

K7-69

風外乱を考慮した小型飛行船の誘導制御 Guidance and Control of an Indoor Blimp under Wind Disturbance

○吉原健太¹, 内山賢治², 増田開²*Kenta Yoshihara¹, Kenji Uchiyama², Kai Masuda²

This paper proposes the guidance and control method considering wind disturbance for an indoor blimp. The blimp has the advantage that it operates at low speed with low energy, i.e., a long duration mission can be accomplished. On the other hand, the effect of a wind disturbance on control performance of a blimp cannot be ignored during a mission. Therefore, we apply a disturbance observer to the control problem, and the potential function method is used to avoid obstacles. Numerical simulation is performed for an indoor blimp to validate the control performance of the proposed controller under wind disturbance.

1. 諸言

浮力を利用した飛行船は、飛行の安定性や操縦性に優れ、かつ移動に要する消費エネルギーも少ない。また、固定翼機や回転翼機と比較すると、移動速度が遅い分、安全性に優れている。このような理由から、屋内の監視警備や、被災した建造物内の状況調査を想定した小型飛行船（体積 0.72[m³], 質量 543.50[g]）が開発されている。^[1]

しかし、小型飛行船は慣性質量が小さいため、たとえ微風のような外乱でも制御性能に与える影響は大きく、障害物回避や衝突回避の際に大きな問題となる。これまで、風外乱を考慮した小型飛行船の制御法^[2]については紹介されてきたが、障害物を回避しながら目的地へと誘導する制御系の設計については扱われていない。

そこで本稿では、屋内用の飛行船に対して、風による影響を抑制しつつ、障害物を回避しながら目的地へと誘導する制御系設計手法を提案する。また、数値シミュレーションにより、提案手法の有効性を検証する。

2. 飛行船のモデル

飛行船には、Figure 1 に示す風外乱 $\mathbf{F}_W = [F_{Wx} \ F_{Wy}]^T$ が作用しており、飛行船の運動はXY平面内とする。機体固定座標系の原点は飛行船の重心と一致している。図中の θ は飛行船の姿勢角、 φ はX軸と外乱 \mathbf{F}_W とのなす角を示す。飛行船の並進及び回転の運動方程式を(1)式に示す。^[2] m は小型飛行船の質量、 I_z はZ軸周りの慣性モーメント、 c 、 c_θ は粘性摩擦を表す。

$$\begin{aligned} m\ddot{X} + c\dot{X} &= F_X = F_{TX} - F_{Wx} \\ m\ddot{Y} + c\dot{Y} &= F_Y = F_{TY} - F_{Wy} \\ I_z\ddot{\theta} + c_\theta\dot{\theta} &= \tau_{TZ} \end{aligned} \quad (1)$$

慣性座標系のXY軸方向の推進力を F_{TX} 、 F_{TY} 、推力差によって生じる力のモーメントを τ_{TZ} とする。これにより、左右のプロペラによって生じる各軸方向の推力 F_{TX} 、 F_{TY} 及び力のモーメント τ_{TZ} は(2)式で表せる。

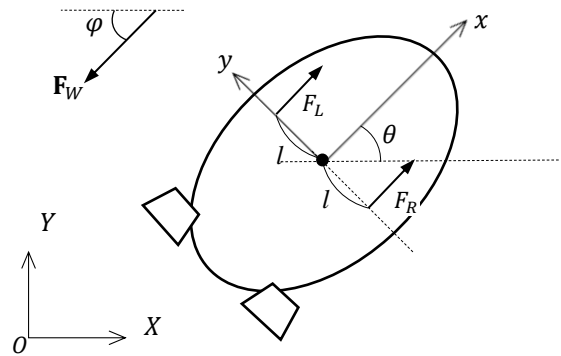


Figure 1. Definition of coordinate system

$$\begin{aligned} F_{TX} &= (F_R + F_L) \cos \theta \\ F_{TY} &= (F_R + F_L) \sin \theta \\ \tau_{TZ} &= (F_R - F_L) l \cos \theta \end{aligned} \quad (2)$$

3. 誘導制御系

本研究で提案する小型飛行船に対する誘導制御系のブロック線図を Figure 2 に示す。本手法では、並進運動に対する制御器と回転運動に対する制御器を別々に設計する。誘導則にはポテンシャル関数誘導法を適用し、算出された目標値 \mathbf{X}_c を並進制御系へ入力する。また、風外乱の影響は、外乱オブザーバを用いて補償する。

$\mathbf{X}_r = [X_r \ Y_r]^T$ は飛行船の最終的な目標値を、 $\mathbf{X}_c = [X_c \ Y_c]^T$ は、前述のように誘導則から算出される値を示す。出力は、 $\mathbf{Y} = [X \ Y \ \theta]^T$ とする。以降、並進制御系、回転制御系、風外乱の推定の設計に関して説明する。

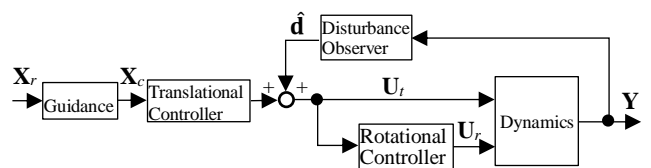


Figure 2. Block diagram of the proposed guidance and control system

3.1 並進制御系(translational controller)

飛行船の並進運動に対する状態方程式を次式に示す.

$$\dot{\mathbf{X}}_t = \mathbf{A}_t \mathbf{X}_t + \mathbf{B}_t \mathbf{U}_t + \mathbf{B}_t \mathbf{F}_W \quad (3)$$

$$\mathbf{A}_t = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -c/m & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -c/m \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B}_t = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 1/m & 0 \\ 0 & 1/m \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{X}_t = [X \ Y \ \dot{X} \ \dot{Y}]^T$$

$$\mathbf{U}_t = \begin{bmatrix} F_{TX} \\ F_{TY} \end{bmatrix} = \mathbf{F}_t \begin{bmatrix} X - X_c \\ Y - Y_c \\ \dot{X} \\ \dot{Y} \end{bmatrix} + \mathbf{F}_W, \quad \mathbf{F}_W = \begin{bmatrix} F_{Wx} \\ F_{Wy} \end{bmatrix}$$

飛行性に加わる外乱 \mathbf{F}_W は未知とし、次節で説明する外乱オブザーバを用いて推定する. フィードバックゲイン \mathbf{F}_t は、以下の評価関数を最小にするよう設計する.

$$J = \int_0^{\infty} (\mathbf{X}^T \mathbf{Q} \mathbf{X} + \mathbf{u}^T \mathbf{R} \mathbf{u}) dt \quad (4)$$

3.2 回転制御系(rotational controller)

飛行船の回転運動に対する状態方程式を次式に示す.

$$\dot{\mathbf{X}}_r = \mathbf{A}_r \mathbf{X}_r + \mathbf{B}_r \mathbf{U}_r \quad (5)$$

$$\mathbf{A}_r = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -c_\theta/l_z \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B}_r = \begin{bmatrix} 0 \\ 1/l_z \end{bmatrix}, \quad \mathbf{X}_r = \begin{bmatrix} \theta \\ \dot{\theta} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{U}_r = \tau_z = \mathbf{F}_r \begin{bmatrix} \theta - \theta_c \\ \dot{\theta} \end{bmatrix}, \quad \theta_c = \tan^{-1} \frac{F_{TY}}{F_{TX}}$$

飛行船に取り付けられた推力は、機体の正面方向にのみ推力を発生出来るので、左右の推力差を利用した機体の姿勢角 θ を θ_c に一致させる事で飛行船の向きを制御する. フィードバックゲイン \mathbf{F}_r は、並進制御系のフィードバックゲインの手順に沿って決定される.

3.3 外乱オブザーバの設計

オブザーバの状態方程式を以下に示す.

$$\begin{bmatrix} \dot{\hat{\mathbf{X}}} \\ \dot{\hat{\mathbf{d}}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{\mathbf{X}} \\ \hat{\mathbf{d}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{B} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} \mathbf{U} + \mathbf{H}(\mathbf{Y} - \hat{\mathbf{Y}}) \quad (6)$$

ここで、 $\hat{\mathbf{X}} = [\hat{X}_t \ \hat{X}_r]^T$ であり、 $\hat{\cdot}$ は推定値を示す. また $\mathbf{A} = \text{diag}(\mathbf{A}_t, \mathbf{A}_r)$, $\mathbf{B} = \text{diag}(\mathbf{B}_t, \mathbf{B}_r)$, $\mathbf{U} = [\mathbf{U}_t \ \mathbf{U}_r]^T$ とする. オブザーバゲイン \mathbf{H} は、双対システムの最適ゲインとして決定する.

4. 数値シミュレーション

目標座標値 $[X_r, Y_r] = [3, 2]$, 障害物の位置を $[X_i, Y_i] = [1.5, 1]$ とする. 風外乱 \mathbf{F}_W は定常とし $|\mathbf{F}_W| = 0.01[\text{N}]$, $\phi = \pi/6$ とする. 数値シミュレーションで用いた定数を Table 1 に示す.

Figure 3(a)から、飛行船は障害物を迂回して目標位置付近に到達していることが分かる. 数値シミュレーション開始後約 8 秒までは、推力、姿勢角共に変化がみられるが、この変化は障害物を回避するためのもので、風外乱の影響は抑制できていると考えられる. これは、

Table 1. Simulation parameters^[2]

Mass of the blimp m	0.12 [kg]
Moment of inertia I_z	0.0056 [kgm ²]
Viscous friction coefficient c	0.1 [Ns/m]
Viscous friction coefficient c_θ	0.1 [Nms/rad]
Half of distance of two propellers l	0.07 [m]

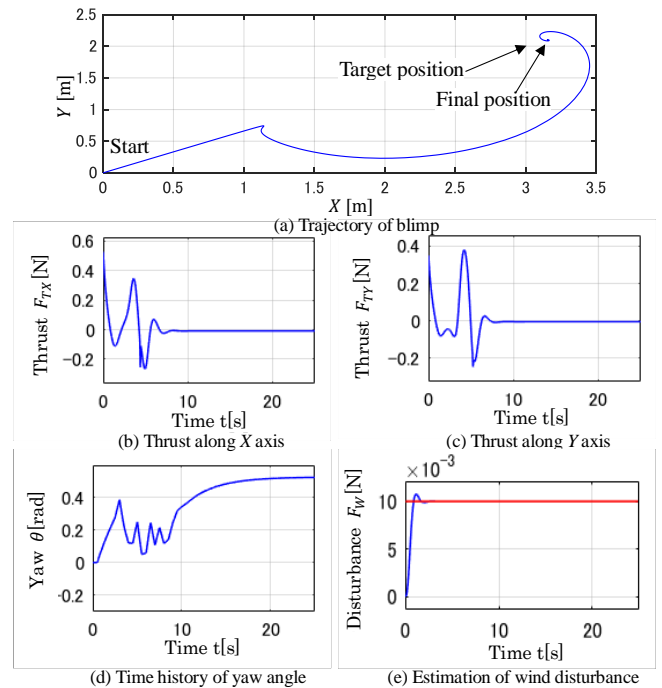


Figure 3. Numerical results

Figure 3(e) に示すように、外乱オブザーバが良好に働いていることから確認できる.

5. 結言

小型飛行船に対して、風外乱を考慮した誘導制御系の設計手法を提案した. 目標位置に対して定常偏差が残るものの、風外乱の存在する環境下でも障害物を回避している事が数値シミュレーションにより確認できた.

参考文献

- [1] 高谷敏彦, 他: 「屋内小型自律飛行船の自動巡回システム」, 第 22 回日本知能情報ファジィ学会システムシンポジウム講演論文集, pp.685-688, 2006.
- [2] 古川隼也人, 島田明: 「風外乱を考慮した小型飛行船ロボットの一制御法」, 電気学会論文誌 D (産業応用部門誌), Vol.132, No.5, pp.549-555, 2012.
- [3] 羽鳥龍太, 澁谷浩平, 内山賢治: 「走行抵抗を考慮したポテンシャル関数法による惑星探査ローバの誘導」, 第 59 回宇宙科学技術連合講演会論文集, JSASS-2015-4072, 2015.