

重心移動機構を用いた航空機の操縦に関する研究

システム工学群

機械・航空システム制御研究室 1190079 塩見 貴太

1. 緒言

無人航空機は電池の高性能化, 電子機器の小型化および低価格化により簡便に利用されるようになってきた. これにより空撮, 調査, 点検に利用される機会が多くなった. また, 惑星探査機としての利用も検討されている.

無人航空機は主に回転翼機と固定翼機に区分され, 調査や点検するとき空中静止の必要性が高いことからこれが可能な回転翼機が普及している. しかし, 作業の際に完全な空中静止を必要とせず, 低速飛行で十分であることも考えられる. このような場合, 固定翼機を用いたほうが安定性, 簡素化などで有利であると考えられる.

本研究では低速で飛行可能, 簡素な固定翼機について検討する. 具体的には, 動翼のかわりに重心移動機構を用いて姿勢制御する. このような機体は低速や惑星探査時などの大気密度が小さい場合, すなわち動翼などのエルロン, エレベーター, ラダーの性能が悪化するような場合にも有利であると考えられる.

本報告では重心移動機構を搭載した機体を設計し, 飛行特性の解析のために重心移動量を考慮した非線形運動方程式を立て, 線形化を行い, 縦の微小擾乱運動方程式を求める.

2. 重心移動機構を搭載した機体

2.1 試作機の諸元

本研究では, X 軸方向に重心移動させる機構と Y 軸方向に重心移動させる機構の計 2 つの重心移動機構を機体に搭載する. それぞれの機構は各サーボモータで作動する.

図 1 に機体の外観を示す. 機体の胴体は発泡スチロールで製作し, 機構部は主に ABS で製作する. 翼は翼面積が大きく, 翼面荷重を小さくできるログロ翼を採用した. また, 試作機の諸元を下の表 1 に示す.

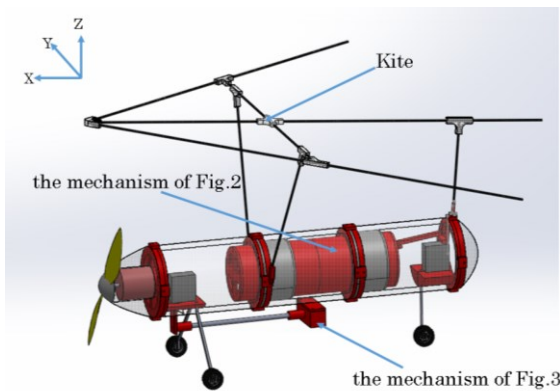


Fig.1 Overall appearance of the fuselage

Table1 Aircraft specifications

Aircraft weight	0.450[kg]
Length	0.350[m]
Body diameter	0.065[m]
Main wing area	0.1351[m ²]
Thrust	5.46[N]
cruise speed	40[km/s]
Angle of attack	5[deg]

2.2 重心移動機構

図 2 に X 軸方向の重心移動機構を示す. X 軸方向に重心移動させる機構はピストン運動型であり, クランクの先の円筒部を X 軸方向に動かすことで, 重心を変化させる. 円筒部の中にはバッテリー等を収納する.

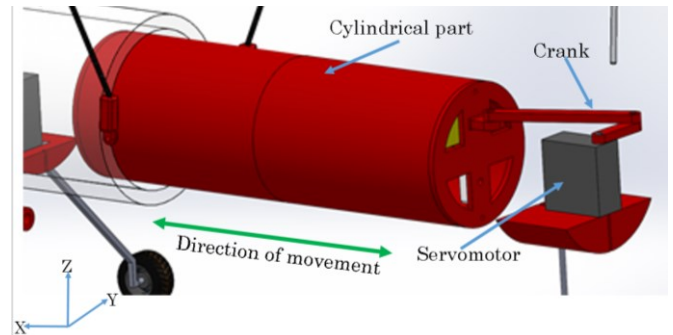


Fig.2 Mechanism that moves the centroid in X axis direction

図 3 に Y 軸方向の重心移動機構を示す. Y 軸方向に重心移動させる機構は回転運動型であり, 棒の先端のおもりを Y 軸方向に動かすことで, 重心を変化させる. 機構上, 回転角が大きくなると Y 軸方向の重心移動だけではなく, 前後の重心移動も発生する.

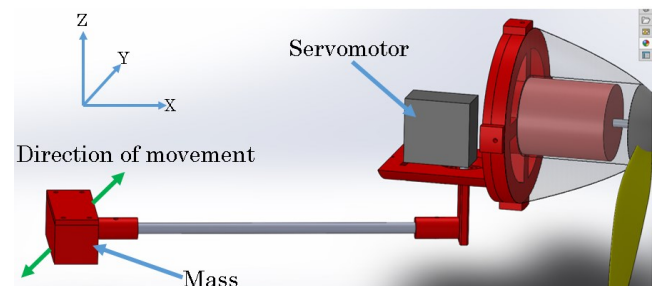


Fig.3 Mechanism that moves the centroid in Y axis direction

3. 運動モデル

3.1 主な記号

Table2 Variables of speed and external force

	velocity	External force
X axis	U	X
Y axis	V	Y
Z axis	W	Z

Table3 Variables of angular velocity and moment

	angular velocity	Moment
Around x axis (roll)	P	L
Around Y axis (pitch)	Q	M
Around Z axis (yaw)	R	N

Table4 Other variables

I	Moment of inertia [kg · m ²]
Z_a	Air force in Z-axis component [N]
δ_{xG}	Movement of the centroid in X axis direction [m]
α	Angle of attack [rad]
θ	Pitch angle [rad]

3.2 非線形運動方程式

本稿では X 軸方向の重心移動量を δ_{xG} とし、重心移動量 δ_{xG} を考慮した縦の非線形運動方程式の線形化を行う。航空機の非線形方程式は並進運動、回転運動の 2 つの運動方程式で成り、そのうち並進運動の方程式は、重心移動量 δ_{xG} に影響されない。そのため、重心移動機構を搭載した機体でも使用することができる。もう 1 つの回転運動の方程式は宇宙往還機・惑星探査機で用いる重心移動量 δ_{xG} を考慮した回転運動の方程式を用いる。

並進運動の方程式

$$\begin{bmatrix} \dot{U} \\ \dot{V} \\ \dot{W} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & R & -Q \\ -R & 0 & P \\ Q & -P & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U \\ V \\ W \end{bmatrix} + g \begin{bmatrix} -\sin\theta \\ \sin\Phi\cos\theta \\ \cos\Phi\cos\theta \end{bmatrix} + \frac{1}{m} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \quad (1)$$

回転運動の方程式

$$\begin{bmatrix} \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} = J^{-1} \left\{ - \left(\begin{bmatrix} 0 & R & -Q \\ -R & 0 & P \\ Q & -P & 0 \end{bmatrix} J + \dot{J} \right) \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} \right\} \quad (2)$$

$$J = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ -I_{zx} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix}$$

並進運動の方程式、回転運動の方程式、迎え角の式、縦運動におけるモーメントの式を微小擾乱理論に基づいて、テラー級数展開によって線形近似する。並進運動の方程式、迎え角の式については重心移動量 δ_{xG} による影響はないが、回転運動の方程式の線形化、縦運動におけるモーメントの式の線形化については重心移動量 δ_{xG} による影響を考慮する必要がある。以下に回転運動の方程式および縦運動におけるモーメントの式の線形化を記述する。

(2)式を展開で算出される $P^2, Q^2, R^2, PQ, QR, RP$ は原点近傍では 1 よりさらに小さな値になるので 0 と近似できる。

定常飛行において

$\omega_0 = [P_0 \ Q_0 \ R_0]^T = 0, M_0 = [L_0 \ M_0 \ N_0]^T = 0$ なので、回転運動に関する次の擾乱方程式を得る。

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{zz}/I^* & 0 & I_{xz} \\ 0 & 1/I_{yy} & 0 \\ I_{zx} & 0 & I_{xx}/I^* \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta L \\ \Delta M \\ \Delta N \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ -I_{zx} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$I^* \cong I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2$$

ここで 縦の非線形運動方程式に関連する項は(3)式の 2 行目であるので、

$$\dot{q} = 1/I_{yy} \times (\Delta M - I_{yz})q \quad (4)$$

次に縦運動におけるモーメントの式の線形化を記述する。

縦運動におけるモーメント M は U, W, \dot{W}, Q 、そして重心移動量 δ_{xG} の関数であるので、テラー級数展開によって線形近似すると次の擾乱方程式を得る。

$$\Delta M = \left. \frac{\partial M}{\partial u} \right|_0 u + \left. \frac{\partial M}{\partial w} \right|_0 w + \left. \frac{\partial M}{\partial \dot{w}} \right|_0 \dot{w} + \left. \frac{\partial M}{\partial q} \right|_0 q + \left. \frac{\partial M}{\partial \delta_{xG}} \right|_0 \delta_{xG} \quad (5)$$

また、縦運動におけるモーメント M は次式でも記述できる

$$M = M_a - Z_a \delta_{xG} \quad (6)$$

(5), (6)式より

$$\Delta M = \left. \frac{\partial M}{\partial u} \right|_0 u + \left. \frac{\partial M}{\partial w} \right|_0 w + \left. \frac{\partial M}{\partial \dot{w}} \right|_0 \dot{w} + \left. \frac{\partial M}{\partial q} \right|_0 q - Z_a \delta_{xG} \quad (7)$$

(4), (7)式より

$$\dot{q} = \frac{1}{I_{yy}} \left. \frac{\partial M}{\partial u} \right|_0 u + \frac{1}{I_{yy}} \left. \frac{\partial M}{\partial w} \right|_0 w + \frac{1}{I_{yy}} \left. \frac{\partial M}{\partial \dot{w}} \right|_0 \dot{w} + \left(\frac{1}{I_{yy}} \left. \frac{\partial M}{\partial q} \right|_0 - \frac{I_{yz}}{I_{yy}} \right) q - Z_a \delta_{xG} \quad (8)$$

式(4), (8)を用いることで重心移動量 δ_{xG} を考慮した縦の非線形運動方程式の線形化が可能になる。以下に線形化された式を記述する。(無尾翼機は $M_w = 0$)

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_\alpha & 0 & \frac{-g\sin\theta_0}{u_0} \\ Z_u & Z_\alpha & \frac{u_0+Z_q}{u_0} & \frac{-g\sin\theta_0}{u_0} \\ M_u & M_w & M_q - \frac{I_{yz}}{I_{yy}} & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ \alpha \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ Z_a \\ 0 \end{bmatrix} \delta_{xG} \quad (9)$$

$X_u, X_\alpha, Z_u, Z_\alpha, Z_q, M_u, M_w, M_q$ は有次元安定微係数である

この方程式を用いることで、重心移動量 δ_{xG} を操作量として機体の運動の解析を行うことができる。現状では、慣性行列の時間変化率、無次元安定微係数を推算できていないので伝達関数を導出できていないという問題がある。

4. 結言

本稿では、簡素で低速飛行が可能な重心移動により操縦を行う無人航空機を提案した。そして、機体の飛行特性の解析のために、重心移動を考慮した縦の非線形運動方程式を立て、線形化を行った。

今後の課題として、シミュレーションに用いる伝達関数を導出するために、慣性行列の時間変化率および無次元安定微係数を導出する必要がある。無次元安定微係数は、試作機を飛行させ、状態量の計測することにより推算することができる。また、試作機の製作および飛行試験等が必要であると考える。それらの課題を解決し、将来的には重心移動機構を搭載した機体の飛行特性の解析をしていく予定である。

文献

- (1) 嶋田有三, 佐々木修一, “飛行力学”, 森北出版
- (2) 加藤寛一郎, 大屋昭男, 柄沢研治, “航空機力学入門”, 東京大学出版
- (3) 柳原正明, “宇宙往還機飛行シミュレーションプログラム”, 航空宇宙技術研究資料