K7-54

ポテンシャル関数誘導法を用いた UAV の自動着陸

Design of Automatic Landing Control System for a Small UAV Using Potential Function Method

○片倉雄太[1]，鈴木大介[2]，内山賢治[3]
*Yuta Katakura[1], Daisuke Suzuki[2], and Kenji Uchiyama[3]

Abstract: This paper describes the method of automatic landing for a small fixed-wing UAV. Using conventional automatic landing system that employs glide and flare paths, computational complexity is inevitable during control of a UAV. There is possibility to be unstable by using these paths because it is necessary to switch feedback gains at a connecting point of each path. This paper proposes the guidance law by applying potential function method to automatic landing problem of a UAV. Numerical simulation is performed to verify the validity of proposed system.

１．はじめに

無人航空機（UAV）は災害など人の立ち入れない環境下での観測や農薬散布，空撮など幅広い分野で活躍している．さらに複数の UAV を用いたフォーメーションフライト[1]を行うことで，ミッションの効率や多様性，耐故障性の向上などが期待されている．耐故障性については，フォーメーションフライトやオンライン同定[2]，操舵系の冗長性[3]など多くの研究が挙げられる．一方で故障した機体を速やかに，かつ自律的に着陸させる研究の例は少ない．

航空機における着陸手法として，グライドスロープ制御とフレア制御とを用いた手法[4]が広く用いられている．しかし，この手法はそれぞれのシステムに対して制御系を設計する必要がある．そのため，パラメータの計算量の増加により計算機負荷がかかる．また，システムの切り替え時に生じる不連続点の影響が制御性能の劣化につながる．

本稿では，ポテンシャル関数誘導法[1]を用い，単一の関数で着陸経路を表現することで UAV の着陸を実現する手法を提案する．

２．着陸

2.1 着陸経路

通常, 航空機の着陸では Fig.1 に示すようなグライドパスとフレアパスを設計する．着陸では，まず，着陸目標地点から距離 x，高度 h を飛行していた機体がその高度を下げ，地平面と成す角が$\theta_g = 3[\mathrm{deg}]$の仮想経路上を一定距離飛行する．その後，距離$x_0$，高度$h_0$の地点から降下率が小さくなるようフレアパスを経て着陸する．

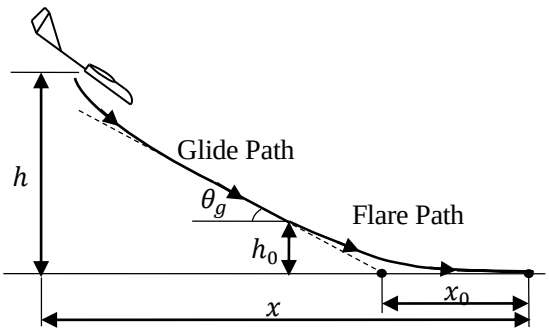


Figure 1. Landing Path

2.2　経路設計

従来の方法で機体を着陸させる場合，不連続点の影響やフィードバックゲインの切り替えなどが制御性の劣化につながる可能性がある．そこで本節では，着陸経路の設計にポテンシャル関数誘導法を適用し，前記の問題を解消する手法について説明する．ポテンシャル関数誘導法は, 仮想ポテンシャル場の勾配を利用し，誘導指令値を生成する手法である．前節に示した着陸経路を(1),(2)式で示されるポテンシャル場で設計する．

$$\boldsymbol{F}^s = C_h\sqrt{\rho_i{}^2 + C_n} \tag{1}$$

$$\rho_i = \sqrt{X^2 + Y^2 + Z^2} \tag{2}$$

ここでX, Y, Zは着陸目標地点を原点とした UAV の現在位置であり，着陸地点を一意に定めた時点で，着陸経路は自動的に表現される．また，C_hはグライドスロープの傾きを表す係数で，グライドスロープの傾きθ_gを用いて次式で表される．

$$C_h = \tan\theta_g \tag{3}$$

C_nはフレアパスの曲率を表す係数であり，フレアパスの開始点$[x_0, h_0]$によって決定される．

指令ピッチ角θ_cは，飛行経路の傾きから得ることができ，次式のようにポテンシャル場の勾配を計算することで導くことができる．

$$\theta_c = \tan^{-1}\frac{\partial F^s}{\partial X} \tag{4}$$

３．数値シミュレーション

3.1 制御系

状態ベクトル$\mathbf{x}(t) = [u \quad w \quad q \quad \theta]^T$，入力ベクトル$\mathbf{u}(t) = [\delta_e \quad \delta_t]^T$，システム行列 $\mathbf{A}$，駆動行列 $\mathbf{B}$ を用いて，機体の縦の状態方程式は次式で表される．

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) \tag{5}$$

本研究では，前節に示したピッチ角の指令値 θ_c に機体のピッチ角 θ を追従させるために，Smith-Davison の設計法[5]を用いてサーボ系を構成する．偏差 $e(t)$ を

１：日大理工・学部・航宇　２：日大理工・院・航宇　３：日大理工・教員・航宇

次式のように定義する．

$$e(t) = \theta - \theta_c(t) \tag{6}$$

状態量 $\mathbf{x}(t)$ に(6)式の $e(t)$ を加えて拡大系を構成する．

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\begin{bmatrix}\mathbf{x}(t)\\ e(t)\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}\mathbf{A} & \mathbf{0}\\ \mathbf{C} & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\mathbf{x}(t)\\ e(t)\end{bmatrix} + \begin{bmatrix}\mathbf{B}\\ \mathbf{0}\end{bmatrix}\mathbf{u}(t) \tag{7}$$

$$\mathbf{u}(t) = [\mathbf{K}_1 \quad \mathbf{K}_2]\begin{bmatrix}\mathbf{x}(t)\\ e(t)\end{bmatrix} \tag{8}$$

フィードバックゲイン$[\mathbf{K}_1 \quad \mathbf{K}_2]$は(7)式の拡大系に対して最適レギュレータ問題を解くことで得られる．

3.2 数値シミュレーション結果

以上の理論の有効性を確認するため，実機を想定した数値シミュレーションを行った．結果を Fig.2 から Fig.5 に示す．Fig.2 および Fig.3 より，着陸地点遠方ではグライドパス上を飛行していることが言える．また，グライドパス上を一定時間飛行し着陸地点に十分近づくと，機首上げ操作を行いフレアパス上を飛行していることが分かる．Fig. 4より，θ はグライドスロープ上にあるとき$\theta_g = 3$[deg]の値を示している．また，フレアパス中には時間経過と共に値が増加し，着陸地点で$\theta = 0$[deg]に至っている．また，従来の手法では発生していたグライドパスからフレアパスへの移行時の各状態量の不連続な応答が，この手法では生じていないことがわかる．Fig. 5より，ピッチ角θが指令値θ_cに追従していることがわかる．

4．まとめ

本稿ではポテンシャル関数誘導法を用いた着陸手法を提案した．また，数値シミュレーションによって，提案する誘導則の有効性を UAV の縦系の運動について確認した．今後は横・方向系の運動についても提案手法の有効性を数値シミュレーションにて確認し，実機での実証実験を目指す．

参考文献

[1] 鈴木真之，内山賢治，D.Bennet and C.R.Mclnnes: 「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.

[2] 中井拳人: 「Self-Tuning 制御による無人航空機のオンラインシステム同定」，日本大学大学院理工学研究科修士論文,2014.

[3] 中尾泰之，時乗伸一郎: 「冗長性を有する航空機アクチュエータの耐故障制御」，日本大学大学院理工学研究科修士論文，2013.

[4] 片柳亮二: 「航空機の飛行制御の実際－機械式からフライバイワイヤへ」，森北出版株式会社，pp. 29-33，2011

[5] Smith H. W. and Davison E. J.: “Design of Industrial Regulators”, Proc. the Institution of Electrical Engineers, 1972, Vol. 119, pp. 1210–1216.

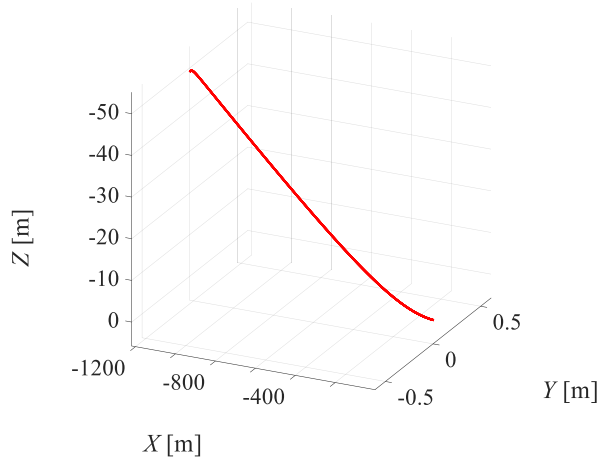
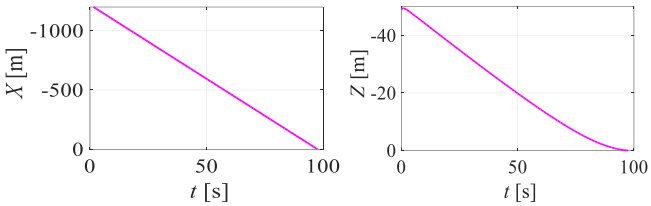
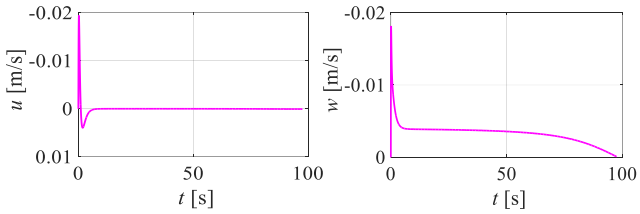


Figure 2. Landing trajectory

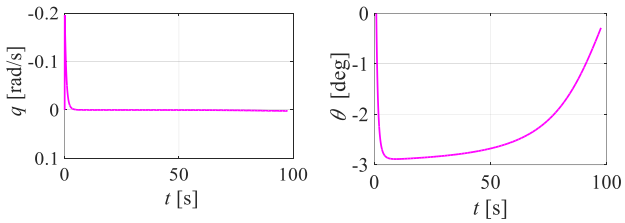


(a) distance X　　**(b) altitude**

Figure 3. Time histories of position X, Z



(a) forward velocity u　　**(b) vertical velocity w**



(c) pitch rate q　　**(d) pitch angle θ**

Figure 4.　Time histories of state variables

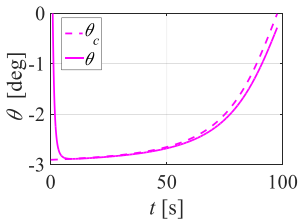


Figure 5.　Time histories of angle θ and command