

**柔軟 UAV の飛行制御**  
**-機体の動解析-**  
**Flight Control of a Flying-Wing UAV with Flexibility**  
**-Dynamic Analysis of Thin Plate Body-**

武藤充<sup>1</sup>, 内山賢治<sup>2</sup>, 増田開<sup>2</sup>  
 Mutoh Mitsuru<sup>1</sup>, Kenji Uchiyama<sup>2</sup>, Kai Masuda<sup>2</sup>

UAV(Unmanned Aerial Vehicle) is treated in many missions such as inspection of the building, delivering observing the place where people cannot enter. The conventional UAV tends to have a rigid and heavy structure, and its complexity causes high manufacturing and design cost. To overcome these disadvantages, we propose light flying-wing UAV with simple structure that consists of motors, sensors, and an electric circuit. However, the flying-wing UAV would bend during the flight due to its flexibility. In this paper, we clarify the dynamic characteristics of the flying-wing UAV by using ANCF (absolute nodal coordinate formulation) for the calculation of large deformation of the body and thin wing theory for the calculation of aerodynamic forces.

1. 緒言

固定翼型やマルチコプタなど、様々なタイプの UAV が多種多様なミッションに用いられるようになってきた。その中でも固定翼機は、広範囲の水平飛行を行うことで効率良く情報の収集が可能という長所を有しているが、定点観測や狭い範囲の観測には不向きである。一方、回転翼機は特定箇所の観測情報を取得することは可能だが、固定翼機と比較すると燃料消費が多くなるという問題を抱えている<sup>[1]</sup>。これらの問題に対して、機体の姿勢を水平から垂直へと変化させるテールシッター型の UAV<sup>[2]</sup>や、可変翼型の UAV が開発されるなど、固定翼型 UAV と回転翼型 UAV の特徴を併せ持つ UAV が注目されている。しかし、遷移飛行時における機体運動の非線形性等から、安定した飛行を実現する制御系の設計は難しく、安全性が十分に保障されているとは言えない。さらに、構造が複雑化する傾向にあるため、故障率の増加は避けられない。

そこで本研究では、小型軽量かつ簡素な構造の UAV の開発を試みる。開発する UAV は、薄板一枚にモータとアクチュエータ及び制御基板を搭載する全翼機型とする。構造の簡素化と機体の軽量化により、コスト面でも優れた機体となると考えられる<sup>[3]</sup>。しかし、構造的に剛性が小さくなるため機体に変形し、飛行中に振動が励起されてしまう<sup>[4]</sup>。そのため、薄板を用いた全翼機型 UAV の飛行制御系を設計する際は、機体の柔軟性を考慮する必要がある。

本稿では、まず、柔軟性を有する全翼機型 UAV のダイナミクスを定式化する。梁モデルでは質量マトリクスが単純な記述で表されることから、マルチボディ・ダイナミクスの手法に組み込むのに適している Absolute Nodal Coordinate Formulation(ANCF)を用い、構造解析を行う。<sup>[5]</sup> また、空気による外力の計算には、薄

翼理論<sup>[6]</sup>を用いて算出する。これらの計算を組み合わせることで機体胴体の運動解析を行う。

2. 解析理論

ANCF を用いて機体の動解析を行った。運動方程式は(1)式で表される<sup>[5]</sup>。

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{e}} + (\mathbf{C}_\alpha \mathbf{M} + \mathbf{C}_\beta \mathbf{K}_t)\dot{\mathbf{e}} + (\mathbf{K}_l + \mathbf{K}_t)\mathbf{e} = \mathbf{Q}_f \quad (1)$$

ただし、各変数は以下に定義する。

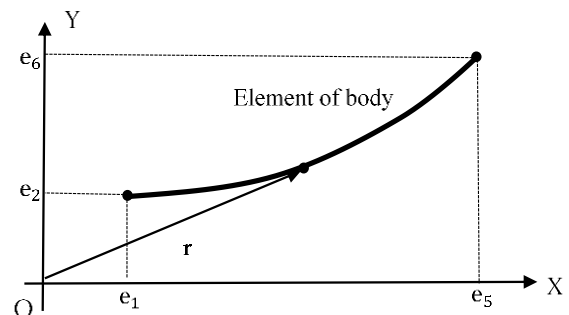


Figure 1. Deformation of beam

$$\left. \frac{\partial r_1}{\partial x} \right|_{x=0} = e_3, \left. \frac{\partial r_2}{\partial x} \right|_{x=0} = e_4, \left. \frac{\partial r_1}{\partial x} \right|_{x=l} = e_7, \left. \frac{\partial r_2}{\partial x} \right|_{x=l} = e_8$$

$$\mathbf{r} = \begin{bmatrix} r_1 \\ r_2 \end{bmatrix} = \mathbf{S}\mathbf{e}$$

$$\mathbf{S} = \begin{bmatrix} 1 - 3\zeta^2 + 2\zeta^3 & 0 \\ 0 & 1 - 3\zeta^2 + 2\zeta^3 \\ l(\zeta - 2\zeta^2 + \zeta^3) & 0 \\ 0 & l(\zeta - 2\zeta^2 + \zeta^3) \\ 3\zeta^2 - 2\zeta^3 & 0 \\ 0 & 3\zeta^2 - 2\zeta^3 \\ l(-\zeta^2 + \zeta^3) & 0 \\ 0 & l(-\zeta^2 + \zeta^3) \end{bmatrix}^T$$

$$\mathbf{e} = [e_1 \ e_2 \ e_3 \ e_4 \ e_5 \ e_6 \ e_7 \ e_8]^T$$

1 : 日大理工・修士・航空 2 : 日大理工・教員・航空

$C_\alpha$ ,  $C_\beta$ は減衰係数,  $\mathbf{r}$ は位置ベクトル,  $A_\rho$ は単位長さ当たりの質量,  $l$ は要素長さ,  $E$ はヤング率,  $A$ は断面積とする.  $\mathbf{M}, \mathbf{K}_l, \mathbf{K}_t$ については文献[5]を参照されたい.

### 3. $\mathbf{Q}_f$ の定義

薄翼理論から  $i$  番目要素の循環強さ  $\gamma_i$  を算出した[6].

$$\begin{bmatrix} \gamma_1 \\ \gamma_2 \\ \dots \\ \gamma_n \end{bmatrix} = 2\pi V \begin{bmatrix} C_{11} & \dots & C_{1n} \\ C_{21} & \dots & C_{2n} \\ \dots & \dots & \dots \\ C_{n1} & \dots & C_{nn} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \alpha - \frac{e_6 - e_2}{e_5 - e_1} \\ \alpha - \frac{e_{14} - e_{10}}{e_{13} - e_9} \\ \dots \\ \alpha - \frac{e_{4(n+1)-2} - e_{4n-2}}{e_{4(n+1)-3} - e_{4n-3}} \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$C_{ij} = \frac{e_{4(j+1)-3} - e_{4j-3}}{e_{4i-3} - x_{0j}} \quad (3)$$

$$x_{0j} = e_{4j-3} - (e_{4(j+1)-3} - e_{4j-3})/2 \quad (4)$$

ただし,  $\alpha$ は迎角,  $n$ は要素数とする. 各循環強さから,  $i$ 番目要素の誘導速度  $vs_i$  を算出し, ベルヌーイの定理を用いて翼上下面の圧力差  $pi_i$  を算出した.

$$vs_i = \sum_{j=1}^{j=n} C_{ij} \gamma_j \quad (5)$$

$$ps_i = \text{sgn}(\alpha) \times ((vs_i + Ua)^2 - (-vs_i + Ua)^2) \rho / 2 \quad (6)$$

外力行列  $\mathbf{Q}_f$  は,  $pi_i$  を用いて  $i$  番目の接点にかかる空気力を算出することで求めた.

$$\mathbf{Q}_{fi} = \begin{bmatrix} \frac{(ps_{i-1}S_{i-1} + ps_iS_i) \sin \theta_{s_i}}{2} \\ \frac{(ps_{i-1}S_{i-1} + ps_iS_i) \cos \theta_{s_i}}{2} \\ 2 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (7)$$

ただし両端の要素は, その他の要素の面積半分となることから, 両端の外力を次式で定義する.

$$Q_{f1} = \left[ \frac{ps_1S_1 \sin \theta_{s1}}{2} \quad \frac{ps_1S_1 \cos \theta_{s1}}{2} \quad 0 \quad 0 \right]^T \quad (8)$$

$$Q_{fn+1} = \left[ \frac{ps_nS_n \sin \theta_{sn}}{2} \quad \frac{ps_nS_n \cos \theta_{sn}}{2} \quad 0 \quad 0 \right]^T \quad (9)$$

$S_i$ は  $i$  番目要素面積,  $\theta_{s_i}$ は  $i$  番目要素角度とする.

### 4. 数値シミュレーション

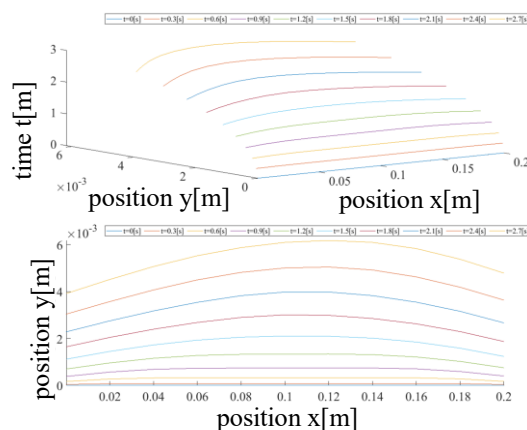
胴体の緒言を **Table 1** に示す. 固定ステップを  $2 \times 10^{-6}$  [s] とする. 機体の運動方程式を数値積分することで, 時間とともに位置や姿勢の変化を計算する.

迎角  $0.1$  [rad], 対気速度  $1$  [m/s] とし, 胴体の初期状態の  $\mathbf{e}$  の全ての要素を  $0$  とした. **Figure 2** に結果を示す. 変形序盤は, 循環の影響が一番大きくなる胴体中央部が大きく変形している. 機体前端は, 気流に対し  $0.1$  [rad] に近づくにつれ, 空気力による  $y$  軸方向の移動が起き難くなった. 一方, 胴体後端は気流に対し  $0.1$  [rad] より大きな角度がつくことで,  $y$  軸方向により大きく移動した. その結果, 胴体の変形は中央に対して後方の

変位が大きくなった. 最終的には風と平行になる姿勢になると考えられる.

**Table 1 Specification of flexible UAV**

Young ratio $E$	100[GPa]
Mass per unit length $A_\rho$	$1.2 \times 10^{-5}$ [kg/m]
Unit length $l$	0.02[m]
Cross section $A$	$1.2 \times 10^{-5}$ [m <sup>2</sup> ]
Attenuation coefficient $C_\alpha$	0
Attenuation coefficient $C_\beta$	0
Number of element $n$	10



**Figure 2 Time response of flexible UAV**

### 5. 結言

薄翼理論と ANCF を組み合わせることで, 柔軟性を有する UAV の機体運動を表現し, 動解析を行った. 今後は, 胴体運動の解析を行い, 機体の安定した飛行を実現させる制御系を設計する.

### 参考文献

- [1]渡邊雅仁, “動力付きパラグライダー型 UAV 研究について”, システム/制御/情報, 58 巻, 第 2 号, 2014, pp. 69-74.
- [2]大瀬戸篤司, “4 ロータールシッタ無人航空機及びその制御システムの設計と実装”, 東北大学機関リポジトリ, 2014.
- [3] Yihong Mouet, et al., “The flight control of micro quadrotor UAV based on PID”, 31<sup>st</sup> Youth Academic Annual Conference of Chinese Association of Automation, 2016, pp.353-356.
- [4]橋本敦 他, “低速デルタ翼フラッタ現象における大変形振動流れ場の解析”, 日本航空学会論文集, 55 巻, 第 637 号, 2007, pp.104-110.
- [5]高橋義考, 清水信行, “梁の多体動力学解析に関する研究”, 日本機械学会論文集, 67 巻, 655 号, No.001-0898, 2001 年 3 月.
- [6]牧野光雄: 航空力学の基礎 (第 3 版), pp. 88-99, 2015.