

RoboCopterの自律飛行についての研究

Research Surrounding Autonomous Flight of the RoboCopter

宮森 剛
Gou MIYAMORI

川田工業(株)航空・機械事業部
製品開発部技術開発課

赤坂 剛史
Takeshi AKASAKA

川田工業(株)航空・機械事業部
製品開発部技術開発課

中村 優
Masaru NAKAMURA

川田工業(株)航空・機械事業部
製品開発部生産技術課課長

無人ヘリコプタが災害監視活動に代表される広い範囲にわたるミッションを遂行するためには、ヘリコプタの自律飛行制御技術が重要になる。本研究では大型産業用無人ヘリコプタであるRoboCopterの自律飛行制御の実現を目的として、制御システムの開発を行っている。ヘリコプタは速度や高度変化により特性が大きく変化してしまうため扱いが難しい。しかし、飛行条件をホバリング周りに限定すれば、線形近似が適用でき扱いが簡単になることから、前年度はRoboCopterのシステム同定試験を行い、ホバリング周りの数学モデルを求めた。ここでは前年度に得られた数学モデルを用いて制御系を設計し飛行試験を行ったので、その内容と結果について報告するものである。

キーワード：RoboCopter，飛行試験，自律飛行

1. はじめに

従来、無人ヘリコプタは農業分野において主として農薬の散布などに使用されることが主流であった。ここではオペレータと呼ばれるラジコン操縦者が機体姿勢を目視で確認しながら操縦を行っており、飛行範囲もオペレータから半径200 m程度の円内という狭い領域に限られたものであった。ところが近年の無線技術の向上により、特定小電力無線電波を使用して半径数kmといった比較的広い範囲において機体をコントロールすることが可能となってきている。昨今では火山災害などの現場における無人ヘリコプタの活躍も報告されている。無人ヘリコプタが災害監視活動に代表される広い範囲にわたるミッションを遂行するためには、オペレータの目視によらない自律飛行制御技術が重要になる。

本研究では当社保有の大型無人ヘリコプタであるRoboCopterの自律飛行制御系の開発を行ってきた。前年度は制御系設計を行うためにRoboCopterのシステム同定試験を行い、ホバリング周りでの数学モデルを構築した。今年度はそのモデルを利用して制御系の設計および飛行試験を行ったので、その内容と結果について報告する。

2. 座標系

使用する座標系を図1に定義する。ここでは機体固定座標系 (X_B, Y_B, Z_B) と地球固定座標系 (X_E, Y_E, Z_E) を定義する。

機体固定座標系

機体重心を原点とし、機体前方に X_B 軸、下方に Z_B 軸をとる右手直交座標系

地球固定座標系

地上における特定の固定点を原点とし、東方向に X_E 軸、鉛直上方に Z_E 軸をとる右手直交座標系

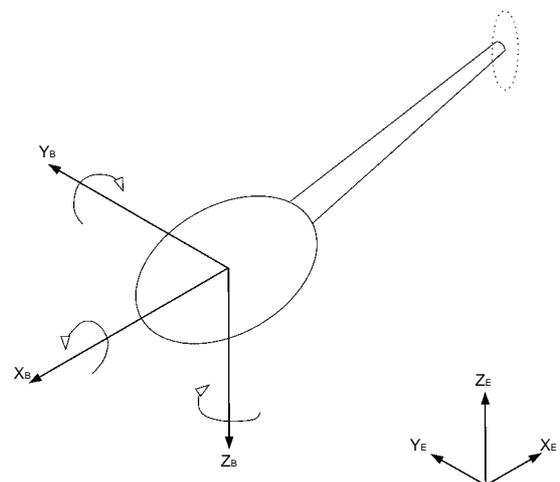


図1 機体固定座標系と地球固定座標系

3. 飛行制御システム

図2にRoboCopterの制御システムのブロック線図を示す。機体の操縦にはラジコン操縦者によるラジコン操縦モードと、制御コンピュータによる自動制御モードの2つのモードがある。ラジコン操縦者はプロポ上のスイッチを切り替えることで、この2つのモードを任意に切り替えることができる。機体にはレーザを用いた対地高度計、姿勢角や姿勢角速度、加速度を計測するための慣性測定装置などのセンサ類が搭載されている。また、姿勢安定用のASE (Attitude Stability Equipment), 位置や対地速度を計測するためのGPS受信機, 制御計算コンピュータ, 地上基地局との通信用のデータリンクモデムなども搭載されている。GPSはリアルタイムキネマティック方式のものを採用し、精度は公称値で20 cm, 更新周期は最大で5 Hzである。データリンクモデムは指令や機体の状態などを通信するための回線 (2.4 GHz帯) とディファレンシャルGPS補正情報通信用の回線 (400 MHz帯) の2回線装備されている。基地局は指令送信や状態監視を行うためのノートPCやディファレンシャルGPS基地局受信機, データリンクモデムから構成される。その他, エンジン回転数を一定に維持するようスロットルを制御するエンジン回転数ガバナも搭載されている。またアクチュエータとしてコレクティブ軸 (主として上昇・降下を制御), サイクリック2軸 (主として前後・左右の移動制御), ヨー軸 (主として機首方位を制御), スロットル軸 (エンジンスロットルを制御) の合計5軸が搭載されている。

4. 制御系設計

図3a), 3b) に飛行制御系のブロック線図を示す。ここではサイクリック前後, サイクリック左右, コレクティブ, ヨーの各軸の間のカップリングは考慮しない構造となっている。図3a) は機体の水平位置を制御するための位置制御系である。機体の水平面内の移動制御にサイクリック2軸 (前後, 左右) アクチュエータを使用する。指令は地球固定座標系における X_E, Y_E にて与える。フィードバックされる観測量は, GPSにより計測された位置, 速度および慣性測定装置により計測されたロール, ピッチ姿勢角である。位置・速度については, 指令値と観測量との偏差量を機体固定座標系に変換したものを制御偏差としており, 機体固定軸 X_B 方向の偏差に対してサイクリック前後軸を, Y_B 方向の偏差についてサイクリック左右軸をそれぞれ制御している。

ここで地球固定座標系から機体固定座標系への座標系の変換には下式を用いた。

$$\begin{bmatrix} X_B \\ Y_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin & \cos \\ \cos & -\sin \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_E \\ Y_E \end{bmatrix} \quad (1)$$

ここで θ は機首方位 (真北を 0° とし時計方向に正) である。

図3a) において $K_{pos}, K_{vel}, K_{att}$ はそれぞれ位置, 速度, 姿勢角についてのゲインである。

制御計算周期は20 Hzで行うが, GPSから出力される位置・速度の更新周期は5 Hzである。よって, 位置・速度情報については更新されない間をゼロ次ホールドで補間した。

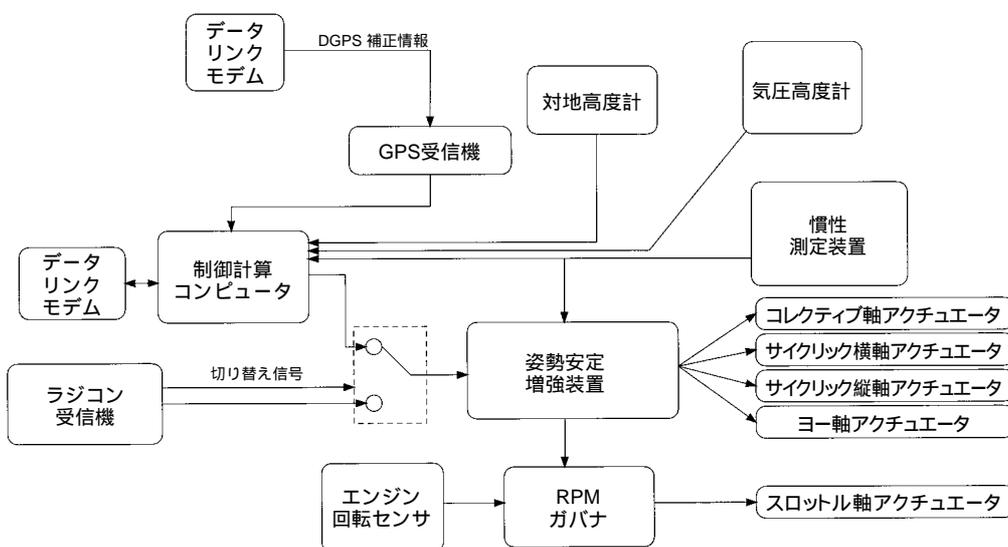


図2 飛行制御システム

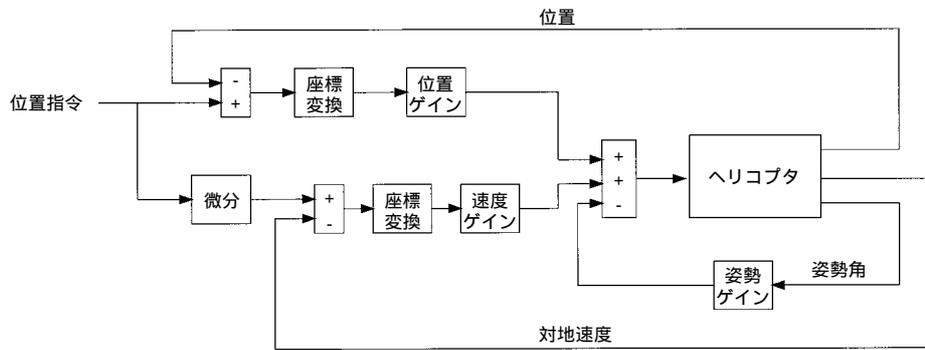


図3a) 位置制御系

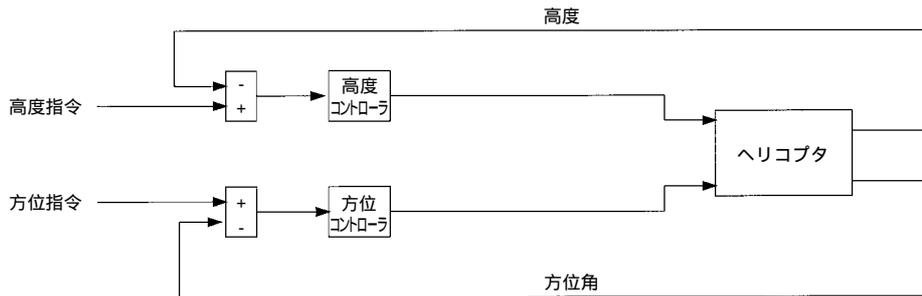


図3b) 方位・高度制御系

ヨー軸，ヒープ軸は前年度のシステム同定試験結果より求めたモデルにもとづいて図3b)のようなH コントローラを設計し実装した。このうち，高度についてはレーザ対地高度をフィードバックして制御を行っている。また方位は慣性測定装置により計測される絶対方位を使用している。

5. 飛行試験

あらかじめ決められた軌跡上を，指定した速度で飛行するようプログラムした指令情報を機上コンピュータに搭載し，飛行試験を行った。位置制御系における各ゲインは実際に飛行させながら調整した。ここでは調整後の，主としてサイクリック左右・前後軸による位置制御系の評価を行うため，横進飛行，前進飛行をそれぞれ実施し，制御系の調整・評価を行った。また，円周軌道パターンについての試験も行ったので，以下にその結果を示す。なお，ここでは軌跡図を地球固定座標系にて表す。

(1) 横進飛行

ここではサイクリック左右軸の制御に関して評価するため，図4に示すように機首方位をほぼ北に向けた状態で，飛行開始地点(0, 0)より東方向(X_E+ 方向)に20 m 移動させた。移動速度は最大で2.5 m/sとした。図4において矢印は機首方位を示し，破線で囲まれた円内はロータ円内であることを示す。図5に東西方向位置，ロール姿勢角，東西方向速度およびサイクリック左右軸に対する入力の実験結果についてシミュレーション結果とあわせて示す。

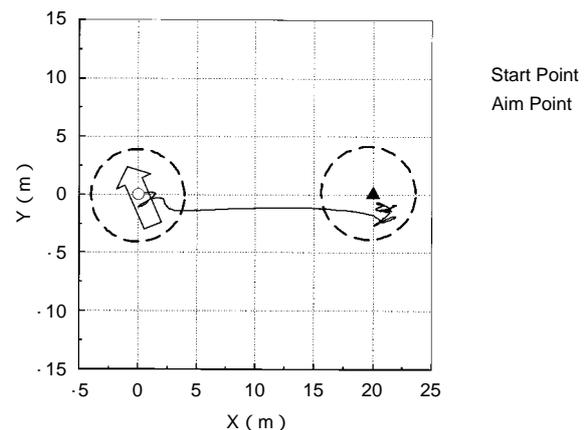


図4 横進飛行試験軌跡

図5におけるシミュレーションモデルは，前年度の同定試験より求めたホバリング時におけるピッチ姿勢角についての単入力単出力モデルと積分器を組み合わせたモデルを使用した。位置指令に対してはおおむね1 m以内の誤差範囲に収まっていることがわかる。しかしロール姿勢角，速度や制御入力については収束が悪く，シミュレーションの結果との間に開きがある。速度については最大速度時にオーバーシュートが1 m/s出ており，停止後も，収束性が悪い。図6, 7にこの時の高度制御，前後軸(南北方向)制御の様子を示す。横運動と前後運動および上下運動が相互に影響し合っていることがわかる。前後軸とのカップリングの原因のひとつとしては，図4の軌跡からわかるように機首方位が指定した移動方向に対して直交していないことが挙げられる。

(2) 前進飛行パターン

ここではサイクリック前後軸の制御に関して評価するため、図8に示すような軌跡を飛行させた。ここでは飛行開始地点(0, 0)より北方向(Y_{E+}方向)に30 m移動させた。移動速度は最大で4.0 m/sとした。図9に南北方向位置、ピッチ姿勢角、南北方向速度およびサイクリック前後軸に対する入力の実験結果についてシミュレーション結果とあわせて示す。図9においてシミュレーション結果に現れるオーバーシュートは、実験結果では現れていないことがわかる。また、制御偏差についても、2 m以内に収まっていることがわかる。速度についてはシミュレーション結果ほどのオーバーシュートはなく、収束が良い。図10, 11に高度制御および左右軸制御について示す。前述した横進飛行時の結果と同様、左右軸の収束性が悪い。

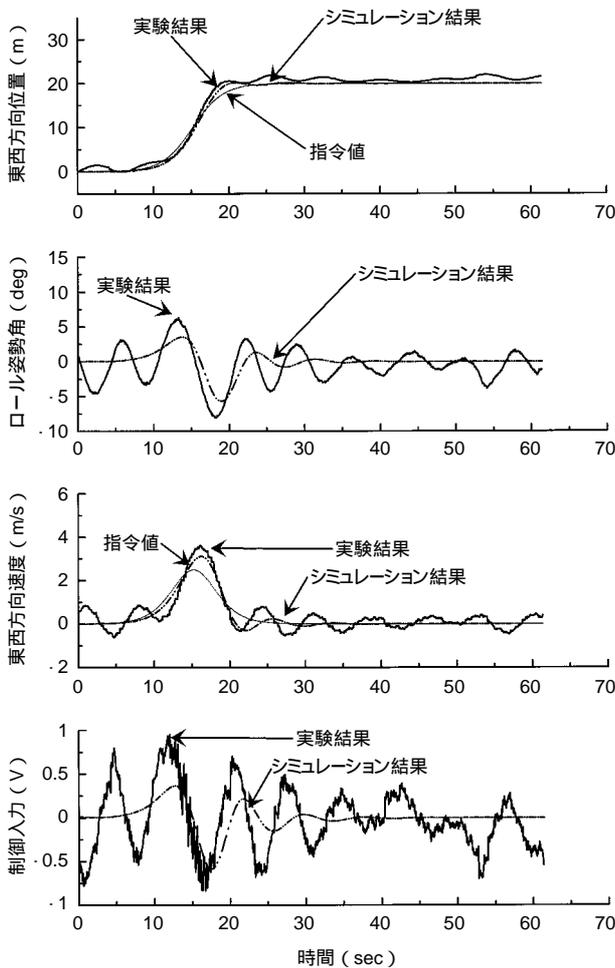


図5 横進飛行試験結果とシミュレーション結果の比較

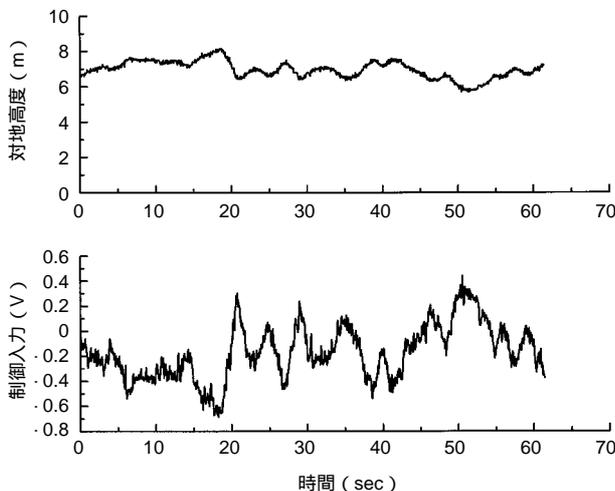


図6 横進飛行試験時の高度制御結果

図9においてシミュレーション結果に現れるオーバーシュートは、実験結果では現れていないことがわかる。また、制御偏差についても、2 m以内に収まっていることがわかる。速度についてはシミュレーション結果ほどのオーバーシュートはなく、収束が良い。図10, 11に高度制御および左右軸制御について示す。前述した横進飛行時の結果と同様、左右軸の収束性が悪い。

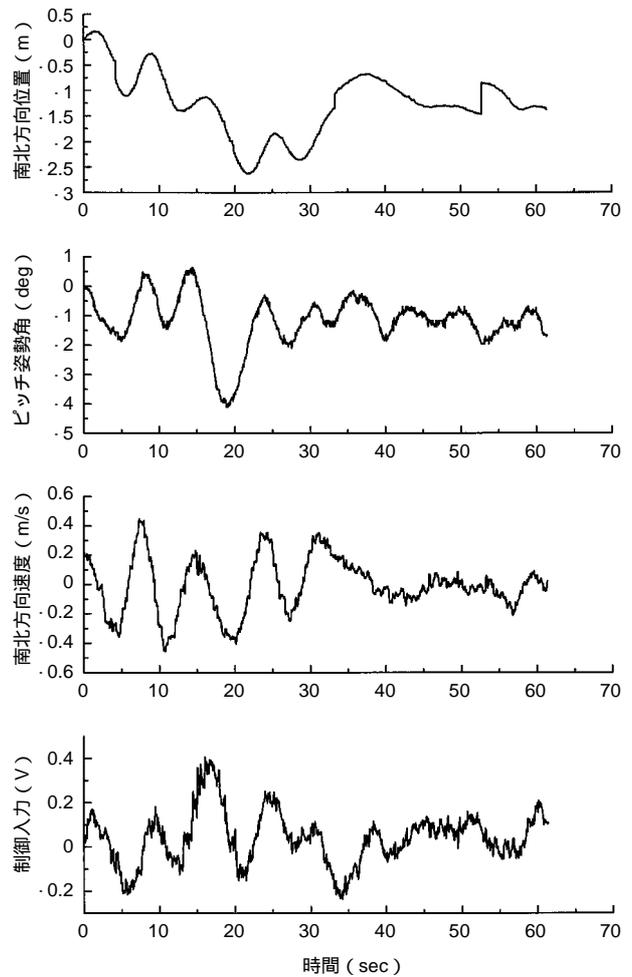


図7 横進飛行時の前後軸方向の運動

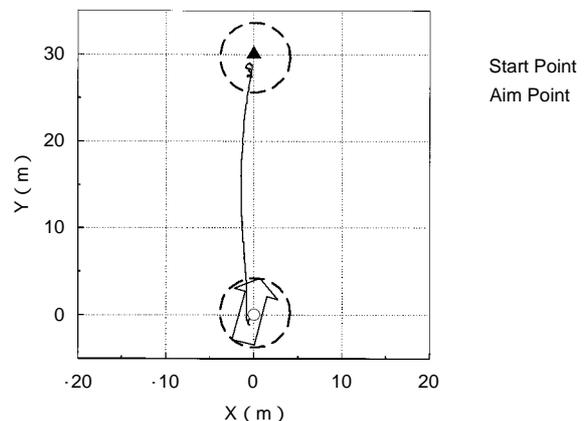


図8 前進飛行試験軌跡

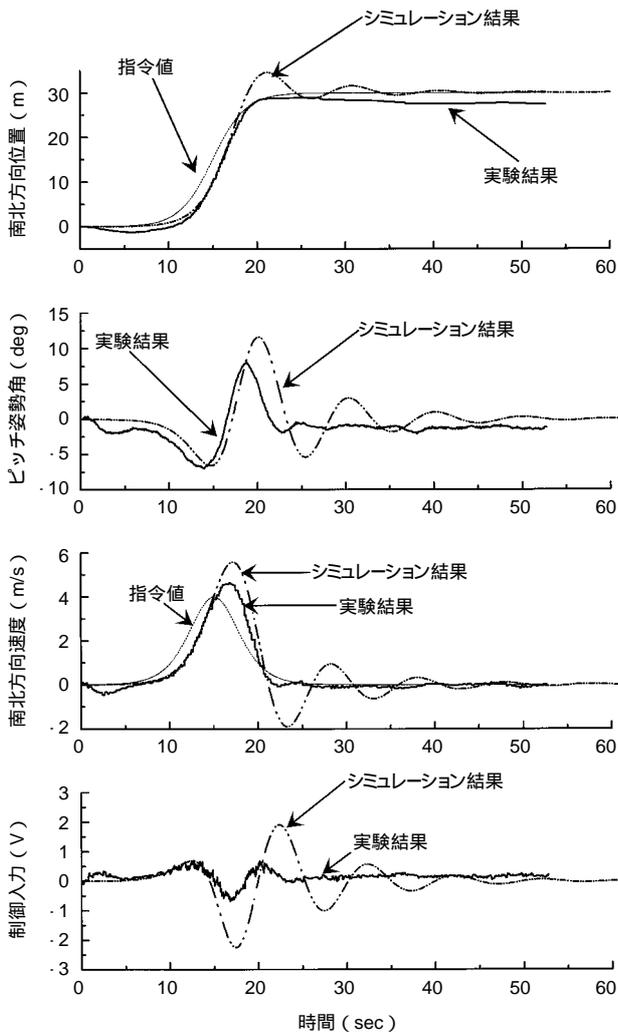


図9 前進飛行試験結果とシミュレーション結果の比較

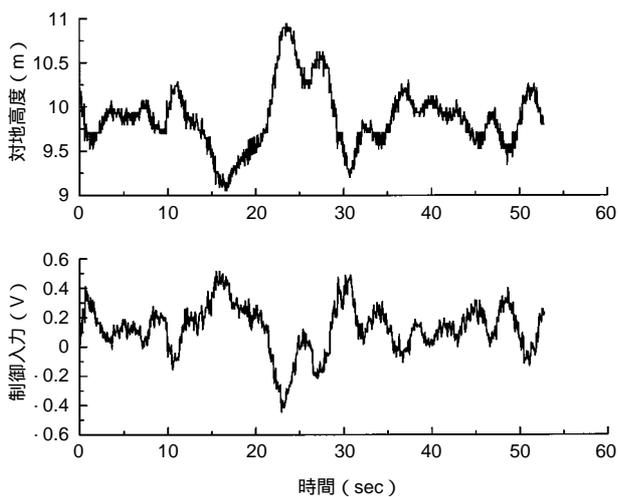


図10 前進飛行試験時の高度制御結果

(3) 円周パターン

ここでは円周を描くような飛行軌跡を設定し飛行試験を行った。円周飛行は位置指令のほか方位指令も組み合わせた飛行になる。図12では指定軌跡と実際に飛行した軌跡を示す。(0,0)より北上し(図中) 30 m四方

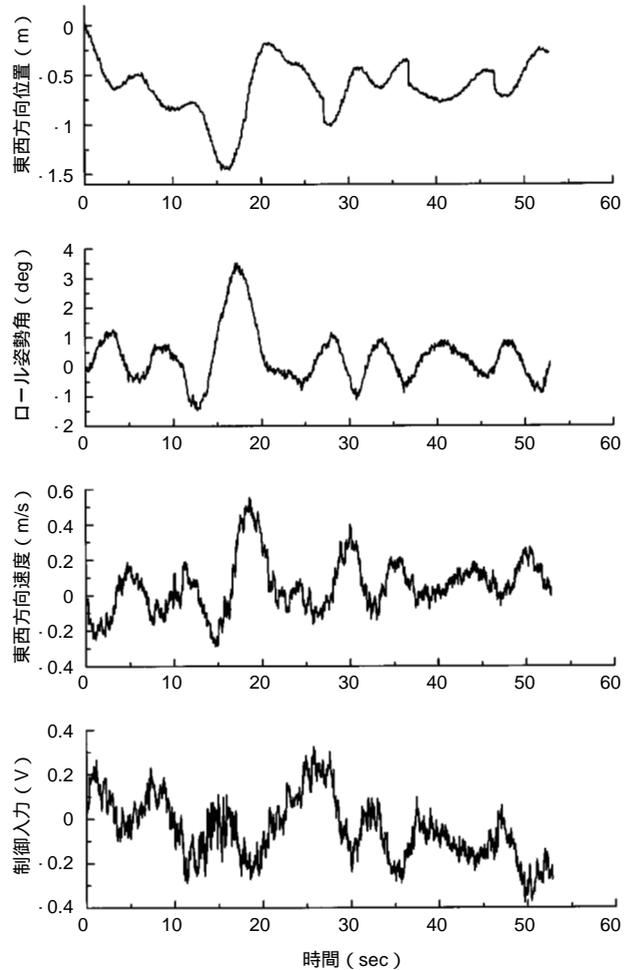


図11 前進飛行試験時の左右軸方向の制御結果

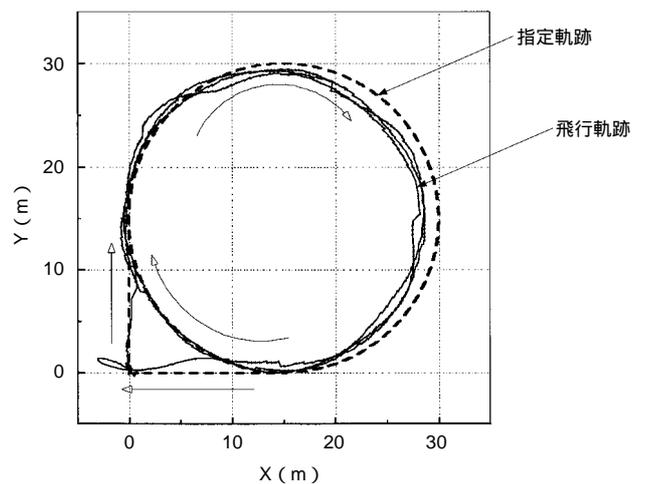


図12 円周軌跡飛行試験

の正方形に内接する円上を3周したのち(図中 ,) 飛行開始地点である(0,0)に帰還するよう(図中) 軌跡を指定した。また飛行中は高度を一定に保ち機首方位は進行方向を向くように位置指令と同期した方位指令を与えて制御した。このときの速度, 高度, 方位を図13に示す。

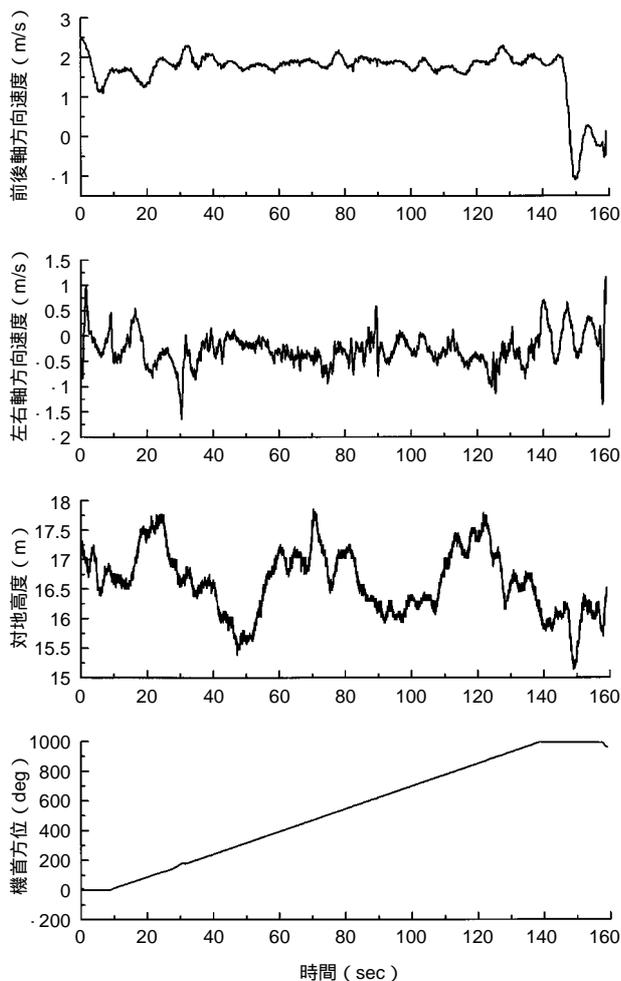


図13 速度・高度・機首方位

この図において速度は機体固定軸の X_B 成分と Y_B 成分に分けて示す。前後軸方向の速度は指定速度2 m/sにほぼ一定に保持されている。一方、左右軸方向の速度には試験開始初期において大きな乱れがあるが、円周軌道に乗った後は、横滑りもほとんどないことがわかる。ただし、前後軸に比較して振動が持続するような状態であったといえる。高度については、一定周期(50 sec程度)で上下に ± 1 m程度の幅で振動していることがわかる。また、方位は円周飛行中は指定した方位に対して偏差なく追従していたことがわかる。軌跡のずれは最大で2 mであるが、図より東側の円弧軌跡において決まったずれがあることがわかる。この原因は主として東からの一定風による外乱であると考えられる。

6. まとめ

ここではRoboCopterの位置制御系の設計・試験・調整の結果を示した。指定された軌跡上を位置精度2 m程度で飛行することができたが、とくに左右方向の速度安定性に改善の余地があるものと思われる。今後の課題としては、より安定な制御系を開発していくとともに、応答特性の向上を図ることで、より大きな速度を与えた飛行試験を行っていく予定である。

参考文献

- 1) 宮森, 中村, 鈴木, 足立, 橋本, 瀬川: 大型産業用無人ヘリコプタの自律飛行に関する研究, 第38回飛行機シンポジウム講演集, pp.105-108, 2000.
- 2) S.Hashimoto, T.Ogawa, S.Adachi, A.Tan and G.Miyamori: System Identification Experiments on a Large-Scale Unmanned Helicopter for Autonomous Flight, Proc.of IEEE International Conference on Control Applications (CCA2000), pp.850-855, 2000.