

平成 28 年 5 月 20 日現在

機関番号：12501

研究種目：若手研究(B)

研究期間：2014～2015

課題番号：26820072

研究課題名(和文)GAとハイブリッド機体モデルによるヘリの軌道創発システムの開発と高機動飛行の実現

研究課題名(英文)Development of the trajectory emergence system for helicopters by using the GA and the hybrid model and realization of the maneuver flight

研究代表者

藤原 大悟 (Fujiwara, Daigo)

千葉大学・工学(系)研究科(研究院)・助教

研究者番号：60604642

交付決定額(研究期間全体):(直接経費) 1,700,000円

研究成果の概要(和文):本研究では小型無人ヘリの持つ運動能力を引き出した飛行軌道を自動的に創り出すシステムを開発することを目指し、初期段階の技術検討として、小型無人ヘリのハイブリッドモデルの構築、加速度/力制御系の構築、GA(遺伝的アルゴリズム)に基づく軌道創発アルゴリズムの開発を行い、地上試験・飛行試験、シミュレーション等を通じて性能検証を行った。開発した加速度/力制御系は高機動飛行を実現可能であることが示され、この制御系で最小限安定化された小型無人ヘリ閉ループ系と開発したGAを基にした軌道創発アルゴリズムにより所望の軌道が得られることを確認し、今後の発展に向けての課題を抽出した。

研究成果の概要(英文):Aiming at the development of the automatic flight trajectory emergence system for the agile small unmanned helicopter, development of the hybrid motion model, the acceleration/force control system, and the trajectory emergence algorithm based on the genetic algorithm including performance verification by several simulations and ground or flight experiments were conducted as early stage investigation. High maneuverability was demonstrated with the developed acceleration/force controller, and it was confirmed that the proposed trajectory emergence algorithm with the above-mentioned controller could generate desired maneuver trajectories. Several problems to be solved made clear for the future development.

研究分野：制御工学

キーワード：飛行制御 高機動 GA 軌道創発

1. 研究開始当初の背景

街中や国土の安全安心社会の実現のため、情報収集・環境観測・測量・運搬などの用途に無人ヘリを活用しようという動きが広がっている。中でも、小さくて機動力が高い小型無人ヘリの実用化に向けた自律飛行制御の研究がこの15年くらいの間に行われてきて、ホバリングやウェイポイント誘導制御に関する技術レベルはだいぶ高まってきた。現在、小型無人ヘリをミッションに適用するための誘導制御に注目が集まっており、国内外の多くの機関で研究が盛んである。小型無人ヘリを適切に飛行誘導するには、所定のウェイポイントを順に移動させる軌道計画が必要であり、オペレータの負担軽減のため、この軌道計画を自動化することが望まれる。例えば、できるだけ短時間で、ヘリの運動能力を超えない無理のない範囲での軌道を自動で作成するようなシステムである。これまで、動的計画法や混合整数線形計画法を適用した軌道計画法が提案され、各種の制約を考慮しながら評価関数を最小化または最大化するよう飛行軌道を最適化するという手法で飛行軌道の自動生成に成功したという研究例が報告されている。しかし、従来手法では、機体の運動能力を考慮する際に用いる数学モデルとして、ホバリング付近かつ非常に単純化した線形モデルを用いており、また、線形の数理計画法であったため、線形近似が成り立つホバリング付近の飛行を前提とした飛行軌道を生成することしかできなかった。そのため、移動速度が極めて低速になり、航続時間内の移動距離が短くなり、小型無人ヘリを実用的に用いるには不十分であった。特に、小型無人ヘリの機体運動の数学的モデリング技術が貧弱で、広い飛行エンベロープ（重量・高度・速度などの範囲）を考慮するのが難しかったことや、評価関数の勾配で最適化する数理計画法ではヘリの運動能力全体にわたって解を探索できず局所最適に陥りやすいこと、また、通常の数理計画法で次数の大きいモデルを用いると被最適化変数や制約条件式の数が膨大になってしまい現実的な時間内に問題が解けなくなること、などが主な原因として考えられる。

2. 研究の目的

本研究では、小型無人ヘリの持つ運動能力を引き出すことができるような飛行軌道を自動的に創り出すシステムを研究開発し有効性を実証することを目指した。キーテクノロジーは、遺伝的アルゴリズム (GA: Genetic Algorithm) とハイブリッド機体運動モデルの組み合わせである。GAは生物の進化過程を模範にした最適化法であり、従来の数理計画解法のベースである評価関数の勾配を使わず、ランダムな初期解から開始して解の候補同士を交配したり突然変異させたりして解を創発・進化させる独特の方法で幅広く大域的に最適解を探索することができる。また、

高速飛行や大きな姿勢変化をとる高機動飛行の軌道を作るには、小型無人ヘリの機体運動モデルとして線形時不変モデルではなく非線形時変モデルが必要になるが、非線形時変モデルをそのまま使うと軌道計画の計算負荷が高くなりすぎて解が求まらない。そこで、モデルの一部を線形モデルで置き換えたハイブリッドモデルを開発し、GAと組み合わせることを考えた。以上の技術により、GAの解の進化の過程で高機動飛行を行う飛行軌道を創発することを目指す。これまでに小型無人ヘリの飛行軌道の作成にGAを用いた例は見当たらず、また、軌道計画を飛行実証している例も少ない。そこで本研究では、この種の研究の初期段階の技術検討として、前記提案手法のアルゴリズムの有効な構築手法を検討する。実飛行機体を用いた小型無人ヘリの自律制御システム実験装置を構築し、シミュレーションおよび飛行試験を実施して提案手法の有効性を明らかにし、今後の発展へ向けた課題を抽出する。

3. 研究の方法

本研究では以下の項目を実施した。

- 1) 小型無人ヘリのハイブリッドモデルの構築法の検討および地上試験・飛行試験を通じたモデル作成
- 2) 加速度/力制御系の構築法の検討、およびシミュレーションと飛行試験を通じた性能検証
- 3) GAに基づく軌道創発アルゴリズムの検討と性能検証

研究計画当初段階では、2)は予定していなかったが、3)を実施する過程で必要となったため新たに追加した。それぞれの詳細は次章で説明する。

4. 研究成果

(1) 小型無人ヘリのハイブリッドモデルの構築法の検討および地上試験・飛行試験を通じたモデル作成

小型無人ヘリの機体運動モデルについては様々な構築法があるが、本研究では研究代表者の先行研究である引用文献①の非線形時変モデルをベースに、一部簡略化を施してハイブリッドモデルを構築した。

小型無人ヘリの状態変数は全部で25あり、その内、メインブレード・スタビライザブレードの運動やロータの吹き下ろし、アクチュエータに関する計16変数の動特性を多入出力線形モデルで表現し、残りの機体の角速度・姿勢角・並進速度に関する変数各3つ、計9変数の計算のみ非線形動特性で表現してハイブリッドモデルを構築した。モデルの構成を図1に示す。コマンドは操縦入力であり、これと機体胴体の3軸角速度 p_B, q_B, r_B および並進速度 V_{XB}, V_{YB}, V_{ZB} をもとにアクチュエータの運動とメインロータに作用する空力の計算を行い、空力および空力モーメントを得る。また、機体姿勢 ϕ_B, θ_B, ψ_B より重力を計算し、

これらの力およびモーメントから剛体の運動方程式を解く。得られた胴体の角速度から機体姿勢と方向余弦行列を得て、さらに並進速度を積分して位置を更新する。この中で特に非線形性が強いのは姿勢計算と方向余弦計算であるので、このようにすることで、元々のヘリの動特性を極力損なうことのないモデルを構築した。

なお、本モデルのパラメータ調整は、図2の実験用小型無人ヘリを用いた地上試験と飛行試験で取得したデータをもとに行った。図3は地上試験および飛行試験の実験装置ハードウェア構成である。地上試験では、図4のように機体を6軸力覚センサを介して地上に固定し、メインロータを回転させ操舵入力を入れ、力・モーメント応答を取得した。

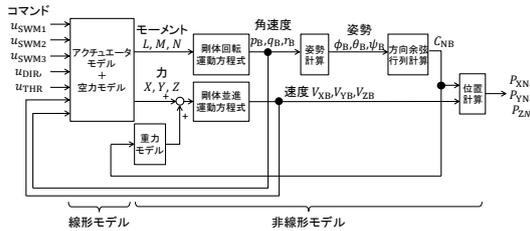


図1 ハイブリッド機体運動モデルの構成



図2 実験用小型無人ヘリの外観

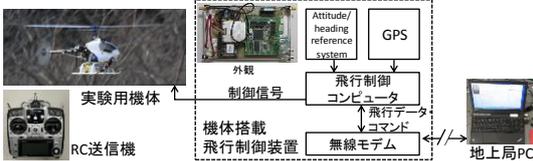


図3 実験装置ハードウェア構成



図4 力・モーメント計測地上試験装置

(2) 加速度/力制御系の構築法の検討、およびシミュレーションと飛行試験を通じた性能検証

本項目で検討した制御系は、先に述べたハイブリッドモデルとあわせて、後に述べるGAによる軌道創発で用いるものである。研究開始当初は、本制御系を用いずに軌道創発を行う予定であったが、機体運動応答がかなり不安定で発散しやすく、得られる軌道に問題が

あったことから、本制御系で最小限の安定化を図った。ここでは2種類の制御系構築法を検討した。

①バックステッピング法に基づく推力・姿勢制御

メインロータが発生させる推力と機体姿勢を各々目標値 f_{mr}^{ref} , C_{NBd}^T に追従させて機体の移動加速度を制御する制御系を検討した。姿勢制御器における角速度目標値 ω_{NB}^{ref} と胴体モーメント目標値 T^{ref} は非線形制御理論の一種であるバックステッピング法に基づき設計し、次式で与えた。

$$\omega_{NB}^{ref} = -K_{pq} \varepsilon(q_{BdB}) + 2C_{NBd}^T S(q_{NBd}) \dot{q}_{NBd}$$

$$T^{ref} = J \{ J^{-1} \omega_{NB} \times J \omega_{NB} + \dot{\omega}_{NB}^{ref} - K_{p\omega} e_{\omega} - \varepsilon(q_{BdB}) \}$$

ここで、 K_{pq} , $K_{p\omega}$ は制御ゲイン、 q_{BdB} は姿勢追従偏差クォータニオン、 $\varepsilon(q_{BdB})$ は q_{BdB} の下3つを取り出したベクトル、 C_{NBd}^T は q_{BdB} に対する方向余弦行列、 $S(q_{NBd})$ は目標姿勢に対するクォータニオン時間微分角速度変換行列、 J は胴体慣性行列、 ω_{NB} , e_{ω} は胴体角速度とその追従偏差である。さらに、これら目標値に追従させる推力・胴体モーメント・ロータ回転速度制御器は2自由度積分型最適サーボ系に基づき設計した。この制御器はホバリングと巡航のそれぞれについて設計し、飛行速度に応じて切り替えるものとした。状態推定器については線形カルマンフィルタ理論に基づき設計した。制御入力 u_{COL} , u_{LAT} , u_{LON} , u_{DIR} , u_{THR} 、それぞれメインロータのコレクティブ、横、縦の操舵入力およびテールロータ入力、スロットル指令値の5つであり、最初の3つはコマンド分配則を通してヘリのスイッチプレートサーボモータ3個への指令値 u_{SWM1} , u_{SWM2} , u_{SWM3} として入力する。

本制御系は、図2・図3の実験装置を用い、屋外飛行試験にて性能を検証した。検証の際は、本制御系に入れる目標値を生成するため、簡易な位置・速度制御器をループの外側に組み、直進と旋回の高機動飛行を行わせた。結果として図6のように所望の飛行が行えることが示された。

②PID制御に基づく加速度制御

バックステッピング制御系は良い制御性能を示したものの、計算量が多いという問題が明らかになり、GAによる軌道創発で利用するため別の方法を検討する必要が生じた

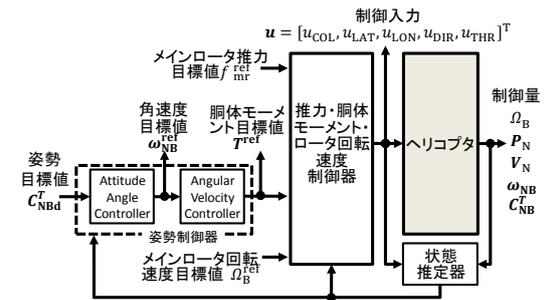


図5 バックステッピングに基づく制御系

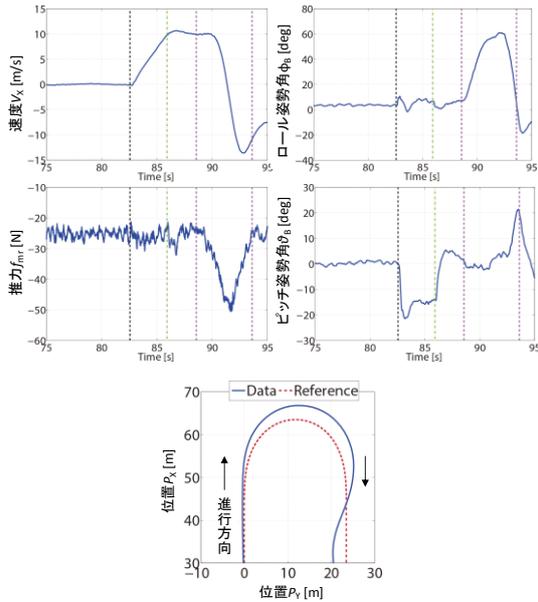


図6 バックステッピングに基づく制御系の飛行試験結果

め、より計算量が少なく済むPID制御に基づく方法を検討した。設計した制御系の構成は図7の通りである。加速度ベクトルノルム制御は図5の推力制御器、加速度ベクトル方向制御と角速度制御は図5の姿勢制御器と胴体モーメント制御器に相当するので、図5と基本構成はほぼ同様であり、これらをPID制御に置き換えたものになっている。角速度制御の出力のうち u_{LAT} , u_{LON} には機体共振モードの励起防止のためのノッチフィルタを挿入した。また、本制御系に与える加速度目標値については、最大加速度の制約を考慮するため、別途加速度ベクトル計算アルゴリズムを追加した。これは、加速度目標値 a_{in} と重力加速度の和がメインロータの最大推力で出せる加速度 a_{allim} を超えたときに、 a_{in} のベクトルの方向は変えずにノルムを抑えるよう加速度目標値を変更するものである。

本制御系は、図3の実験装置の一部を用い、シミュレーションにて性能を検証した。結果は図7の通りである。加速度目標値は 4~8s と 12~16s で Y 方向にそれぞれ $-2m/s^2$, $2m/s^2$ とした。また、5s 以降ヨー角速度目標値に $90deg/s$ を加えて機首を右回りに回転させつけ、さらに、1s 以降直交水平 2 軸に各 $5m/s$ 、鉛直に $2m/s$ の一定風を印加した。こうした厳しくアグレッシブな条件下でも、Y 方向の加速・減速が安定に行え、良好な性能が確認できた。

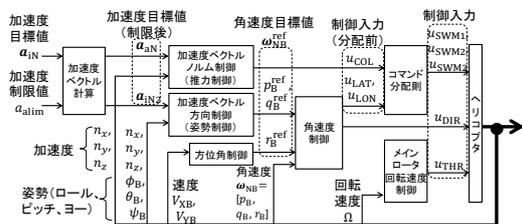


図7 PID制御に基づく加速度制御系の構成

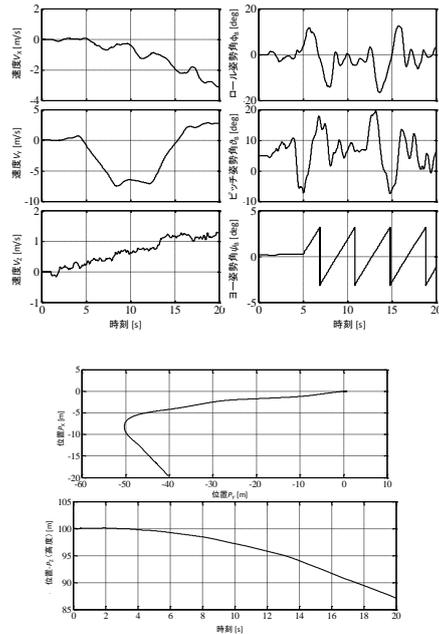


図8 PID制御に基づく加速度制御系のシミュレーション結果

(3) GAに基づく軌道創発アルゴリズムの検証と性能検証

ここまで説明したハイブリッドモデルとPID制御に基づく加速度制御系を接続した閉ループ系を用いた、GAに基づく軌道創発手法を検討した。まず、GAの1つの解候補を構成する個体の遺伝子については、図9のように、軌道を作る時間範囲をサンプリング時間 t_s として N_f 個に離散化し、各時刻の直交 3 軸 x, y, z 軸方向加速度 (実数値) a_{xiN} , a_{yiN} , a_{ziN} を 1 列に並べたものに設定した。遺伝子の初期値は乱数を用いて生成するが、単に乱数にすると最初の世代から加速度が激しく変化し良好な軌道が得られにくくなるため、ローパスフィルタによる平滑化を実施した。適応度 f の計算については、次式で与えた。

$$f = (P_{td} + P_{tt})^{-1}$$

$$P_{td} = \sum_{i=1}^{N_{wp}} P_{tdist}(i)$$

$$P_{tdist}(i) = \begin{cases} 0; & \text{if } (P_{tdist}(i-1) = 0) \text{ or } (d_{pt}(i) > d_{arv}) \\ \frac{P_{tdmax}}{2\pi\sigma_{pt}^2} \exp\left\{-\frac{d_{pt}^2(i)}{2\sigma_{pt}^2}\right\}; & \text{else} \end{cases}$$

$$P_{tt} = \begin{cases} 0; & \text{if } P_{tdist}(N_{wp}) = 0 \\ P_{ttmax}(t_{end} - t_{arv}); & \text{else} \end{cases}$$

ここで、 N_{wp} はウェイポイントの数、 $d_{pt}(i)$ はウェイポイント i と機体位置軌道との最短距離、 t_{end} は軌道生成時間範囲、 t_{arv} は最終ウェイポイントへの到達時刻である。各ウェイポイントへの到達判定は、機体位置軌道が当該ウェイポイントから半径 d_{arv} 以内に入った時点で到達とした。パラメータの値は、 $t_s=0.1s$ 、 $d_{arv}=5m$ 、 $P_{tdmax}=100$ 、 $\sigma_{pt}=10m$ 、 $P_{ttmax}=100$ とした。 f は低い値をとる方がより適応しているという定義となる。また、適応度スケール化

方法は適応度順位とした。

交叉は内挿補間によるものとし、 f の低い方の親と高い親の遺伝子を8:2の割合で補間した。親の選定は、スケール化された適応度に比例した確率で選出す方法とした。突然変異は遺伝子への乱数加算とした。個体数は20とし、GAの各世代でエリート個体数は2、交叉と突然変異による生成個体数はそれぞれ14個、4個とした。

設計した軌道創発アルゴリズムを用いて軌道生成を行った結果を図10、図11に示す。閉ループ系のサンプリング時間は0.01sとした。ウェイポイントは図10の○印の9つ($N_{wp}=9$)とし、GAの世代数は10世代、 t_{end} は20sとした。図10から、ウェイポイントを完全に通っているわけではないものの、ほぼそれに沿った軌道が生成されたことが分かる。図11から、飛行速度は最終的に4m/s程度とあまり大きくないが、これは、与えた t_{end} に対して最も遠いウェイポイントまでの距離がやや短いためと考えられる。加速度と機体姿勢については振動が大きい、これは突然変異の際に乱数を加算することが原因であり、不要な振動を減らすことが今後の課題である。また、遺伝子の初期値によっては望ましい軌道が得られないことがあった。この点については、ウェイポイントなどの既知情報を用いた何らかのより良い初期化方法を検討する必要がある。

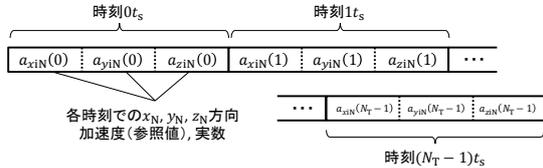


図9 GAにおける遺伝子の構成法

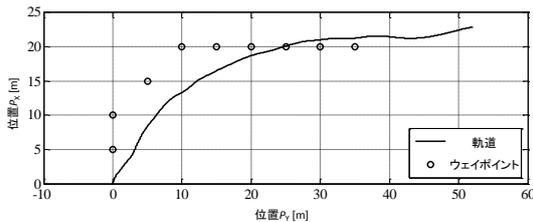


図10 軌道生成結果（水平面）

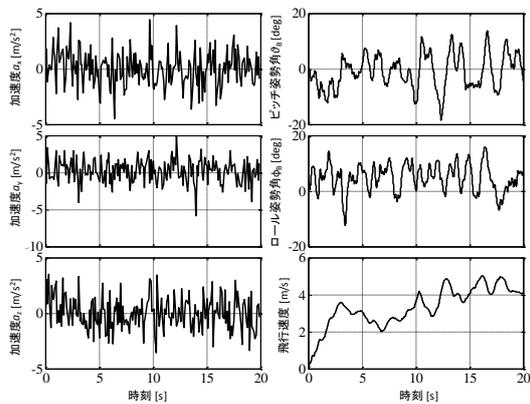


図11 軌道生成時の機体状態量

<引用文献>

①藤原大悟、太田雅人、スタビライザ付き小型電動ヘリのブレード翼素解析に基づくモデリングと検証実験、日本機械学会論文集 80巻 817号, DOI:10.1299/transjsme.2014t10279 (2014)

5. 主な発表論文等

[学会発表] (計1件)

①塩川貴之、磯村直道、藤原大悟、推力制御器とバックステッピング法を用いたシングルロータヘリの高速度回旋飛行制御、第53回飛行機シンポジウム講演論文集 No. 3D10、平成27年11月13日、松山市総合コミュニティセンター (愛媛県松山市) (2015)

[その他]

ホームページ等

<http://mec2.tm.chiba-u.jp/>

6. 研究組織

(1) 研究代表者

藤原 大悟 (FUJIWARA, Daigo)

千葉大学大学院工学研究科・助教

研究者番号：60604642