

## UAV のフォーメーションフライトにおける相対位置制御 Relative Position Control for Formation Flight of UAVs

○笠西大樹<sup>1</sup>, 中井拳人<sup>2</sup>, 内山賢治<sup>3</sup>  
Daiki Kasanishi<sup>1</sup>, Kento Nakai<sup>2</sup>, Kenji Uchiyama<sup>3</sup>

Abstract: This paper describes the design of a guidance law that is based on the potential function method for formation flight of Unmanned Aerial Vehicles (UAVs). A new potential function is proposed to control relative position of UAVs. Commands for a formation flight of UAVs are calculated by a velocity field that is generated by a potential function. Numerical simulation is performed to verify the validity of the proposed potential function.

### 1. はじめに

現在, UAV は有人機では困難な環境での観測手段として期待されている. 特に複数機による 3 次元フォーメーションフライトはより効率的な観測, ミッションが可能となる.

従来の研究では, 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を研究しており, 複数機の飛行は行えたが, 初期位置に依存してしまうことから UAV の相対的な位置関係を制御することはできなかった. そこで新たな手法として速度制御により相対距離を制御する方法を提案し, その有効性を数値シミュレーションによって確認する.

### 2. 誘導則

ポテンシャル関数法<sup>[1]</sup>の特徴は, 目的に応じてポテンシャル場を生成できることにある. 本手法は UAV のフォーメーションフライトにも適用されているが<sup>[2]</sup>, 相対的な位置関係を制御することはできなかった. そこで, この問題を解決するために, 本稿では次式のポテンシャル関数を提案する. ポテンシャル関数法により得られる  $i$  番目の UAV の速度場  $v_i$  を式(1)に示す.

$$v_i = -\nabla_i U^S(\rho_i) - \nabla_i U^R(\rho_{ij}) - \nabla_i U^V(\rho_{ij}) \quad (1)$$

式中の  $\rho_i = [x_i \ y_i \ z_i]^T$  は  $i$  番目の UAV の慣性座標系における位置ベクトルを,  $\rho_{ij} = |\rho_i - \rho_j|$  は  $i, j$  番の UAV 間の相対距離を表している.

式(1)の第 1 項及び第 2 項は, それぞれ誘導ポテンシャル関数および反発ポテンシャル関数を示し, 次式のように定義する.

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

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

$$U_{ij}^R = C_r \sum_{j,j \neq i} \exp\left(-\frac{|r_{ij}|}{L_r}\right) \quad (4)$$

誘導ポテンシャル関数  $U^S$  は, 平衡点に対象を誘導する関数である.  $\rho_d$  は目標位置を,  $C_h$  は誘導速度の変化率を決定する係数を示す. 反発ポテンシャル関数  $U^R$  は UAV 同士の衝突を回避するために用いられる関数である.  $C_r$  は反発の強さを,  $L_r$  は影響範囲を決定する係数を示す.

従来, ポテンシャル関数は誘導ポテンシャル関数と反発ポテンシャル関数で構成されることが一般的であった. しかし, これらの関数だけでは, UAV 間の相対位置や配列を制御することはできない. そこで, 相対距離を用いた次式のポテンシャル関数  $U^V$  を式(1)の第 3 項に加えた.

$$U^V = C_v \sqrt{(\rho_{ij})^2 + 1} \quad (5)$$

$$\rho_{ij} = \sqrt{(x_{ij} - l_i)^2 + (y_{ij} - m_i)^2 + (z_{ij} - n_i)^2} \quad (6)$$

ここで,  $C_v$  は誘導速度の変化率を決定する係数,  $l_i, m_i, n_i$  は配列の形を決める係数で, 各軸の相対距離の指令値を表す. 式(2)~(5)より, 与えられる UAV の速度成分  $v_{x,i} v_{y,i} v_{z,i}$  を次式に示す.

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

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

$$v_{z,i} = -\frac{\partial U^S(r_i)}{\partial z_i} - \frac{\partial U_{ij}^R(r_{ij})}{\partial z_i} - \frac{\partial U^V(z_{ij})}{\partial z_i} \quad (9)$$

これより, 各 UAV の指令速度  $u_{d,i}$ , 指令方位角  $\psi_{d,i}$ , 指令ピッチ角  $\theta_{d,i}$  は次のように与えられる.

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

$$\psi_{d,i} = \tan^{-1}\left(\frac{v_y}{v_x}\right) \quad (11)$$

$$\theta_{d,i} = \tan^{-1}\left(\frac{v_{z,i}}{v_{x,i} + v_{y,i}}\right) \quad (12)$$

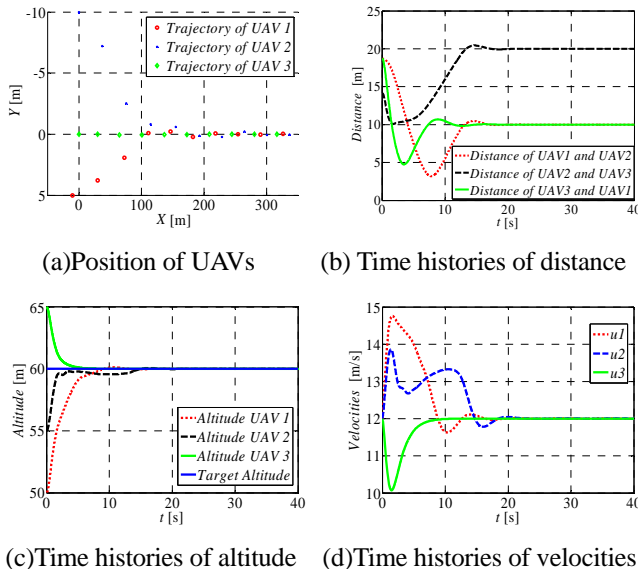
### 3. シミュレーション結果

本シミュレーションでは、提案する手法を用いて、3機の UAV の相対距離と配列を指定したフォーメーションフライトを実行する。3機の UAV の目標高度を 60m に設定し、慣性座標系の x 軸に重なるようにフォーメーションを形成する。配列については、UAV2, UAV1, UAV3 の順に 10m 間隔で飛行させる。

UAV の姿勢制御には最適レギュレータを用いた。機速を計測するセンサーを搭載していないため、速度はオブザーバによって推定し、オブザーバゲインは極配置法により決定した。UAV の定常飛行速度は 12[m/s] とした。

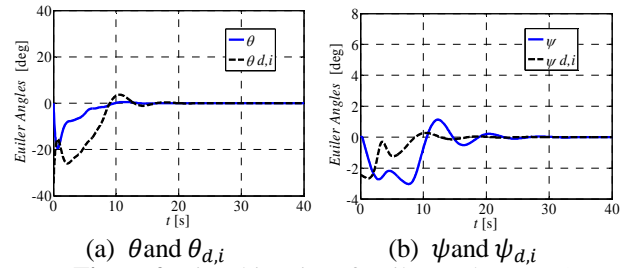
**Table 1** Value of the initial position of each UAV

	X[m]	Y[m]	Z[m]
UAV1	-20	5	50
UAV2	0	-10	55
UAV3	0	0	65

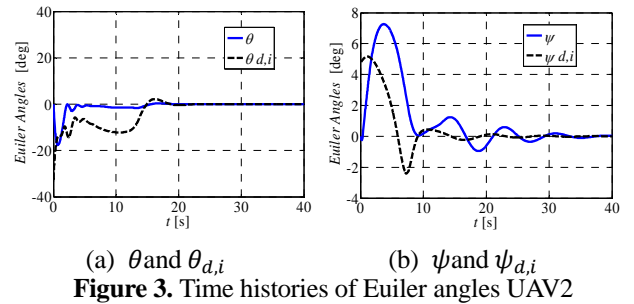


**Figure 1.** Result of numerical simulation

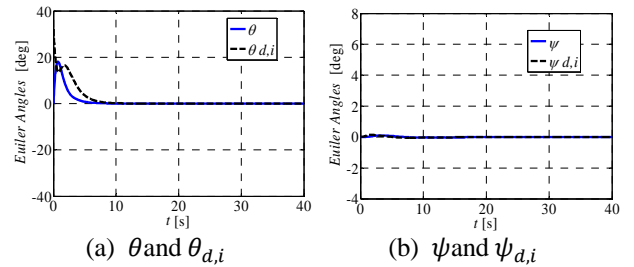
Fig.1(a)に 10 秒毎の UAV の位置をプロットしたものを示す。Fig.1(a)および(b)より、3機の UAV が衝突することなく誘導ライン上に誘導されていることがわかる。また指令値通りの相対距離を取り、定常偏差はほ



**Figure 2.** Time histories of Euler angles UAV1



**Figure 3.** Time histories of Euler angles UAV2



**Figure 4.** Time histories of Euler angles UAV3

ぼ 0 となっている。Fig.1(c)より、各 UAV の高度は目標高度を維持していることがわかる。Fig.1(d)より、各 UAV が速度を変化させ、定めた距離になると定常速度となっている。

次に角度の指令値の結果を Fig.2~4 に示す。これらより、各 UAV は指令方位角及び指令ピッチ角の変化に常に追従していることがわかる。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

数値シミュレーションによって提案した誘導則の有効性を検証した。今後は提案した誘導則を用いて、実機での実証実験により検証を行っていく。

### 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] Kento Nakai and Kenji Uchiyama, "Vector Fields for UAV Guidance Using Potential Function Method," *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA 2013-4626*, 2013.