

K7-27

ポテンシャル関数誘導法を用いた UAV のフォーメーションフライト

The Formation Flight of UAVs Using The Potential Function Method

○丸茂正浩¹, 神戸洋祐¹, 中井拳人¹, 長尾譲次², 内山賢治³Masahiro Marumo¹, Yousuke Goudo¹, Kento Nakai¹, Yoshitugu Nagao², Kenji Utiyama³

Abstract: This paper describes the design of a guidance law which is based on the potential function method for formation flight of Unmanned Aerial Vehicles(UAVs). Using this method, a control system can easily be designed and distributed to each UAV. Circular flight experiment is carried out in order to prove that potential function method is practical.

1. はじめに

現在 UAV は, 有人機では困難な環境下での観測手段として注目されている. 特に複数の UAV によるフォーメーションフライトは, より多彩なミッションが可能となることから期待されている.

本研究では, フォーメーションフライトに有効な誘導則を考案し, その実用性を示す事を目的としている. 提案手法はポテンシャル関数誘導法を用いた簡易な誘導則であり, 耐故障性に優れる自律分散型のシステムとしている. 以下では, ポテンシャル関数誘導法を用いた誘導則の概要と, 実機による実験結果について報告する.

2. 誘導則

ポテンシャル関数誘導法は, 人工的に設計した仮想ポテンシャル場の勾配を利用して誘導の指令値を決定する方法である.

ポテンシャル関数誘導法により得られる UAV_i の速度場 v_i を式(1)に示す^{[1][2]}. ただし, 式中の $r_i = [x_i \ y_i \ z_i]^T$ は i 番目の UAV の慣性座標系における位置ベクトルを, $r_{ij} = |r_i - r_j|$ は i, j 番の UAV 間の相対距離を表している.

$$v_i = -\nabla_i U^S(r_i) + \tilde{\nabla}_i U^C(r_i) - \nabla_i U^R(r_{ij}) \quad (1)$$

式(1)の第 1 項, 誘導ポテンシャル関数 U^S を以下に示す.

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

$$\rho_i = \sqrt{x_i^2 + y_i^2} \quad (3)$$

ここで, r は誘導半径を, C_h は誘導速度の変化率を決定する係数である. 誘導ポテンシャル関数 U^S は, 半径 r の誘導円に対象を誘導する関数である. 式(1)の第 2 項, 回転誘導ポテンシャル U^C を, 以下に示す.

$$U^C = [0 \ 0 \ U^C]^T \quad (4)$$

$$U^C = \frac{C_c}{1 + \exp(L_c(\rho_i - r))} \quad (5)$$

ここで, C_c は回転ベクトルの強さと回転方向を, L_c は回転ベクトルの影響範囲を決定する係数である. 回転誘導ポテンシャル U^C と ∇ の歪対称行列 $\tilde{\nabla}$ の内積をとることで, UAV の x, y 方向の速度場が得られる.

式(2),(4)で表される関数により UAV を誘導円上に誘導し旋回飛行させる. 式(1)の第 3 項, 反発ポテンシャル関数 U^R は障害物や UAV 同士の衝突を回避するために用いられる関数である.

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

ここで, 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. 式(2),(4),(6)により与えられる UAV の x, y 方向の速度 v_x, v_y を式(7),(8)に示す.

$$v_x = -\frac{\partial U^S(r_i)}{\partial x_i} - \frac{\partial U_{ij}^R(r_{ij})}{\partial x_i} + \frac{\partial U^C(r_i)}{\partial y_i} \quad (7)$$

$$v_y = -\frac{\partial U^S(r_i)}{\partial y_i} - \frac{\partial U_{ij}^R(r_{ij})}{\partial y_i} - \frac{\partial U^C(r_i)}{\partial x_i} \quad (8)$$

これより, UAV への指令方位角 $\psi_{d,i}$ と指令速度 $u_{d,i}$ は式(7),(8)を用いて次のように与えられる.

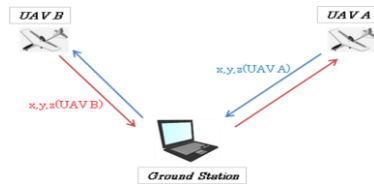
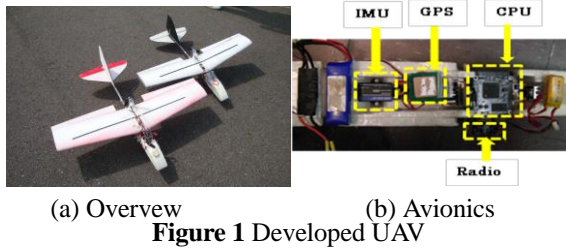
$$u_{d,i} = \sqrt{v_x^2 + v_y^2} \quad (9)$$

$$\psi_{d,i} = \tan^{-1}\left(\frac{v_x}{v_y}\right) \quad (10)$$

3. 実験

3-1 実験システム

提案手法を検証するため開発した UAV を Fig.1 に示す. UAV には, 姿勢角速度 p, q, r , オイラー角 ϕ, θ, ψ を測定するための IMU, 現在位置を得るための GPS を搭載し, 速度の状態量はオブザーバを用いて推定する. また, 他の UAV の位置情報は地上の PC を介して取得している. Fig.2 に UAV の通信システムの概要を示す.



3-2 実験結果

実証実験として, 開発した UAV2 機による半径 50m の巡回飛行を行った. Fig.3 に 2 機の UAV の方位角の時間履歴を, Fig.4 に UAV 間の相対距離を示す.

2 機の UAV の飛行軌跡を Fig.5 に示す. Fig.5 において, 10 秒毎の UAV の状態を三角記号で表した.

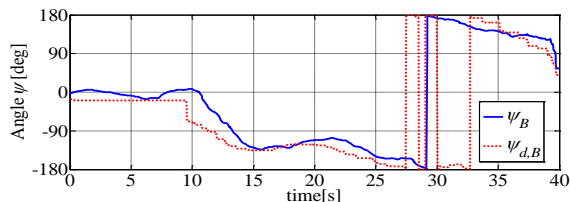
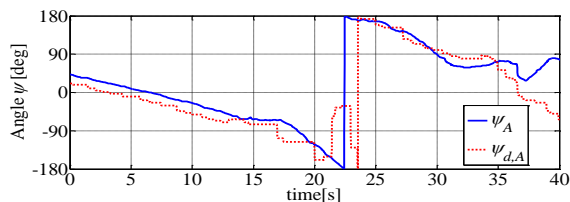


Figure 3 Time history of ψ

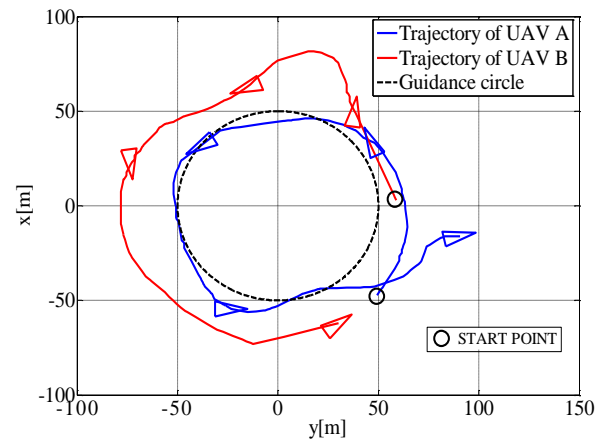
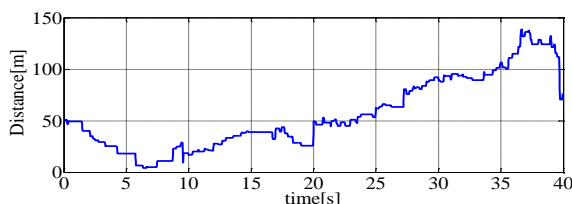


Fig.3 から, 2 機の UAV が指令方位角の変化に常に追従していることがわかる. また Fig.5 の飛行軌跡より, 2 機の UAV が誘導ポテンシャルによって誘導円上付近を巡回飛行している様子が確認できる.

次に Fig.5 から, UAV B が誘導円よりも外側を巡回している様子が確認できる. これは Fig.4 より, 5~10 秒付近で 2 機の UAV が接近し, 衝突を回避するために UAV B が UAV A から離れたためである. その後も UAV B は UAV A から距離を取って飛行しており, 反発ポテンシャルが有効に機能している事が確認できる.

以上の結果より, 提案した誘導則がフォーメーションフライトに有効であることが示された.

4. まとめ

実験を通じて, ポテンシャル関数誘導法による誘導制御の有効性を確認することが出来た. 今後は 3 次元のポテンシャル関数^[3]を用いた, 高度制御を含むフォーメーションフライトの実証を試みる.

参考文献

- [1] Derek Bennet and Colin R. McInnes, "SpaceCraft Formation Flying Using Bifurcating Potential Fields", *International Astronautical Congress, IAC-08-C1.6.4*, 2008.
- [2] 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
- [3] Uchiyama K. Masayuki S, "Three-Dimensional Formation Flying Using Bifurcating Potential Fields," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*, AIAA 2009-5884, 2009.