

Dynamic Window Approach を用いた固定翼 UAV の自動着陸誘導法 Autonomous Landing Guidance Using Dynamic Window Approach for UAV

○石岡将太郎¹, 内山賢治², 増田開²*Shotaro Ishioka¹, Kenji Uchiyama², Kai Masuda²

This paper describes a design method of an automatic landing path for a fixed-wing UAV. The UAV is required to land at a target point when a mission is completed or troubles occur. We proposed the automatic landing system for the UAV using potential function method. However, it needs to change attitude of the UAV suddenly to follow the landing path. Therefore, it is especially significant to consider constraints on control inputs and state variables during landing. We propose an automatic landing system using Dynamic Window Approach (DWA) that generates landing commands considering those constraints. Numerical simulation of a landing of a fixed-wing UAV is performed to verify the effectiveness of the proposed system.

1. 諸言

航空機は、通常、グライドパスとフレアパスから構成される軌道に沿って着陸する。UAV の着陸にもこの軌道を利用した研究はあるが、軽量の UAV の場合、グライドパスからフレアパスへ軌道を切り替える際に不安定な姿勢をとることがある。これに対し、ポテンシャル関数誘導法を用いた着陸手法が提案された^[1]。この手法は軌道の切り替を必要としないため、着陸面近傍における姿勢変動は安定していた。しかし、事前に着陸軌道を設計する必要があるため、緊急時への対応は難しい。災害調査等への利用が増加している UAV には、緊急時における着陸は重要な課題となっている。

緊急時のように、任意の位置から目標点へ着陸する場合、急激な姿勢変化を伴うコマンドが生成されてしまう点が、制御を実行するうえで大きな問題となる。そこで本稿では、Dynamic Window Approach を用いることで、機体及び飛行特性を考慮した UAV の着陸手法を提案する。最後に、本手法の有効性を数値シミュレーションにより確認する。

2. Dynamic Window Approach (DWA)

2.1 Dynamic Window

DWA は、操作量や制御量の制約に応じた可動範囲を window で表現し、状況に応じた指令値を探索する手法である^[2]。UAV は基準軌道に沿うよう着陸するが、その際、DWA によって得られた指令値を基に姿勢制御が行われる。

Figure 1 に速度及び角速度の制約を考慮しときの dynamic window (DW) の概念図を示す。まず、速度及び角速度の制約から得られる window V_s を形成し、次に加速度及び角加速度の制約から DW V_d を形成する。これらの window の交わりを window V_r とする。この window V_r を運動可能領域として考え、window V_r から着陸に必要な指令値が選択される。

2.2 評価関数

Window V_r 内の速度場から、より適切な指令値を選択するために以下の評価関数を用いる。

$$J = c_1 z_j + c_2 \theta_j + c_3 v_j + c_4 d_j \quad (1)$$

ここで、 c_i ($i = 1, 2, 3, 4$) は重み係数である。 z_j , θ_j , v_j , d_j は、それぞれ高度、ピッチ角、速度、相対距離に関する変数を示し、各変数の計算方法については後述する。本稿では、(1)式の評価関数が最大となる速度・角速度を選択する。

2.3 着陸軌道

ここでは、着陸の基準軌道 z にシグモイド関数を用いる。

$$z = z_s - \frac{z_s}{1 + e^{-a(x - \frac{x_l}{2})}} \quad (2)$$

ここで、 z_s は自動着陸開始時の高度、 x_l は着陸地点の x 座標をそれぞれ表す。変数 z_j は、現在の位置から予測される高度 z_p と、予測点 x_p における基準軌道の高度 z_t との差を用いて定義する。

$$z_j = e^{-|z_t - z_p|} \quad (3)$$

変数 θ_j は、予測される方位角 θ_p と予測点 x_p における基準軌道の傾き θ_t との差を用いて定義する。

$$\theta_j = e^{-|\theta_t - \theta_p|} \quad (4)$$

変数 v_j は window V_r から選択された速度の大きさによって定義される。

$$v_j = e^{-|v_p|} \quad (4)$$

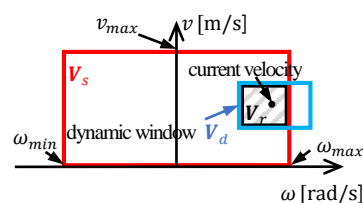


Figure 1. Schematic representation of dynamic window

変数 d_j は、予測点 (x_p, z_p) から着陸目標地点 (x_l, z_l) までの相対距離を用いて次式のように定義する。

$$d_j = e^{-\sqrt{(x_p-x_l)^2+(z_p-z_l)^2}} \quad (5)$$

2.4 状態量の予測

状態量の予測には次式を用いる

$$\mathbf{x}_p(k+1) = \mathbf{A}\mathbf{x}_p(k) + \mathbf{B}\mathbf{r}_c \quad (6)$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \mathbf{B} = \begin{bmatrix} T_s \cos \theta_p & 0 \\ -T_s \sin \theta_p & 0 \\ 0 & T_s \\ 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{x}_p = [x_p \ z_p \ \theta_p \ V_p \ Q_p]^T, \mathbf{r}_c = [V_u \ Q_u]^T$$

V_u と Q_u , T_s は、それぞれ V と Q の指令値及び時間ステップ幅を表す。添え字 p は予測値を示す。

3. 数値シミュレーション

3.1 飛行制御系

Figure 2 に UAV の座標系を示す。縦運動にのみ DWA を適用する。また、Figure 3 に本研究で用いたブロック線図を示す。数値シミュレーションでは、DWA により得られた指令値を用いて、PI 制御により着陸を試みる。

3.2 計算結果

Figure 4, 5 に数値シミュレーションの結果を示す。基準軌道にポテンシャル関数を用いたものを Figure 4 に、提案手法を用いたものを Figure 5 に示す。

Figure 4(a)の軌道を見ると、着陸地点に到達しているものの、基準軌道に沿って上昇している。提案手法による UAV の軌道 (Figure 5(a)) を見ると、着陸以降は地上を滑走していることが分かる。ポテンシャル関数を用いて着陸軌道を設計する場合は、着陸地点以降の軌道再設計が必要となり、制御系の複雑化は避けられないものと考えられる。

ピッチ角の時間履歴を Figure 4(c)と Figure 5(c)に示す。両手法とも、ピッチ角に大きな変動はなく、良好に基準軌道に沿って着陸が行われていることが分かる。ただし、着陸点近傍では減速するため、機首上げにより高い揚力を得るが、Figure 4(c)には機首上げは見られない。一方、Figure 5(c)の提案手法では、着陸点近傍で機首上げを伴った着陸が行われている。エレベータ舵角については、両手法とも良好な結果となっているが、提案手法におけるエレベータ舵角に高周波数の応答が見られる。これは、評価関数に入力に関する項を加えることで軽減することができる。

4. 結言

状態量の制約を考慮し、任意の位置から軌道の切り替え

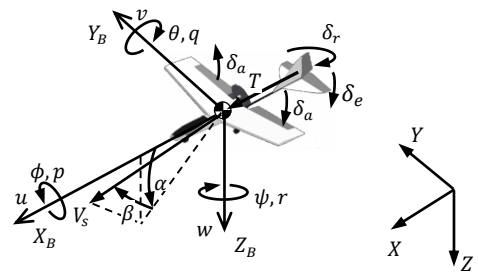


Figure 2. Definition of state variables and control inputs

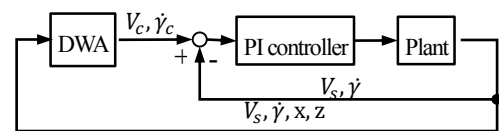


Figure 3. Block diagram of proposed control system

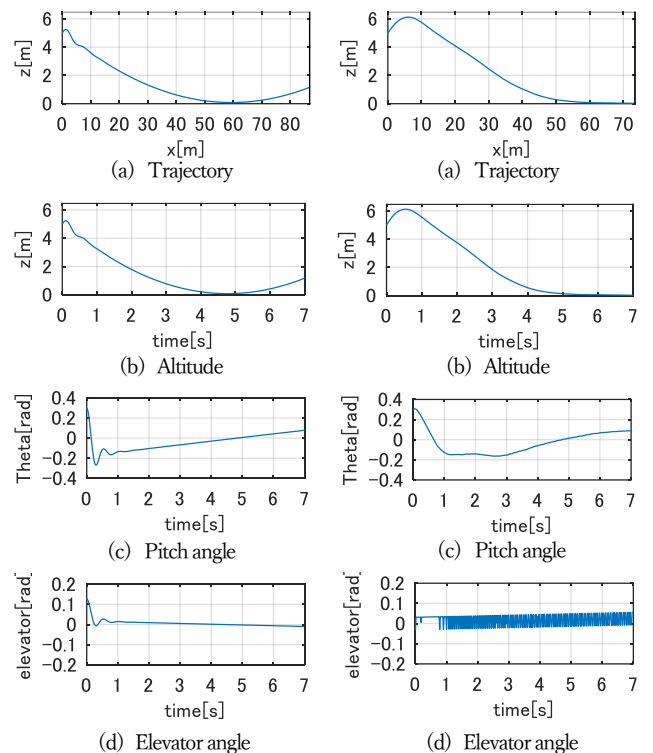


Figure 4. UAV responses using potential function method

Figure 5. UAV responses using DWA

を必要としない自動着陸誘導法を提案し、その有効性を数値シミュレーションにより確認した。今後は横・方向についても提案手法の有効性を確認し、その後、実機による飛行実験を行う。

参考文献

- [1] 片倉雄太, 鈴木大介, 内山賢治:「経路設計にポテンシャル場を用いた小型 UAV の自動着陸」, 日本大学理工学部学術講演会予稿集, K7-54, pp.811-812, 2015
- [2] Fox D., Burgard W. and Thrun S., "The Dynamic Window Approach to Collision Avoidance", IEEE Robotics & Automation Magazine, vol. 3, pp.1280-1287, 1977