へ移動中に推定した風向風速も合わせて用いた。

経路最適化計算機では、画像表示計算機から受信した初期条件を用いて経路を最適化する。また経路の再探索要求を受信した場合は、その時の最適化計算を中断し、新しく最適化を開始する。再探索要求を受けてから1回目の経路最適化が終了するまでに約30秒間かかることから、この計算の間を飛行するための暫定的な経路を出力した。この経路上の30秒後の点を最適化の初期条件とすることで、再計算による最適経路が得られた時に、機体位置が最適化再計算の初期位置となるようにした。

トンネル型誘導表示を用いると、パイロットは自機と経路の位置関係を直感的に把握できるため、経路に精度良く追従できる。その一方で機体位置を修正するために操舵が増える場合があり、結果として騒音が増大する可能性がある。そのため図3.3に示すようなILSポインタ表示を参照して飛行するケースも実施し、トンネル型誘導表示を用いた場合と比較した。なお、ILSポインタ

は始めの直線区間の延長線上にILS接地点を想定して表示した。旋回後の直線区間では図3.3の左下に表示したHSI (Horizontal Situation Indicator, 水平位置方位表示器) を参照して飛行した。

### 3.2 地上騒音計測

騒音モデルの精度検証、騒音低減効果の実証を目的として、前述したように地上5点で騒音を計測した。図3.4に騒音計測システムの構成を示す。計測された騒音はサンプリング周波数48kHzの音圧データとして記録される。実験後にFFT (Fast Fourier Transform) により音圧レベルの周波数スペクトルを計算し、A特性周波数重み付けにより聴感を補正した後にエネルギー的に合計して0.5秒毎のA特性騒音レベルを求めた。また、時間重み付けはSLOW動特性を模擬した。

### 3.3 実験ケース

表3.1に実験で実施したケースの一覧を示し、以下に概要を述べる。

#### ケース：OPT

リアルタイムに計算される最適経路に従って進入するケースで、トンネル型誘導表示（図3.2）を用いて飛行した。速度100ktの水平飛行で開始し、終端までの間



図3.4 地上騒音計測システム

に速度 50kt に減速する。

ケース：RRT

本システムに実装した最適経路の再計算機能の実証のためのケースで、最適経路から意図的に外れて飛行し、パイロット操作により最適経路の再計算を実行した。再計算の前後で最適経路が大きく変化する可能性があり、経路の更新に際してパイロットに過大な負荷あるいは混乱を与えないことの確認を行った。

ケース：SD6, SD3

トンネル型誘導表示を用いて、降下角6度 (SD6), 3度 (SD3)の直線的な経路を対気速度70ktで飛行するケースである。降下角6度はヘリコプタの着陸進入で一般的に飛行される角度で、降下角3度は通常のILS進入で設定されている角度である。これらの経路は、以下の制約条件で騒音を最小にするように最適化計算により定めた。

- ・初期・終端位置は最適経路と同じ値を用いる。ただし降下角3度の場合は終端位置から接地点までが降下角約3度の直線となるように終端高度は170ftとする。
- ・速度は70ktで一定とする。
- ・初期方位角は自由で、旋回開始まで一定とする。

- ・飛行方位が滑走路方位と一致するまで1回だけ旋回し、その後は直線飛行とする。

ケース：ILS

ケースSD3と同じ降下角3度、対気速度70ktの直線的な経路を、ILSポイント表示を参照して進入するケースである。

ケース：PLT

パイロットが外視界を確認しながら通常の手順で進入するケースである。開始点までは実験用ディスプレイの表示を参照することにより、他のケースと同じ位置および方位から進入を開始した。終端は、滑走路西端を通過し高度が約300ft以下になるまでとし、この間を速度70ktで飛行した。

3.4 飛行実験結果

平成19年7月27日～31日に計5フライトの実験を実施した。表3.2の実施結果一覧に、騒音を最小にするための評価関数 $L$ 、各計測地点における単発騒音暴露レベル $L_{AE}$ について、それぞれ最適計算結果、飛行データを用いた予測値、地上の実測値を示す。図3.5～図3.9に各ケースから代表的な結果について、飛行諸元と地上騒音レベルの時間履歴を示す。

図3.5の最適解では減速と降下がほぼ同時に開始する経路となっている。図3.2に示したように、トンネル型誘導表示では飛行経路は3次的に表示されているため、パイロットは直感的に降下開始のタイミングを把握することが可能であり、高度方向は精度良く最適経路に追従できている。速度については、本実験では経路全体の速度履歴を表示して、前もって速度変化に関する情報をパイロットに提供している。しかしながら、図3.5の100～120秒の範囲では速度の履歴は最適解を十分に追従できておらず、加速度が大きく変動している。その結果、特に騒音計測地点5では騒音レベルが大きく変動している。

表3.1 実験ケース一覧

ケース	内容	誘導表示	始点				終点			
			X [NM]	Y [NM]	高度 [ft]	速度 [kt]	X [NM]	Y [NM]	高度 [ft]	速度 [kt]
OPT	最適経路	TIS	-2.701	-2.374	1200	100	-0.136	-0.450	320	50
RRT	最適経路再計算					70			170	70
SD6	降下角6度								約300	
SD3	降下角3度	ILS								
ILS										
PLT	パイロット任意	無し								



表3.2 実施結果一覧 (2/2)

ケース	Run	実施日	計算結果						飛行データからの予測値										地上実測値				
			$t_f$ [sec]	$L$ [dB]	$L_{AE}$ [dB]					$L$ [dB]	$L_{AE}$ [dB]					$L$ [dB]	$L_{AE}$ [dB]						
					地点1	地点2	地点3	地点4	地点5		地点1	地点2	地点3	地点4	地点5		地点1	地点2	地点3	地点4	地点5		
SD3	1	7/27							79.5	77.1	78.1	82.3	79.0	78.7	75.9	74.7	74.5	78.3	74.4	75.8			
	2	7/27						79.5	76.9	78.1	82.1	79.7	79.0	75.6	73.3	73.4	77.5	76.5	75.6				
	3	7/28						78.7	76.5	77.7	81.3	78.5	77.8	77.6	80.8	72.8	77.7	71.9	78.9				
	4	7/29						79.9	77.6	78.8	82.7	79.5	78.8	76.5	75.1	75.2	79.2	75.1	76.3				
	5	7/29	171.6	76.3	77.5	81.9	78.9	77.8	77.4	78.7	82.6	79.5	78.8	75.9	74.3	73.6	79.1	74.8	75.1				
	6	7/30						79.7	77.3	78.7	82.6	79.4	78.7	76.8	77.6	76.2	78.8	73.9	75.9				
	7	7/31						80.0	77.9	79.1	82.9	79.6	78.9	76.5	75.6	76.1	79.0	75.5	75.3				
	8	7/31						80.0	77.8	79.1	82.9	79.6	78.8	76.4	75.5	74.8	78.9	74.2	76.9				
ILS	1	7/27						80.1	73.9	82.0	80.9	81.3	78.6	75.7	69.7	78.3	75.9	75.9	75.0				
	2	7/29						79.4	77.0	78.2	81.8	79.9	78.2	76.2	74.1	74.6	78.6	76.1	76.0				
	3	7/29	171.6	76.3	77.5	81.9	78.9	77.8	78.3	78.3	81.2	81.0	77.3	75.8	76.7	73.7	77.5	75.9	74.1				
	4	7/31						80.5	78.0	78.9	83.2	81.5	78.4	76.6	75.6	74.7	78.9	76.9	75.5				
	5	7/31						80.0	77.9	78.9	82.4	81.1	78.0	75.6	74.8	74.4	77.7	76.1	73.8				
PLT	1	7/27						78.8	76.4	76.1	82.0	78.7	78.3	75.5	73.6	73.0	78.6	74.5	75.4				
	2	7/28						79.3	76.8	75.9	84.0	74.8	77.9	79.3	83.2	72.9	80.3	71.2	79.1				
	3	7/29						78.7	75.9	76.9	82.2	77.4	78.0	77.0	76.0	76.2	79.8	74.9	76.2				
	4	7/29						79.7	75.9	76.5	83.8	76.6	79.9	76.8	74.0	75.5	80.8	71.9	76.5				
	5	7/30						78.3	75.6	76.8	81.2	77.9	77.7	76.9	76.4	76.3	78.8	76.2	76.0				
	6	7/31						78.7	75.9	76.4	82.4	77.0	78.1	76.9	75.9	75.6	79.4	75.5	76.8				
	7	7/31						78.0	76.2	76.9	80.8	77.9	76.7	77.0	77.0	74.6	78.5	77.8	76.1				

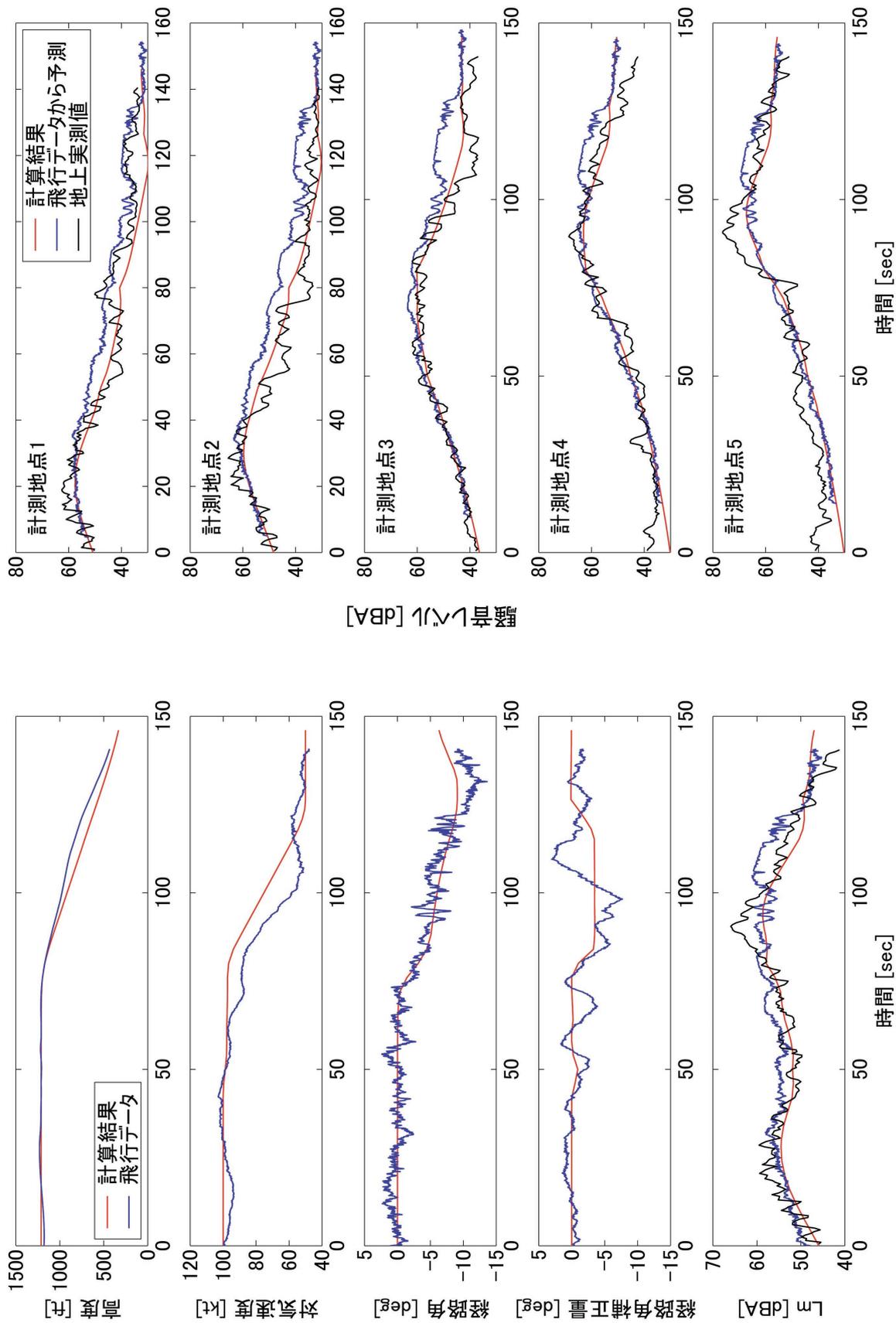


図3.5 最適経路の飛行結果 (OPT-8)

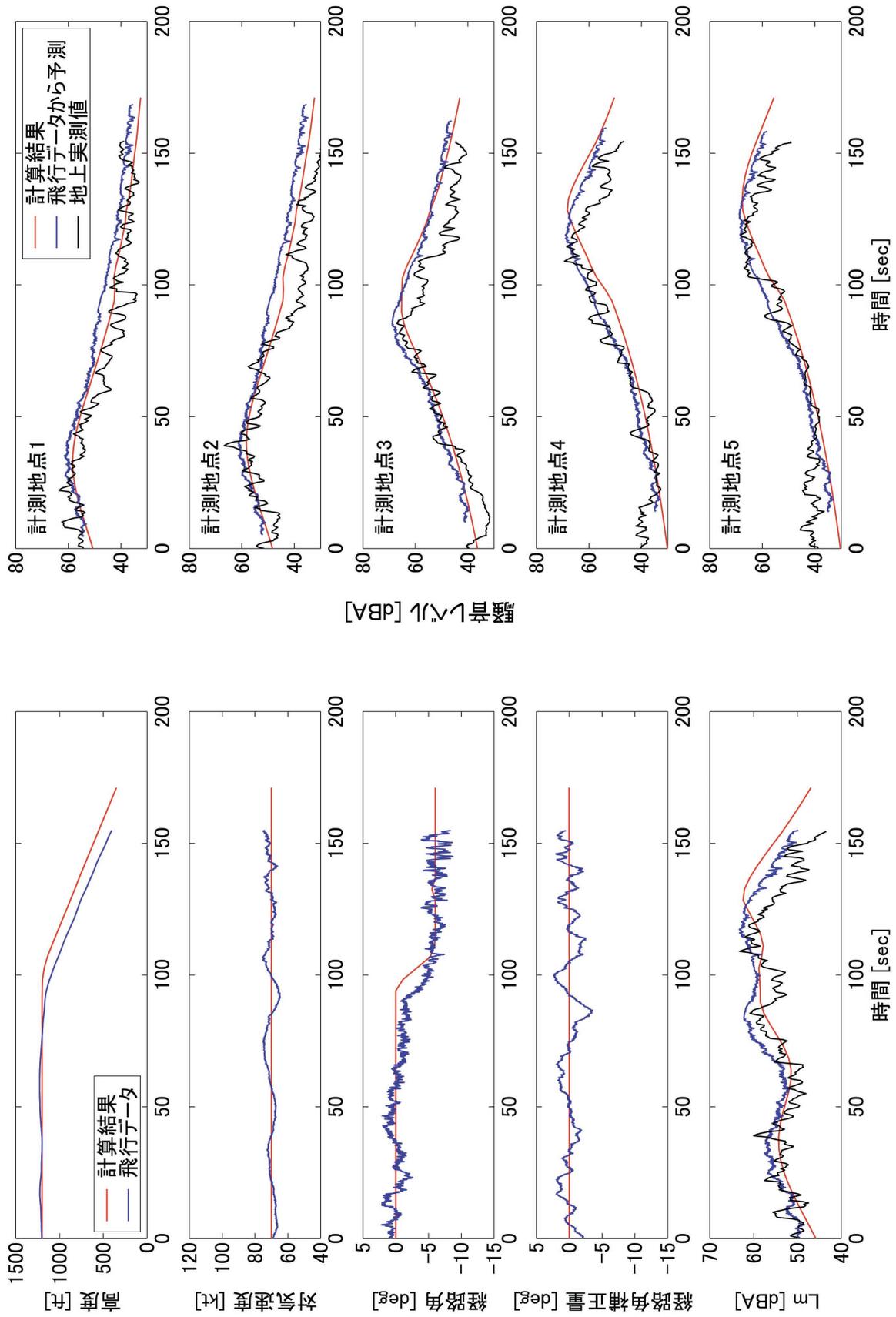


図3.6 降下角6度の飛行結果 (SD6-Run 8)

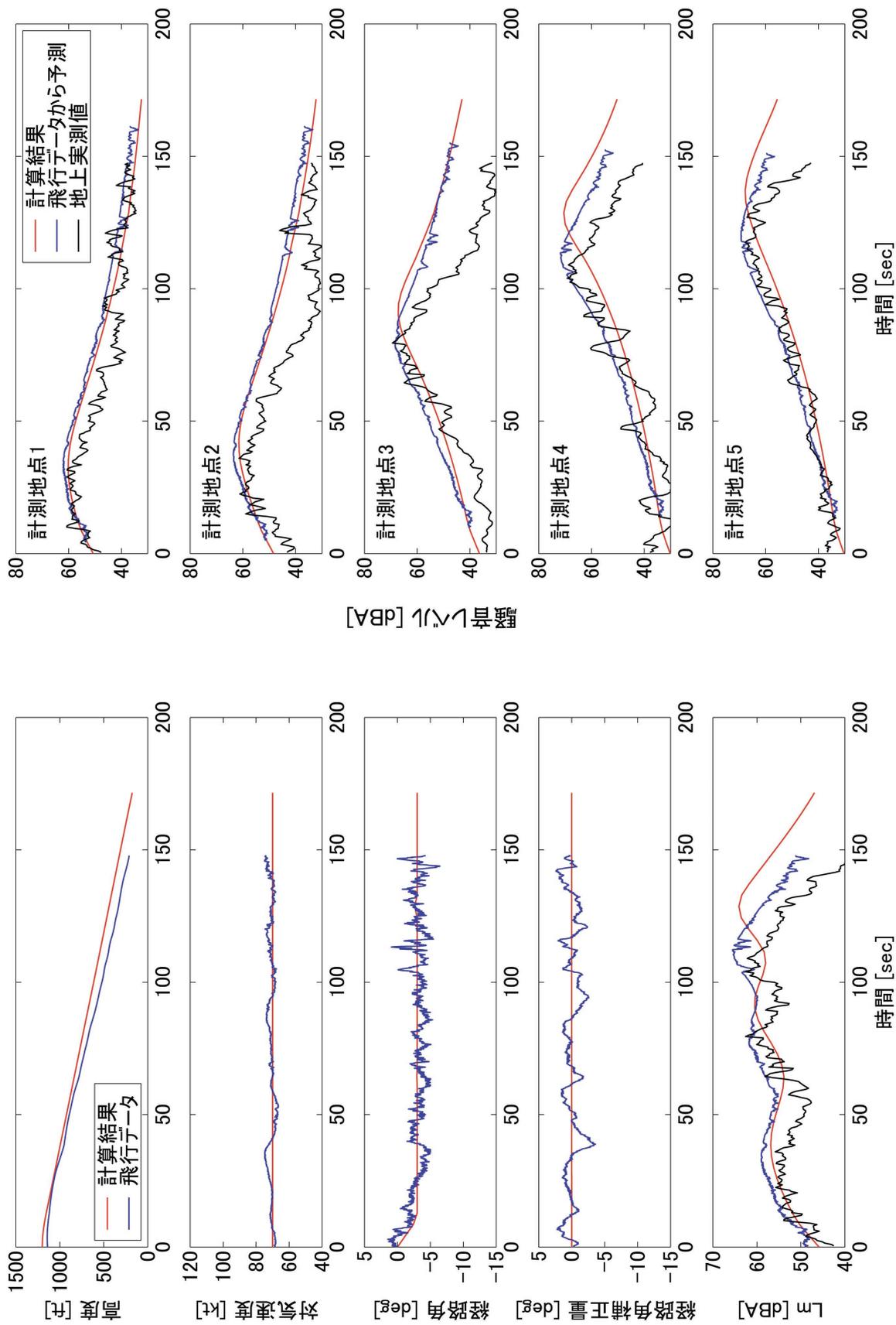


図3.7 降下角3度の飛行結果 (SD3-Run 5)

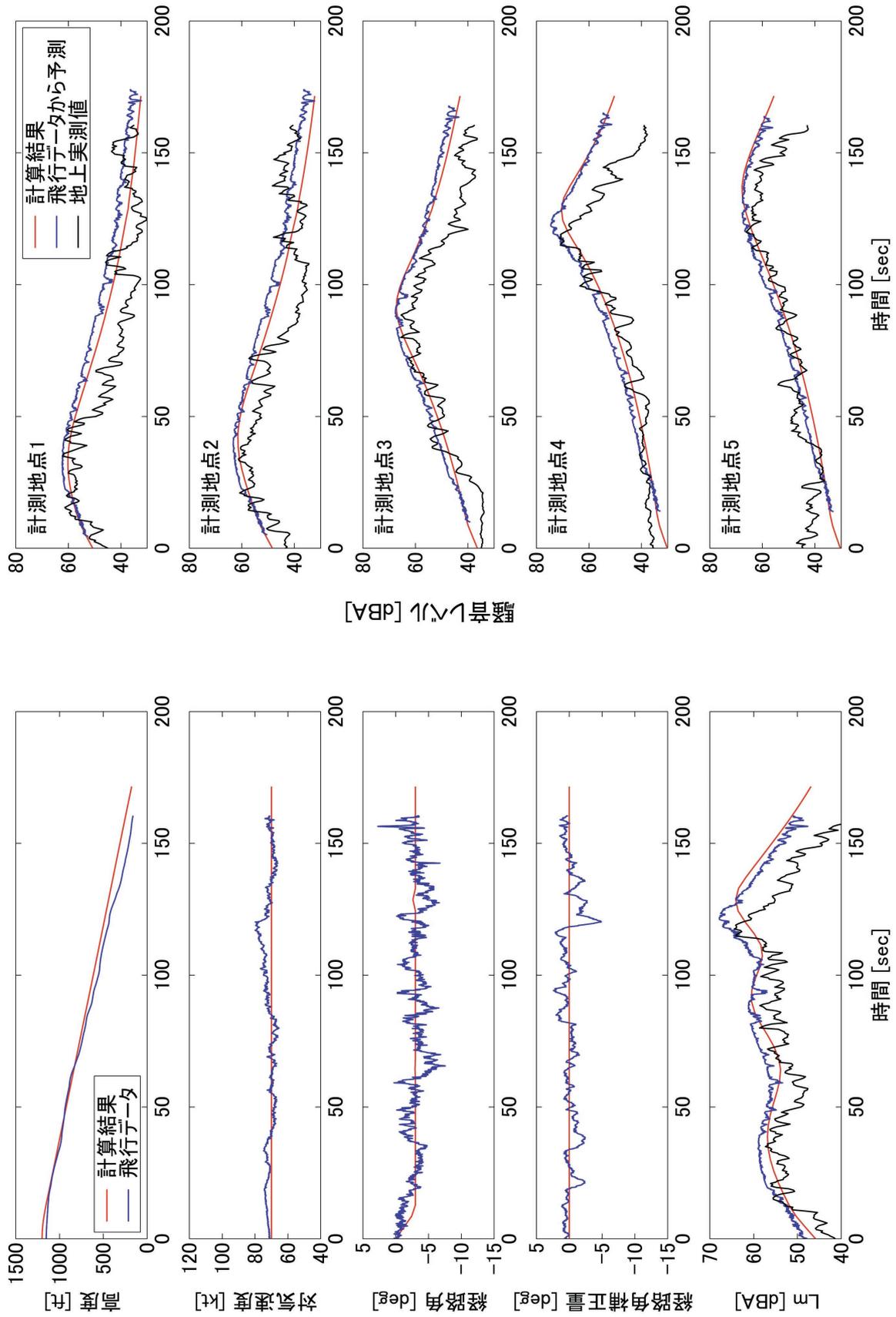


図3.8 ILSポイント表示を用いた飛行結果 (ILS-Run 5)

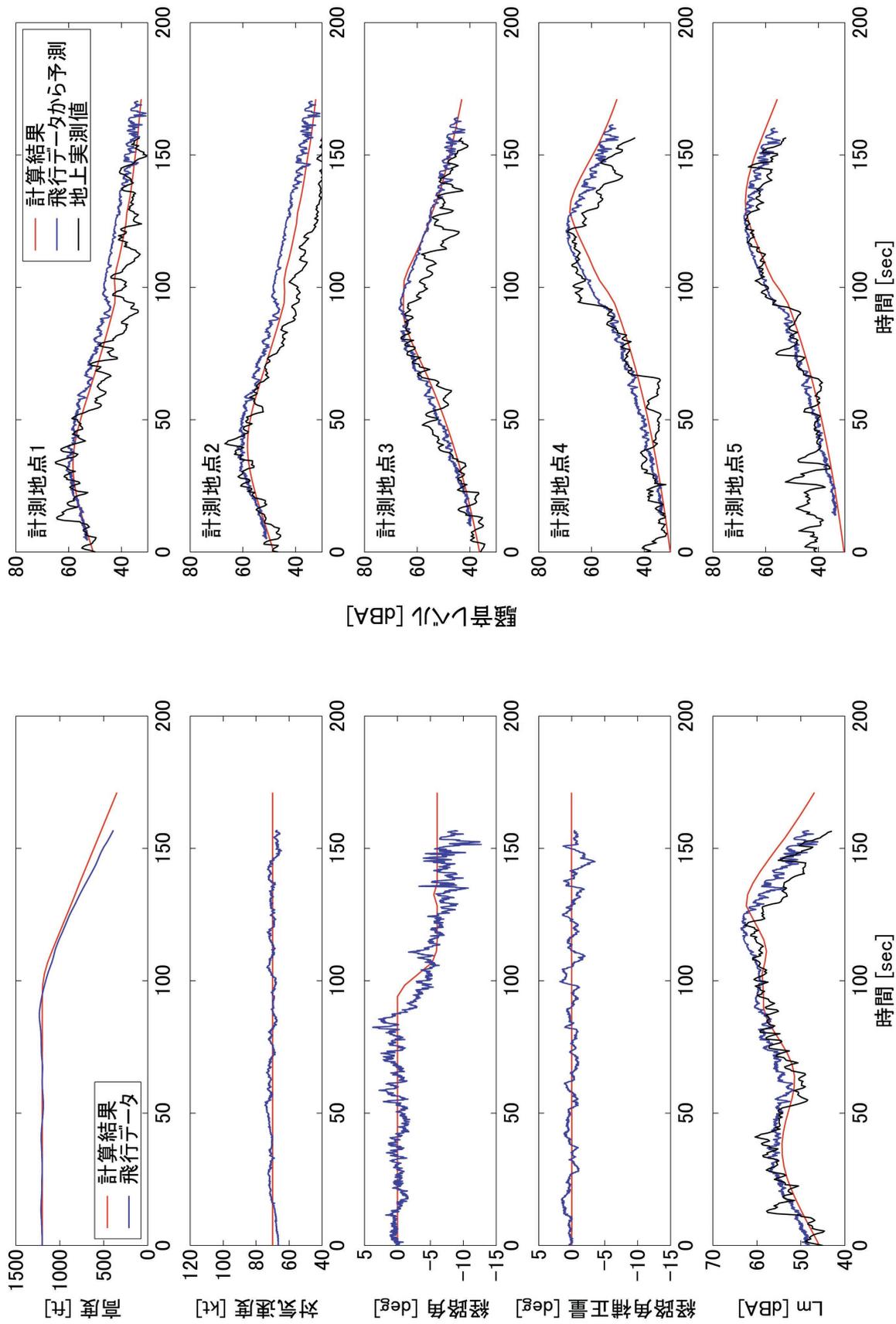


図3.9 パイロット任意の飛行結果 (PLT-Run 5)

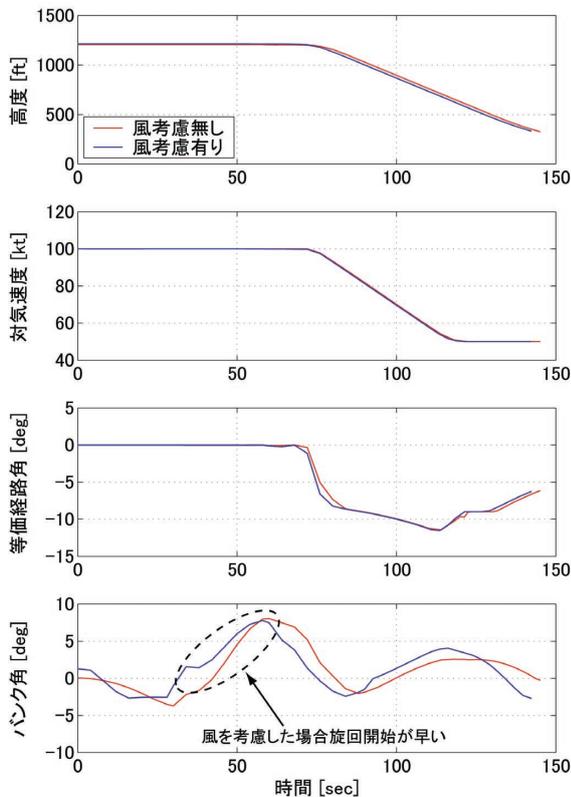
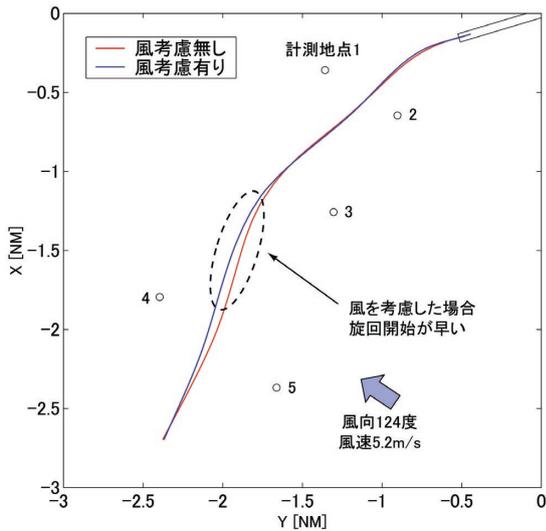


図3.10 風の考慮の有無による最適解の比較 (ケースOPT-9)

降下角6度 (図3.6), および降下角3度 (図3.7) のケースは, 対気速度70ktの直線的な経路で通常の着陸進入と同様の飛行となるため, 最適経路のケースと比較して飛行諸元の変動が小さく, 安定した飛行ができています。図3.8に示したILSポイント表示 (図3.3) を用いたケースと比較すると, トンネル型誘導表示を用いた場合と同じく経路に良く追従しており, 地上騒音についてもトンネル型誘導表示を用いた時と有意な差は見られない。トンネル型誘導表示では, 位置誤差を直感的に把握でき

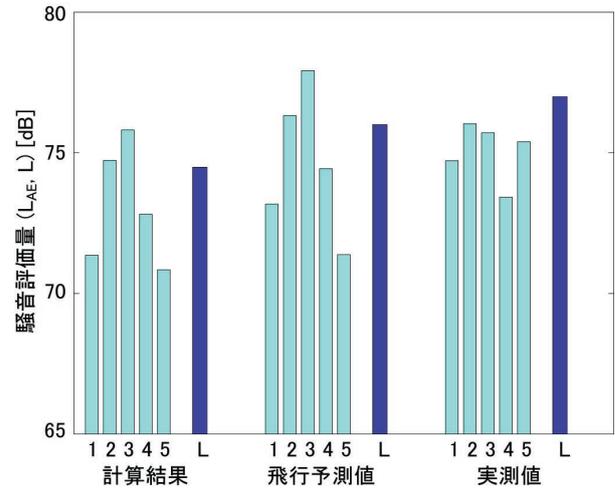


図3.11 最適経路の騒音評価量の比較

ることから, 修正舵の増加に伴って騒音が増大する可能性があるが, 以上のことから直線的な経路を飛行する場合にはその差は充分小さく問題にならないと言える。

### 3.5 風の影響を考慮した経路生成

風の影響を考慮した最適化について述べる。図3.10に風を考慮しない時の最適解 (赤線) と, ケースOPT (Run 9) において風を考慮した時の最適解 (青線) を示す。高度1200ftにおける風向は124度, 風速は5.2m/sであり, 経路の前半で右からの横風を受けており, 右旋回の時 (破線部) には旋回半径が大きくなる。そのため, 最適解では旋回を早く開始することにより, 風を考慮しない時と同程度のバンク角で飛行できる経路が得られていることが分かる。

### 3.6 騒音予測モデルの検証

図3.6~図3.9に示したように機体が安定した飛行している間は, 地上騒音の飛行データによる予測値 (飛行予測値) と地上の実測値はよく一致した。図3.11に最適経路における騒音評価量 $L$ および各計測地点の単発騒音暴露レベル $L_{AE}$ の平均値について, 最適化計算の結果, 飛行予測値, 騒音計測地点における実測値を示す。飛行予測値と計算結果は計測地点間の傾向が一致しているものの, 飛行予測値が約2dB大きな値となっている。最適経路の追従精度, 飛行データの変動の影響を受けていると考えられる。計測地点1~4では飛行予測値と実測値の差は約2dBであるが, 計測地点5では実測値が約4dB大きい。最適経路が計測地点5の近くを飛行する時に速度制御とバンク角制御を同時に行うような解となっており, 騒音への両者の複合的な影響, 音源の指向性等の本稿のモデルでは考慮していない要因によると考えられる。

#### 4. おわりに

ヘリコプタの地上騒音を低減するために、機上の計算機によってリアルタイムに地上騒音を最小にする最適経路を計算し、誘導表示を行うシステムを開発した。実験用ヘリコプタ MuPAL-ε に搭載して飛行実験を実施し、本システムが実飛行環境において土地利用状況および風向・風速をリアルタイムに反映して最適経路を計算できることを実証した。得られた最適経路の特徴として、伝搬減衰量を大きくするために騒音評価点の上空を避けた曲線的な経路になっていることと、降下時のBVI騒音の発生を抑えるように速度制御を行っていることが挙げられる。

最適経路に追従した飛行は通常の飛行の手順とは異なるため、飛行シミュレータで慣熟した上で、パイロットの手動操縦により飛行した。トンネル型誘導表示に高度・速度の時間履歴表示を追加して用いたことにより、機体位置については最適経路に従った飛行ができたが、速度については追従精度が低下したケースがあった。

本実験に用いた騒音予測モデルは、最適化計算のリアルタイム性を優先して計算負荷が低くなるように単純化したため、地上の実測値と比較すると予測精度が不十分な場合があった。計算速度を維持しながら、音源の指向性、機体の非定常運動、大気条件の鉛直分布、地表面、等の影響を考慮できるモデルの開発が課題となる。

今後は、上述したように音源モデル、騒音伝搬モデルの精度を向上することと、実際の地図情報（土地利用状況データベース）に対応することにより、地上騒音予測モデルの改良を進める。またシステムの搭載性を改善して実用化レベルを向上し、病院ヘリポート等の社会ニーズが高い分野において実運用評価を行う予定である。

#### 参考文献

- International Civil Aviation Organization, Assembly Resolution, A33-7, 2001.
- International Civil Aviation Organization, "Procedures for Air Navigation Services - Aircraft Operations (PANS-OPS)," Doc8168, 2001.
- Schmitz, F. H. and Yu, Y. H., "Helicopter Impulsive Noise: Theoretical and Experimental Status," NASA TM-84390, 1983.
- 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」, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-04-036, 2005年3月.
- 石井寛一, 五味広美, 奥野善則, 「機外搭載マイクによるヘリコプタ BVI 騒音計測飛行実験」, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-04-037, 2005年3月.
- 石井寛一, 五味広美, 「航空機騒音の大気伝搬特性計測飛行試験」, 宇宙航空研究開発機構総合技術研究本部/航空プログラムグループ公開研究発表会, 2006年10月.
- 石井寛一, 五味広美, 奥野善則, 「ヘリコプタのリアルタイム騒音状況表示システムの飛行評価」, 第36回航空宇宙学会年会, 2005年.
- Ishii, H., Gomi, H., Funabiki, K., and Okuno, Y., "A Method of Trajectory Assignment by using Ground-Based Noise Information," T242-3, at Heli Japan 2006, Nagoya, Japan, 2006.
- 土屋武司, 「大気擾乱にロバストな再突入誘導則に関する研究」日本航空宇宙学会年会講演会, 2004年.
- 土屋武司, 鈴木真二, 「数値計画法を用いた最適制御問題解法に関する研究 (その2) ブロック対角ヘシアン法の提案」日本航空宇宙学会誌, Vol. 46, 1998年.
- 土屋武司, 内田惇一, 石井寛一, 五味広美, 又吉直樹, 奥野善則, 「ヘリコプタ着陸進入時における地上騒音低減のための最適飛行ー最適な高度・速度制御についてー」, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 54, 2006年.
- 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.
- Schmitz, F. H., "Reduction of Blade-Vortex Interaction (BVI) Noise through X-Forth Control," NASA TM-110371, 1995.
- International Organization for Standardization, "Acoustics -Attenuation of sound during propagation outdoors- Part 1: Calculation of the absorption of sound by the atmosphere," ISO 9613-1, 1993.
- 日本規格協会, 「電気音響ーサウンドレベルメータ (騒音計)ー第1部:仕様」, JIS C 1509-1, 2005年.
- Hargraves, C. R. and Paris, S. W., "Direct Trajectory Optimization using Nonlinear Programming and Collocation," Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 10, No. 4, 1987.
- Funabiki, K., Muraoka, K., Iijima, T., and Shiomi, K., "NOCTARN: Trajectory Based CNS/ATM Concept for Small Aircraft," 21st Digital Avionics Systems Conferences, 2002.

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-07-021

---

発行 平成20年2月29日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

URL: <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 株式会社 実業公報社

---

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記をお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1

TEL : 029-868-2079 FAX : 029-868-2956

---

©2008 宇宙航空研究開発機構

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。

