

ポテンシャル関数誘導法を用いた UAV の誘導制御

Guidance and Control of UAVs Using Potential Function Method

○長尾讓次¹, 藤田大輔¹, 矢野有馬¹, 内山賢治²

*Yoshitsugun Nagao¹, Daisuke Fujita¹, Aruma Yano¹ and Kenji Uchiyama²

Abstract: This paper describes the guidance law which is based on the potential function method for unmanned aerial vehicles (UAVs). The method is useful to construct real time system when using multiple UAVs. Numerical simulation is performed to verify the validity of the method for formation flight of UAVs. The preliminary experiment is also demonstrated for formation flight of UAVs by using the proposed guidance law.

1. はじめに

現在, 無人飛行機 (以下 UAV) は有人では行えない危険な領域における観測など様々な分野での利用が期待されている. とくに, 複数機によるフォーメーションフライトは, 単機では難しいとされていた広範囲での効率的な観測, ミッションを行う事が可能になることから注目されている.

これまでに, ポテンシャル関数誘導法を用いた誘導則を設計してきたが, 実験による十分な検証は行えていない. 本稿では, ポテンシャル関数誘導法を用いた誘導則の設計方法を述べるとともに, 本手法が UAV のフォーメーションフライトに有効であることを数値シミュレーションにより示す. さらに, 開発した UAV に誘導制御則を実装した基礎実験を行う.

2. 無人飛行機の運動方程式

運動は線形範囲内であると仮定すると, UAV の運動方程式は, 以下の式で示すことが出来る.

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & -W_0 & -g \cos \theta_0 \\ Z_u & Z_w & U_0 + Z_q & -g \sin \theta_0 \\ M_u + M_w Z_u & M_w + M_w Z_w & M_q + M_w (U_0 + Z_q) & -M_w g \sin \theta_0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} X_{\delta_e} & X_{\delta_r} \\ Z_{\delta_e} & Z_{\delta_r} \\ M_{\delta_e} + M_w Z_{\delta_e} & M_{\delta_r} + M_w Z_{\delta_r} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_v & W_0 + Y_p & -(U_0 - Y_r) & g \cos \theta_0 & 0 \\ L_v & L_p & L_r & 0 & 0 \\ N_v & N_p & N_r & 0 & 0 \\ 0 & 1 & \tan \theta_0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sec \theta_0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \phi \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & Y_{\delta_r} \\ L_{\delta_e} & L_{\delta_r} \\ N_{\delta_e} & N_{\delta_r} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_r \end{bmatrix} \quad (2)$$

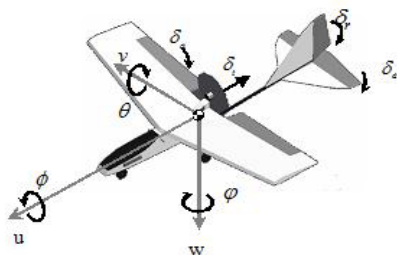


Figure 1 Definition of state variables and control inputs

ただし, ϕ, θ, ψ はオイラー角, p, q, r は角速度, $\delta_e, \delta_r, \delta_s, \delta_t$ はエルロン, エレベータ, ラダー舵角, スロットルをそれぞれ示す.

3. 数値シミュレーション

3.1 誘導則

UAV のフォーメーションフライトにはポテンシャル関数誘導法を用いる^[1]. 作成したポテンシャル場を速度場に適応し誘導コマンドを導出する. i 番目の UAV に対する速度場は誘導ポテンシャル関数 U^S , 反発ポテンシャル関数 U_{ij}^R として以下の様に表す.

$$\mathbf{v}_i = -\nabla_i U^S(\mathbf{x}_i) - \nabla_i U_{ij}^R(\mathbf{x}_{ij}) \quad (3)$$

ここで \mathbf{x}_i は UAV の位置ベクトルを表し, $\mathbf{x}_{ij} = |\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j|$ は各 UAV 間の相対距離を表す. 誘導ポテンシャル関数 U^S と ρ_i は以下の式で定義する.

$$U^S = C_h \sqrt{(\rho_i - r)^2 + 1} \quad (4)$$

$$\rho_i = \sqrt{x_i^2 + y_i^2} \quad (5)$$

U^S は半径 r の円上に UAV を誘導するポテンシャルで, C_h は誘導速度の変化率を決定する係数である. 反発ポテンシャル関数 U_{ij}^R は, 以下の式で定義する.

$$U_{ij}^R = C_r \sum_{j,j \neq i} \exp\left(-\frac{|\mathbf{x}_{ij}|}{L_r}\right) \quad (6)$$

C_r は反発の強さを, L_r は影響範囲を決定する係数を示す. 本手法は, これらのパラメータを適切に設計することで, 様々なフォーメーションパターンの形成が可能となる^[2].

設計したポテンシャル関数を位置に関して偏微分する事により, UAV の位置に応じた速度の指令値が算出される.

$$v_{x,i} = -\frac{\partial U^S(x_i)}{\partial x_i} - \frac{\partial U_{ij}^R(x_{ij})}{\partial x_i} \quad (7)$$

$$v_{y,i} = -\frac{\partial U^S(y_i)}{\partial y_i} - \frac{\partial U_{ij}^R(y_{ij})}{\partial y_i} \quad (8)$$

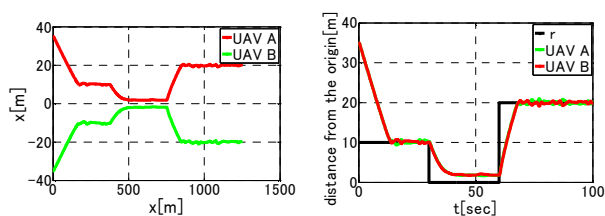
この速度場を利用することで、式(7), (8)より i 番目の UAV の指令方位角 $\phi_{d,i}$ と指令速度 $v_{d,i}$ を、以下のように定義する。

$$\phi_{d,i} = \tan^{-1} \left(\frac{v_{y,i}}{v_{x,i}} \right) \quad (9)$$

$$v_{d,i} = \sqrt{v_{x,i}^2 + v_{y,i}^2} \quad (10)$$

3.2 計算結果

本手法の有効性を確認するために、UAV 2機によるフォーメーションフライトの数値シミュレーションを行った。UAV の姿勢制御には最適レギュレータを適用した。後述する UAV には速度を観測するセンサーを搭載していないため、オブザーバを用いて速度を推定した。

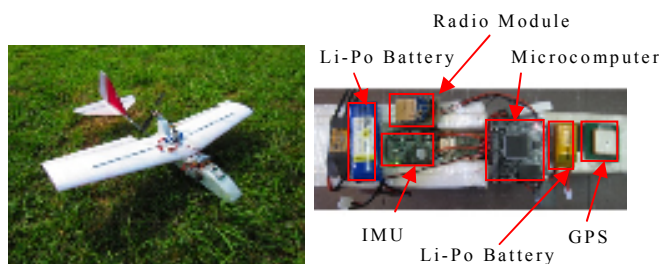


(a) Trajectories of UAVs (b) Time history of r_i and ρ
Figure 2 Result of numerical simulation

図 3(a)にシミュレーションにおける UAV の軌跡を示す。シミュレーション開始から 30 秒までは $r=10[m]$ 、30 秒から 60 秒は $r=0[m]$ 、60 秒以降は $r=20[m]$ と設定した。図 3(b)に UAV の誘導半径との誤差を示す。誘導半径を変化させると良好に追従していることが分かる。30 秒から 60 秒まではクラスタを形成しているが、反発ポテンシャルが働き衝突を回避していることが分かる。

4. 誘導制御実験

4.1 実験システム



(a) Overview (b) Avionics
Figure 3 Developed UAV

実機による誘導制御の有効性を確かめるため、図 3 に示す UAV を開発した。実験機には制御を行う際に必要な姿勢角、角速度を観測するための IMU が搭載されている。制御則の演算はマイコンで行い、現在位置は GPS によって取得する。機体は軽量で丈夫な EPP を使用した。

4.2 実験結果

今回の実験では、フォーメーションフライトの予備実験として、単機での誘導制御実験を行った。実験では手動で離陸を行い、その後自律飛行に切り替えた。手動飛行から自律飛行に切り替えた瞬間の方位角を 0 [deg] とし、自律飛行に切り替えた後、方位角 15 [deg] に向かうように一定の指令値を与え、制御を行った。その結果を図 5 に示す。

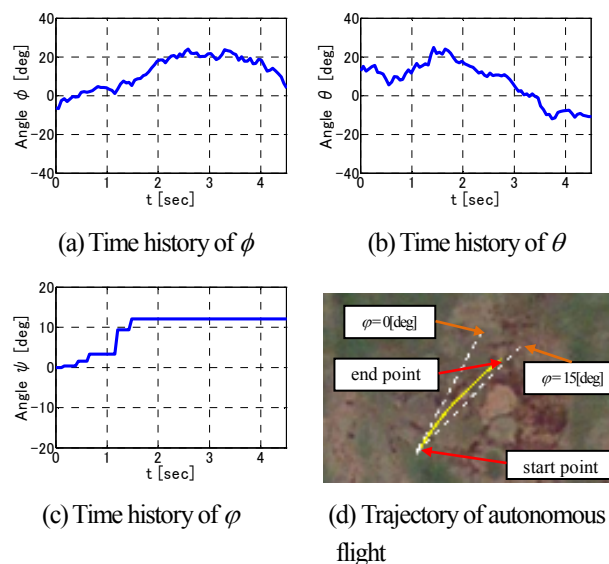


Figure 4 Experimental results

図 4(a), (b)よりロール角 ϕ 、ピッチ角 θ は 0 [deg] に収束するような動きをしていることから、姿勢制御系の有効性が確認できた。図 4(c), (d)より、指令値である方位角 15 [deg] 付近に追従していることが分かる。外乱の影響もあり、指令した方位角には到達しなかったが、指令値付近の値に収束していることが分かる。

5. まとめ

2機の UAV に対して提案した誘導則を適用し、その有効性を数値シミュレーションにより検証した。また、フォーメーションフライトの予備実験として、誘導制御の基礎実験を行い、実装したシステムの有効性も確認できた。今後は提案した誘導則を実装し、フォーメーションフライトの実験を行う。

参考文献

- [1] Masanori Kokume and Kenji Uchiyama, "Guidance Law Based on Bifurcating Velocity Field for Formation Flight", AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA-2010-8081, 2010.
- [2] 鈴木真之, 内山賢治, Derek Bennet, and Colin R. McInnes, "速度場に分岐理論を適用した UAV の 3 次元フォーメーションフライト", 日本航空宇宙学会論文集, Vol.59, No.693, pp.259-265, 2011.