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^{*1}

—最適な高度・速度制御について—

Optimal Flight for Ground Noise Reduction in Helicopter's Landing Approach —Optimal Altitude and Velocity Control—

土 屋 武 司^{*2}・石 井 寛 一^{*3}・内 田 惇 一^{*2}・五 味 広 美^{*3}

Takeshi TSUCHIYA, Hirokazu ISHII, Junichi UCHIDA, Hiromi GOMI,

又 吉 直 樹^{*3}・奥 野 善 則^{*3}

Naoki MATAYOSHI and Yoshinori OKUNO

Key Words: Guidance and Control, Helicopter, Noise Abatement, Optimal Control

Abstract: This study aims to obtain the optimal flights of a helicopter that reduce ground noise in its landing approach with an optimization technique and to conduct flight tests for confirming the effectiveness of the optimal solutions. Past experiments of JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency) shows the noise of the helicopter varies significantly according to its flight conditions, especially depending on the flight path angle. We therefore build a simple noise model of the helicopter, in which the level of the noise generated from a point sound source is a function only of the flight path angle. By using equations of motion for flight in a vertical plane, we define optimal control problems for minimizing noise levels measured at points on the ground surface, and obtain optimal controls for specified initial altitudes, flight constraints, and wind conditions. The obtained optimal flights avoid the flight path angle which generates the large noise and decrease the flight time, which are different from the conventional flight. Finally, we verify the validity of the optimal flight patterns by the flight experiments. The actual flights following the optimal ones also result in the noise reduction, which shows the effectiveness of the optimization.

記 号 の 説 明

att : 騒音減衰量

E_A : エネルギーベース騒音評価量

g : 重力加速度 (9.80665 [m/sec²])

h : 高度

L : 騒音レベル

L_A : 時間平均騒音レベル

L_m : 計測点平均騒音レベル

L_{ref} : 基準騒音レベル (基準距離 r_{ref} での騒音レベル)

m : 質量

u_g : 風速 (x 軸方向)

U : 水平速度 (x 軸方向)

r : 機体までの距離

r_i : 計測点 i から機体までの距離

t : 時間

t_f : 飛行終端時間

T : 推力

W : 昇降率

x : 機体位置 (x 座標)

y : 機体位置 (y 座標)

γ : 経路角

θ : ピッチ角

($\dot{}$) : 時間微分

1. は じ め に

ヘリコプタは固定翼機と異なり、離着陸の際に大きな滑走路を必要とせず、かつ自由度の高い運動が可能であるといった特徴を持つことから、都市近郊や山間部において有効な輸送手段として期待されている。しかし、現時点では災害、救急等の緊急時や報道といった一部の利用状況にとどまっている。その原因の一つとしてヘリコプタの騒音問題が挙げられ、飛行経路周囲の地上が受ける騒音の大きさはヘリコプタ普及を妨げる要因の一つと言える。ロータ、エンジン、トランスミッションなど機体のあらゆる部分がヘリコプタ騒音の発生源となっているが、特に低高度を飛行する着陸時の騒音源として問題となっているのが BVI (Blade Vortex Interaction) 騒音と呼ばれるものである。BVI 騒音はメインロータのブレードから放出された翼端渦と後方ブレードが干渉して発生する騒音である。その大きさは飛

^{*1} © 2006 日本航空宇宙学会

平成 18 年 1 月 12 日原稿受理

^{*2} 東京大学工学系研究科航空宇宙工学専攻

^{*3} 独立行政法人宇宙航空研究開発機構航空プログラムグループ

行条件によって変化するが、特に降下時に強くなるため、着陸進入時は高度が低いことと合わせて周囲へ与える騒音被害は大きなものとなる。一方、ヘリコプタの飛行経路の選択は基本的にパイロットの判断に委ねられているため、人口密集地等で運航を行う場合には、経験に基づいて周辺地域への騒音に配慮した飛行が行われている。しかし、ヘリコプタの騒音は気象条件等によって伝搬特性が変化するため、パイロットが感じる騒音と実際の地上での騒音は必ずしも一致しない。特に、土地勘のない場所を飛行する場合には深刻な騒音被害を与える可能性がある。そこで将来は、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) などが開発を進める精密進入システム¹⁾を用い、騒音を河川や商業地域、森林などの騒音に対し寛容な地域に分散させることで、騒音被害を低減することが必要である。

以上より、JAXA ではヘリコプタによる地上騒音被害をリアルタイムに機上で予測し表示するシステムの開発を進めている²⁾。特にこれまで、実機を用いた騒音計測方法の研究を進めており、実験用ヘリコプタ MuPAL-ε (第 1 図) を用いて地上および機上における騒音を計測している^{3, 4)}。また、ロータ騒音に関しては数値流体力学 (CFD) を用いた研究が進められている。計算技術と計算機能力の発達とともに CFD の計算精度は向上してきており、ブレード形状の改良による騒音低減の研究等に CFD が用いられるようになってきている⁵⁾。しかしながら、現状の計算機能力では実際の飛行とリアルタイムに騒音被害を予測することは不可能である。一方、本論文の筆頭著者ら (東京大学) は、最適制御問題に対し、より汎用性が高く、現実に存在する状況に近い問題に適用できる最適化アルゴリズムの開発と研究を行ってきた⁶⁾。これらを背景に、現在、JAXA と東京大学は、ヘリコプタによる騒音被害を最小にする着陸進入経路に関する共同研究を進めている。この研究では、機体で発生する騒音の飛行状態への依存性に着目し、着陸進入時の飛行経路を数値計算手法により最適化することにより、地上の騒音被害低減を目指している。

海外のヘリコプタおよび航空機の騒音の数値モデルに関する代表的な研究として、ヘリコプタ騒音予測モデルの研究が米国の FAA, NASA および大学で進められており、欧州では航空機低騒音化の EU 研究プロジェクト Silencers で進められている。米国 FAA で開発された INM (Integrated

Noise Model) は、航空機騒音を点音源で表した単純なモデルを用いており、運航現場では世界的に広く用いられている。NASA では RNM (Rotorcraft Noise Model)⁷⁾ で 3 次元的な音源モデルを構築しているが、それを用いた現実的な飛行経路の最適化については発表例が無い。

以上を踏まえ、本研究の目的は、ヘリコプタの着陸進入時、地上騒音を最小化する飛行経路を最適化計算により求めることにある。本論文ではまず、騒音モデル、機体運動モデル等の妥当性を検証することを主要な目的とし、簡略化のため、機体の鉛直面内運動すなわち高度・速度制御のみを考慮に入れ、横方向制御は扱わないこととする。また、得られた最適解を元に実機を使用した飛行実験を実施し、最適経路による騒音軽減効果を確認することも目的である。本稿ではまず、飛行実験の環境、使用される機体、飛行状況を概説し、それに合わせて最適制御問題を定義して最適計算結果を示す。その上で、飛行実験結果を示し、最適解との比較、今後考えるべき問題点について述べる。

2. 最適制御飛行の概要

次節で最適制御問題を定義するに当たり、本節でその実証を行う飛行実験の概要を述べる。最適制御問題は飛行実験が行われる環境に合わせて定義される。

飛行実験は JAXA 所有の実験用ヘリコプタ MuPAL-ε を用いて、茨城県の竜ヶ崎飛行場周辺で実施する。飛行に際して、竜ヶ崎飛行場上空に成田空港の特別管制区があり飛行高度に上限があること、騒音被害に敏感な地域を避けること、交通量の多い道路から離れた点で地上騒音を計測できること等を考慮して、滑走路に向かう直線進入経路とその直下の地上に 5 箇所の騒音計測点を設定する。本論文では進入の目標地点 (仮想の接地点) を原点として飛行方向を $+x$ 軸、飛行方向の右側を $+y$ 軸とする座標系を用いて機体の位置を示す。第 1 表に騒音計測点の座標を示す。計測点は目標地点から遠い順に 1 から 5 までの番号を用いて表している。また、着陸進入開始時の機体の始点の座標は $(x, y) = (-3.0, 0)$ [NM] ($= (-5.56, 0)$ [km]) に設定し、そのときの高度はおおよそ 450 ~ 600 m である。一方、経路の終点の座標は $(x, y) = (-0.47, 0)$ [NM] ($= (-870, 0)$ [m])、高度は 300 ft (91.4 m) とした。始点から終点まで機体は計測点上空を通過するように高度と速度のみを制御して飛行するとする。すなわち、横方向にロール運動等は行わないとする。以上の設定下で、5 箇所の計測点で計測される騒音レベルを最小にする飛行方式を求めることが本研究の目的である。なお、終点の高度 300 ft から接地までの最終的な着陸操縦はパイロットに任せることとし、本研究による

第 1 図 JAXA 多目的実証実験機 MuPAL-ε

第 1 表 騒音計測点の座標

計測点	x [km]	y [km]
1	-5.54	0.00
2	-4.04	0.11
3	-3.41	0.04
4	-2.17	-0.02
5	-1.35	0.00

最適制御の対象外とする．

3. 最適化数値計算

3.1 最適制御問題定義 ヘリコプタの運動方程式を導出するに当たり，機体を質点と仮定する．また，本研究では鉛直面内の高度・速度制御のみを考えることにしているため，ヘリコプタの運動を鉛直面内に限定する．以上より，運動方程式は以下ようになる．

$$\dot{x} = U + u_g \quad (1)$$

$$\dot{h} = W \quad (2)$$

$$\dot{U} = -\frac{T}{m} \sin \theta \quad (3)$$

$$\dot{W} = g - \frac{T}{m} \cos \theta \quad (4)$$

ここで，制御変数は推力 T ，ピッチ角 θ の二つである．この運動方程式では，機体を受ける外力はメインロータの推力と重力のみであり，空気力は無視されている．また，機体を受ける風は水平方向のみ (u_g) を考慮し，高度，時間によらず一定値をとると仮定する．風 u_g には，飛行実験を行う場合に備え，実験環境からありうる幾つかの値を代入し，最適化計算を行う．具体的に代入した値は後に示す．

最適制御問題の初期条件および終端条件を設定する．初期条件（時間 $t = 0$ ）は前節で示した着陸進入開始時の状態である．

$$x(0) = -3.0 \text{ [NM]} \quad (-5.56 \text{ [km]}) \quad (5)$$

$$h(0) = 1500 \text{ [ft]} \quad (457 \text{ [m]}) \quad \text{または} \quad 1850 \text{ [ft]} \quad (564 \text{ [m]}) \quad (6)$$

$$U(0) = 100 \text{ [kt]} \quad (51.4 \text{ [m/sec]}) \quad (7)$$

$$W(0) = 0 \text{ [fpm]} \quad (8)$$

飛行開始時の機体は水平飛行を行っており，対気速度は 100 kt と設定した．また，高度は 1500 ft と 1850 ft の 2 ケースを考える．初期高度にこの 2 種類を設定する理由は後に述べる．一方，終端条件（時間 $t = t_f$ ）は最適制御による着陸進入飛行終了時の状態であり，前節の説明から

$$x(t_f) = -0.47 \text{ [NM]} \quad (-870 \text{ [m]}) \quad (9)$$

$$h(t_f) = 300 \text{ [ft]} \quad (91.4 \text{ [m]}) \quad (10)$$

$$U(t_f) = 50 \text{ [kt]} \quad (25.7 \text{ [m/sec]}) \quad (11)$$

$$W(t_f) = -500 \text{ [fpm]} \quad (-2.54 \text{ [m/sec]}) \quad (12)$$

と設定した．なお，終端時間 t_f も最適化対象である．

次に飛行中の機体状態に対する各種制約条件を定義する．今回の計算では簡略化した機体モデルを使用しているが，実機での飛行試験の際には操縦はパイロットのマニュアル操作に任される．最適化計算によって得られた解は，パイロットに過度のワークロードを与えることなく，安全に追従できるものでなくてはならない．本研究では JAXA の所有するフライトシミュレータを使用して制約条件を検討し，

以下の 3 種類の基本的な制約条件を決定した．

・水平速度制限

$$50 \leq U \leq 100 \text{ [kt]} \quad (25.7 \leq U \leq 51.4 \text{ [m/sec]}) \quad (13)$$

・昇降率制限

低高度での急激な降下に対するパイロットの心理的影響を考慮し，高度 600 ft (183 m) 以下ではより厳しい制限を設けるように，高度によって制約条件を分ける．

$h \geq 600 \text{ ft}$ のとき，

$$|W| \leq 1000 \text{ [fpm]} \quad (5.08 \text{ [m]}) \quad (14)$$

$h \leq 600 \text{ ft}$ のとき，

$$-\frac{5}{3}h \leq W \leq 1000 \text{ [fpm]} \quad (15)$$

また，詳細は後述するが，着陸進入飛行ということから，常に機体は降下し続けるように，

$$W \leq 0 \quad (16)$$

と昇降率の上限を変更する場合も考える．

・加速度制限

$$|\dot{U}| \leq 1.5 \text{ [kt/sec]} \quad (0.771 \text{ [m/sec}^2]) \quad (17)$$

$$|\dot{W}| \leq 100 \text{ [fpm/sec]} \quad (0.508 \text{ [m/sec}^2]) \quad (18)$$

3.2 音源モデルと減衰モデル ヘリコプタの騒音は，ロータ，エンジン，ギアボックスなどの様々な音源から発生する．加えて，それらの周波数と指向性は飛行条件に依存する．しかしながら，本研究においては，最適化計算の計算負荷を考え，まずは指向性を無視した簡易的な音源モデルで近似することから研究を始めた．第 2 図のプロットは MuPAL-ε のノーズに取り付けられた機体搭載マイクを用いて計測された対気速度と経路角，騒音レベルの関係である⁸⁾．なお，以降で表される騒音レベルは人間の聴感補正を施した A 特性騒音レベルである．この騒音レベルは機体から 100 m の距離（基準距離 r_{ref} ）で計測される騒音量に変換されている．この測定結果から，ヘリコプタ (MuPAL-ε)

第 2 図 飛行速度，経路角と騒音レベルの関係

の騒音は経路角 $\gamma (= \tan^{-1} W/U)$ に強く依存しており、また対気速度による差は大きくないことがわかる。また経路角が -5 deg 付近で最大となっている。この要因は BVI 騒音である。そこで、これら計測結果の特徴を持つように、単純化した以下の基準騒音レベル L_{ref} [dB] の音源モデルをヘリコプタは持つと仮定する (第 2 図の曲線)。

・ $\gamma < -15 [\text{deg}]$, $5 [\text{deg}] < \gamma$ において,

$$L_{\text{ref}}(\gamma) = 80 \quad (19)$$

・ $-15 [\text{deg}] \leq \gamma \leq 5 [\text{deg}]$ において,

$$L_{\text{ref}}(\gamma) = 90 + 10 \cos \left(\pi \frac{\gamma + 5}{10} \right) \quad (20)$$

ここで、 L_{ref} は基準距離 $r_{\text{ref}} = 100 [\text{m}]$ での騒音レベルである。なお、式 (20) に含まれる経路角 γ の単位は deg である。

機体で発生した騒音は地上へ伝搬する間に、距離の逆二乗則、大気減衰、地表面減衰、風、気温、湿度分布など様々な影響を受ける。このうち、本研究では減衰モデルとして逆二乗則のみを考慮し、他の影響は考えない。すなわち、音源から距離 r の点での減衰量 $\text{att}(r)$ [dB] は以下のようになる。

$$\text{att}(r) = 20 \log \frac{r}{r_{\text{ref}}} \quad (21)$$

これら式 (19), (20), (21) より、ある時間 t において、経路角 $\gamma(t)$ で飛行している機体から距離 $r(t)$ 離れた点で計測される騒音レベル $L(t)$ [dB] は

$$L(t) = L_{\text{ref}}(\gamma(t)) - \text{att}(r(t)) \quad (22)$$

と求められる。なお、本研究では、音源から計測点までの音の伝搬時間は無視する。ここで、導入された音源モデルと減衰モデルの確からしさは、後に最適化計算結果と飛行実験結果を比較して分かる。

3.3 評価関数 前項より、ヘリコプタで発生した騒音が地上のある地点に達したときに計測される騒音量を客観的に見積もることができるが、それが人間にとってどれだけ不快であるかは主観的な問題である。すなわち、騒音の評価には人間の心理・生理的影響の程度を反映する量であることが必要であるが、一方で客観的な測定が可能な量でなくてはならない。そこで、本研究では航空機騒音の評価量として使われることの多い騒音暴露レベル⁹⁾を参考として、エネルギーベースの騒音評価量を騒音の評価指標として使用することとする。これは各時間における騒音レベルを時間方向にエネルギー的に積分することによって求められる。本研究では、計測点は複数存在するため、騒音レベルは各計測点で計測される騒音レベルの代数平均とする。すなわち、計測点 i ($i = 1, 2, 3, 4, 5$) と機体の距離を $r_i(t)$ とすると、ある時間 t での計測点平均騒音レベル $L_m(t)$ [dB] を次のように求める。

$$L_m(t) = \frac{1}{5} \sum_{i=1}^5 [L_{\text{ref}}(\gamma(t)) - \text{att}(r_i(t))] \quad (23)$$

この計測点平均騒音レベル $L_m(t)$ をエネルギーに変換し、飛行時間全体で時間積分して、最適制御問題の評価関数であるエネルギーベース騒音評価量 E_A を計算する。

$$E_A = \int_0^{t_f} 10^{\frac{L_m(t)}{10}} dt \quad (24)$$

これを最小化することが最適制御の目的となる。

3.4 最適化計算の場合分け 以上の問題設定に対し、以下の 3 ケースのように制約条件を設定して、最適化計算を行うことにする。

ケース 1: 初期高度を $h(0) = 1500 [\text{ft}]$ とする。

ケース 2: 初期高度を $h(0) = 1500 [\text{ft}]$ とする。ただし、飛行中、上昇飛行を行わないように制約条件を変更する ($W \leq 0$)。

ケース 3: 初期高度を $h(0) = 1850 [\text{ft}]$ とする。ただし、飛行中、上昇飛行を行わないように制約条件を変更する。

ここで、ケース 2, 3 で上昇飛行を行わないように制約条件を変更した理由は、単純に地上騒音を抑えて飛行することを考えた場合 (すなわち、ケース 1 の場合)、上昇して高高度で飛行する最適解が得られると予想したためである。通常の着陸進入に近い飛行が得られるように、この変更を考えた。また、ケース 3 で初期高度を 1850 ft に設定した理由はケース 1 の最適解による。それについては後に述べる。加えて、これらの 3 ケースそれぞれについて、風速 u_g に -20 kt (-10.3 m/sec) から 20 kt (10.3 m/sec) までの値を代入して最適解を求めることにする。

以上の機体モデル、制約条件、音源モデル、伝播モデル、評価関数の下で最適化計算を行う。最適化計算には制約条件の扱いやすさ、収束の早さに優れる BDH 法⁶⁾を用いる。これは、時間の関数である状態変数、制御変数、運動方程式、制約条件式のすべてを離散化し、動的な最適化問題である最適制御問題を静的な最適化問題である非線形計画問題に変換する方法である。変換された非線形計画問題は勾配法の一つである逐次 2 次計画法 (SQP 法) を用いて最適解を求める。

3.5 最適化計算結果 最適化計算結果を第 3 図から第 9 図、第 2 表に示す。本研究で用いた騒音モデルでは経路角が -5 deg のときを最大として、 -15 deg から 5 deg の間で騒音が大きくなっている。そのため、最適解ではその経路角をできるだけ避けるように、かつ飛行時間が短くなるように飛行している。

ケース 1 (風なし $u_g = 0$) の問題設定の場合、初期位置から目標地点に向けて直線的に降下を開始すると、騒音が大きくなる経路角で飛行しなくてはならなくなる。そのため最適解では、飛行開始後、一旦上昇飛行を行う。このときの経路角はおよそ 4 deg である。高度が高いこと、飛行時間短縮から、騒音が最小になる 5 deg より多少小さな経路角で上昇飛行を行っている。やがて、高度が約 1850 ft に達し

第3図 最適解（高度履歴）

第6図 計測点の位置と最適解による騒音レベル（ケース1）

第4図 最適解（対気速度）

第7図 計測点の位置と最適解による騒音レベル（ケース2）

第5図 最適解（昇降率）

第8図 計測点の位置と最適解による騒音レベル（ケース3）

ところで，一転して最大降下率（ $W = -1000$ [fpm]）で降下を開始する．このとき，大きな騒音を発する経路角を避けるように， -5 deg 付近の経路角をできるだけ速やかに抜けて上昇飛行から降下飛行に移る． -1000 fpm の昇降率に対し，水平速度が飛行開始時の 100 kt のままでは経路角が -5.6 deg となり，大きな騒音を発してしまう．そこで，降下飛行を開始するまでに，水平方向速度を 100 kt から下限値 50 kt まで減速させ，経路角 -11.2 deg の降下飛行を行っている．これは飛行が許される範囲で騒音が最小にな

る降下飛行の経路角である．上昇から降下に移るタイミングは，このような降下飛行によって終端地点と終端高度にちょうど達することができる時点となっている．

ケース2（風なし）では，通常の進入に近い飛行が得られるように，ケース1（風なし）に上昇飛行を含まないよう制約条件を変更して最適化計算を行った．水平方向速度は 100 kt で飛行を続けるが，やがて減速を開始し，水平方向速度 50 kt，最大降下率で降下を開始する．飛行開始後，すぐに減速を開始せず，しばらくは 100 kt で飛行を行うの

第2表 最適解と飛行実験結果の比較

	評価関数値		飛行時間		時間平均騒音レベル	
	E_A		t_f [sec]		L_A [dB]	
	最適解	飛行実験	最適解	飛行実験	最適解	飛行実験
ケース 1	3.02×10^8	3.76×10^7	149.1	124.2	63.1	54.8
ケース 2	3.77×10^8	3.18×10^7	134.5	110.4	64.5	54.6
ケース 3	3.57×10^8	3.79×10^7	145.9	115.9	63.9	55.1
通例飛行		4.38×10^7		93.3		56.7

第9図 最適飛行高度履歴の風による影響

は、飛行時間を短縮しようとする表である。降下を開始してからの飛行軌道はケース1(風なし)とまったく同じである。また、ケース3(風なし)では、飛行開始時の高度を1850ftとし、上昇飛行を含まないように制約条件を設定した。この初期高度は、ケース1(風なし)の最適解で、飛行開始後、高度約1850ftまで上昇したことから設定された。高度約1850ftまで上昇飛行をするのであれば、始めからこの高度で飛行を開始するのが良いと思われるからである。ケース3(風なし)においても、水平飛行後、降下を行う飛行方法はケース2(風なし)と同じである。

第6図から第8図はケース1~3(風なし)の場合の各計測点の騒音レベルの変化を示している。機体が降下に移り、騒音が大きな経路角をとる際と、高度が低くなり経路角が浅くなる終端時間近くで全体的に騒音が大きくなっている様子がわかる。また、それぞれの計測点の上を通過するときにも大きな騒音が計測されている。最適解を見る限り、本研究で想定した飛行高度程度では、高度による騒音の影響はさほど小さくなく、それよりも経路角の影響の方が支配的であると言える。

第2表は、後に示す飛行実験結果も含め、風なしの最適解の評価関数値 E_A 、飛行時間 t_f [sec]、時間平均騒音レベル L_A [dB] を示している。ここで、時間平均騒音レベルとは、騒音エネルギーを時間積分して計算される評価関数値(エネルギーベース騒音評価量 E_A) を飛行時間で割ってエネルギーの時間平均を算出し、その値をデシベル表現にしたものである。すなわち、

$$L_A = 10 \log \left(\frac{E_A}{t_f} \right) = 10 \log \left(\frac{1}{t_f} \int_0^{t_f} 10^{\frac{L_m(t)}{10}} dt \right) \text{ [dB]} \quad (25)$$

と計算される。この表によると、ケース1と2で比較した場合、ケース1の方が一旦上昇しているため、ケース2より飛行時間が長くなっている。しかしながら、騒音量は小さい。また、高高度から飛行を開始するケース3と比較しても、ケース1の方の騒音量が少ない。これは騒音レベルが、高度よりも経路角に大きく依存していることを意味している。しかしながら、これら3ケースの評価関数値、時間平均騒音レベルの差はさほど大きくない。

第9図はケース1の風速 u_g を -20 kt, -10 kt, 10 kt, 20 kt にした場合の最適飛行経路を示している。いずれのケースでも上昇した後に降下という特徴は変わらなかった。しかしながら、騒音は対地ではなく対気による経路角で変化するため、例えば向かい風だと、地面から見て、より深い経路で降下をすると騒音が小さくなることになり、風速により飛行経路に差が生じる。対気速度による経路角はどれも風がない場合の最適解とほぼ同じになっている。

以上、数値計算から得られた最適解を示したが、パイロットが慣例とする通常の進入とは大きく異なる。そこで、本計算結果による飛行試験の前に、シミュレータを使用し、最適解への追従性の確認を行った。その結果、パイロットからは、高度変化のタイミングに慣れれば十分追従して飛行可能であるとのコメントを得ることができた。

4. 飛行実験

4.1 飛行実験方法 既述したように、最適制御の効果を確認するため、竜ヶ崎飛行場で、JAXA 所有の MuPAL-ε を用いた飛行実験を実施した。飛行はすべてパイロットによるマニュアル操縦で行われたが、最適解に追従する操縦を可能にするために、計器板に搭載された実験用ディスプレイ(第10図)⁹⁾を用いて飛行条件を指示した。ここでは速度計、昇降率計、高度計において通常の指針に加え、その時点と3秒先における最適解の飛行条件を示している。地上では、5箇所の計測点それぞれで、第11図に示すような騒音計測装置を用い、騒音データを収録した。飛行実験は2004年11月30日から12月7日の間に実施された。このときの風は弱く、その影響は小さいと判断し、 $u_g = 0$ の最適解を追従飛行の目標とした。以後、 $u_g = 0$ の最適解と飛行実験結果の比較を行う。

4.2 飛行実験結果 第12図から第14図に各ケースの飛行において、MuPAL-ε の計測システムで得た飛行データを示す。第3図から第5図と比較すると、全体として精度良く最適条件に追従できており、式(13)~(18)で示した最適化計算における制約条件の設定が妥当であったことが分

第10図 実験用計器ディスプレイ表示

第11図 騒音計測装置

第12図 飛行実験（高度履歴）

第13図 飛行実験（対気速度）

第14図 飛行実験（昇降率）

第15図 飛行実験による騒音レベル（ケース1）

かる．対気速度は最適解より速い速度で飛行しており，特に上昇から降下に移行した後ではその傾向が顕著である．また昇降率については最適条件に追従して操縦できているが，約 2 m/sec の幅で振動している．今後，最適化計算において，これらの追従誤差による騒音量の増加が抑えられるような最適解（ロバストな最適解）を求めることが必要になるう．

この飛行実験では前節の最適化された飛行との比較のために，パイロットが通常の判断で着陸進入する飛行も行っ

た．第12図から第14図で「通例飛行」とある履歴がそれである．通例の着陸進入飛行では，滑走路近くまで水平飛行を行い，より深い経路角で降下する．また減速も滑走路に近づいてから行うのが一般的である．

第15図から第18図に，四つの飛行ケースについて，各計測点で実際に計測された騒音レベルを示す．第6図から第8図の最適解から予想された騒音レベルと比較すると，全体的な傾向はよく一致していると言えるが，各計測点で最大約 10 dB 程度の誤差が見られる．特に，最適解では騒

第16図 飛行実験による騒音レベル(ケース2)

第17図 飛行実験による騒音レベル(ケース3)

第18図 飛行実験による騒音レベル(通例飛行)

音レベルを大きめに見積もっている。この原因は、減衰モデルとして逆二乗則しか考慮せず、減衰量を過小評価していることが挙げられる。

第2表には最適解と飛行実験の結果が比較されている。まず飛行時間を見ると、3ケースとも最適解より飛行実験の方が短い。これから、飛行実験時に風は無いと判断したが、実際にはわずかな追い風が吹いていた可能性がある。評価関数値は飛行実験結果の方が最適解より1桁ほど小さく、それにより時間平均騒音レベルも飛行実験結果の方が

10 dB ほど小さい。その原因としては、先に述べた減衰モデルの問題が考えられる。また、飛行実験の3ケースの騒音量の差は小さく、最適解と異なりケース1の騒音量が最小とはならなかった。今後、音源の指向性等も考慮した音源モデルの高精度化、風、気温などの変動も考慮した音の伝播モデルの高精度化が必要になるであろう。一方、最適解による飛行では通例の着陸進入飛行より飛行時間は長い、騒音量を2 dB ほど減少させることに成功している。

5. ま と め

本研究では、ヘリコプタの着陸侵入時、地上騒音を最小化する飛行経路・速度履歴を最適化計算により求めた。それによると、飛行時間を短く、かつBVI騒音を抑える経路角で飛行するのがのぞましいという結果が得られた。さらに、その最適解に沿って飛行実験を実施し、その結果、従来の飛行に比べ、騒音が低減できることを実証した。

本研究は著者らによる初めての試みであるため、まずは騒音モデル、機体運動モデル等の妥当性を検証することを考え、簡易的な音源モデルと伝播モデル、鉛直面内に限った2次元的な機体運動モデルのみを扱った。現在、各モデルの見直しと高精度化、追従誤差に対してロバストな最適解を得る方法について検討を行っている。さらに、今後、3次元飛行運動最適化へと拡張するために最適化手法および横方向運動に対する制約条件の検討を行い、土地利用状況を考慮した騒音最小化問題に当たる予定である。

参 考 文 献

- 1) Funabiki, K., Muraoka, K., Iijima, T. and Shiomi, K.: NOC-TARN: Trajectory Based CNS/ATM Concept for Small Aircraft, Proceedings of 21st Digital Avionics Systems Conference, 2002, pp. 485-492.
- 2) Ishii, H., Gomi, H., Okuno, Y., Uchida, J. and Tsuchiya, T.: Flight Tests of Helicopter Noise Abatement Operations, 31st European Rotorcraft Forum, Paper #28, 2005.
- 3) Ishii, H., Okuno, Y. and Funabiki, K.: Flight Experiments for Aircraft Noise Measurement Using "Tunnel-in-the-Sky" Display, AIAA Paper 2002-4880, 2002.
- 4) Ishii, H., Gomi, H. and Okuno, Y.: Helicopter Flight Tests for BVI Noise Measurement Using an Onboard External Microphone, AIAA Paper 2005-6119, 2005.
- 5) Ochi, A., Aoyama, T., Saito, S., Shima, E. and Yamakawa, E.: BVI Noise Predictions by Moving Overlapped Grid Method, AHS 55th Annual National Forum, 2 (1999), pp. 1400-1413.
- 6) 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, 46 (1998), pp. 497-503.
- 7) Lucas, M. J. and Marcolini, M. A.: Rotorcraft Noise Model, American Helicopter Society Technical Specialists' Meeting for Rotorcraft Acoustics and Aerodynamics, Williamsburg, VA, 1997.
- 8) 石井寛一, 五味広美, 奥野喜則: 実験用ヘリコプタによる騒音計測飛行実験, 第42回飛行機シンポジウム講演集, 2004, pp. 79-86.
- 9) 橋 秀樹: エネルギーベース騒音評価量について, 航空環境研究, 7 (2003), pp. 3-11.
- 10) Funabiki, K.: Design of Tunnel-in-the-Sky Display and Curved Trajectory, 24th International Congress of the Aeronautical Science, Yokohama, Japan, 2004.