

落下型微小重力カプセルの制御系構築

Control system of falling-type microgravity system

○谷口 将平*, 菅原 佳城*, 関 啓亮*

○Syouhei taniguchi, Yoshiki Sugawara, Keisuke Seki

*秋田大学

*Akita University

キーワード：マルチボディダイナミクス (Multibody dynamics), 飛翔体 (Flying object),
微小重力 (Microgravity), 切り替え制御 (Switching control)

連絡先：〒010-8502 秋田市手形学園町 1-1 秋田大学大学院工学資源学部機械工学専攻

Tel 018-889-2346, Fax 018-837-0405(学科事務), E-mail m9014112@wm.akita-u.ac.jp

1. 緒言

国際宇宙ステーションが 2011 年に完成し、長時間に亘る本格的な微小重力実験が開始されている。しかし、有人の実験システムは宇宙飛行士の安全を確保するために多くの準備期間を必要とする。そのため計画から実施までの短い微小重力実験機会が要望されている。また、国際宇宙ステーションに向けた予備実験機会としても安価でアクセス性の良い微小重力環境が必要である。こうした要求に応える方法として以下の実験施設運用及び開発されている。

落下塔実験は装置が塔の中を自由落下するものである¹⁾。これは 10^{-3} [G] 程度の良好な微小重力環境が得られるが、その微小重力の持続時間は数秒であり、壁面に接触する可能性もある。飛行機を用いた放物線飛行 (パラボリックフライト) は約 20 秒間の微小重力環境の持続時間を実現させる反面、微小重力の精度は 10^{-2} [G] 程度であるために落下塔ほどには良くなく、一回の実験に掛かる費用も落下塔に比べ高額である²⁾。 10^{-3} [G] の精度で

約 30 秒の微小重力時間を目標とする高高度からの自由落下による微小重力実験用システム (ドラッグフリー型) は現在開発中³⁾であり、且つパラボリックフライトと同様に高額な費用を必要とする。

上述の 3 種類の微小重力実験は所定の地域に赴き実験を行う必要があり、繰り返し行う実験に対して不便である。よってユーザー自身が所有することができる微小重力実験の開発によって、宇宙開発分野を始めとする様々な分野の発展が期待される。本研究グループで提案する落下型微小重力実験システムは微小重力カプセルを高度 200m から自由落下させ、自由落下中に微小重力実験を行うものである。落下型微小重力カプセルは Fig.1

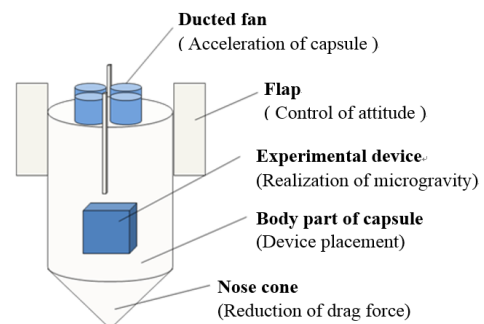


Fig. 1 Falling type microgravity capsule model

に示すように制振構造のカプセル本体・落下時の空気抵抗を軽減させるノーズコーン・微小重力を実現させる実験装置・カプセルを鉛直下向きに加速させるダクテッドファン・姿勢制御を実現するフラップで構成する。微小重力を実現させる実験体をカプセル内に搭載し、気球などの上昇装置で高度 200mまで上昇し、自由落下させる。自由落下と同時にカプセルにかかる空気抵抗と同等の大きさの推力をダクテッドファンによって発生させることで、カプセル内の実験体の微小重力状態を実現させる。落下開始直後から 3 秒後までの 3 秒間を目標微小重力時間とする。

落下型微小重力実験を行う上で、カプセルにかかる空気抵抗と同等の大きさの推力を安定的に発生させること、風などによる外乱からの影響を低減することで一定の姿勢を維持することが重要である。本研究では特に姿勢制御系の構築を行う。

本研究グループの先行研究の結果より空力による姿勢制御は高速域で有効であるが、安全性と実現性を考慮し、本研究では低速域での制御性能向上を主な目標とし、モータ反トルクと空力両方による切り替え制御方法を提案し、2次元マルチボディモデルの構築を行う。またモデルから切り替え制御系の安定性を証明し、制御シミュレーションにより妥当性や有効性を確認する。同時に特性把握のための実験装置を構築する。

本論文は次のような構成である。まず第 2 章でモータ反トルクによる制御方法の提案とマルチボディモデルの構築を行う。そして第 3 章では角変位量比較方法による切り替え制御方法の提案に加えて制御系の安定性を証明し、モータ反トルクと空力それぞれによる制御における入力トルクを導出する。また実機を考慮したモータトルク制限を導入する。第 4 章でマルチボディモデルによるシミュレーションを行い、モデルや提案した制御系の

妥当性、有効性を確認する。そして第 6 章に、結言と今後の課題を明らかにする。

2. マルチボディモデルの構築

2.1 モータ反トルクによる姿勢制御方法

本研究で提案するカプセルは安全性や実現性を考慮すると切り離し直後に実験フェイズに入ることが要求されるが、先行研究で提案された姿勢制御方法は、フラップにかかる空気抵抗を利用する方法であり、低速域では、制御トルクが極端に小さくなってしまふ。そこで、モータ反トルクによる姿勢制御方法を提案する。ここでのモータとはフラップを駆動させるためのモータであり、フラップを駆動させることによって発生する反作用トルクによりボディに制御トルクを発生させる。この方法はトルクがカプセルの落下速度に依存しないため、低速域で姿勢制御が可能であり、フラップやボディ、モータといった現存のシステム(先行研究)でも実現可能である。

2.2 2次元マルチボディモデルの構築

先行研究で導出したモデル(空力モデル)は空気を厳密に考慮したモデルとなっているが、フラップの質量は考慮していないため、モータ反トルクを厳密に考慮することが困難である。フラップとボディの慣性項を考慮したモデルを構築する。

Fig.2 のようなモデルを考慮する。なお、図は横から見たカプセルを示しており、ボディの重心位置や質量はボディ内部、外部の装置を合わせたものとする。

まずモデルに対して一般化座標を以下の

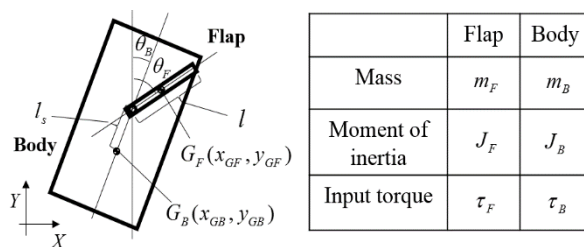


Fig. 2 Multi-body model

ように定義する.

$$\mathbf{q} = [x_{GF} \ y_{GF} \ \theta_F \ x_{GB} \ y_{GB} \ \theta_B]^T \quad (1)$$

ここでフラップとボディをモータ軸で位置拘束すると拘束方程式は次のように表される.

$$\mathbf{c} = \begin{bmatrix} C_1^K(q) \\ C_2^K(q) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{GF} - \frac{l}{2} \cos \theta_F - x_{GB} - l_s \cos \theta_B \\ y_{GF} - \frac{l}{2} \sin \theta_F - y_{GB} - l_s \sin \theta_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

したがって、微分代数方程式(DAE)とそれぞれの要素は以下のように定義される.

$$\begin{bmatrix} \mathbf{M} & \mathbf{C}_q^T \\ \mathbf{C}_q & \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\mathbf{q}} \\ \boldsymbol{\lambda} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{Q}_E \\ \boldsymbol{\gamma} \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{M} = \text{diag}(m_F, m_F, J_F, m_B, m_B, J_B)$$

$$\mathbf{Q}_E = [F_{y_{fair}} \ F_{y_{fair}} + m_F g \ \tau_F \ 0 \ m_B g \ \tau_B]$$

$$\boldsymbol{\lambda} = [\lambda_1 \ \lambda_2]^T$$

$$\mathbf{C}_q = \frac{\partial \mathbf{c}}{\partial \mathbf{q}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & \frac{l}{2} \sin \theta_F & -1 & 0 & l_s \sin \theta_B \\ 0 & 1 & -\frac{l}{2} \cos \theta_F & 0 & -1 & -l_s \cos \theta_B \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\boldsymbol{\gamma} = \mathbf{C}_q \ddot{\mathbf{q}} = \begin{bmatrix} \dot{\theta}_F^2 \frac{l}{2} \cos \theta_F + \dot{\theta}_B^2 l_s \cos \theta_B \\ \dot{\theta}_F^2 \frac{l}{2} \sin \theta_F + \dot{\theta}_B^2 l_s \sin \theta_B \end{bmatrix}$$

ただし \mathbf{M} は質量項, \mathbf{Q}_E は外力項, $\boldsymbol{\lambda}$ は未知数, \mathbf{C}_q , $\boldsymbol{\gamma}$ はそれぞれヤコビアンと加速度に関する方程式である. 従属自由度を消去することでニュートンオイラー運動方程式は(4)式のように導出される.

$$\hat{\mathbf{M}}_{in} \ddot{\mathbf{q}}_{in} = \hat{\mathbf{Q}}_{Ein}$$

$$\hat{\mathbf{M}}_{in} = \mathbf{M}_{in} - \mathbf{M}_{id} \mathbf{C}_{qd}^{-1} \mathbf{C}_{qn} - \mathbf{C}_{qd}^T \mathbf{C}_{qn}^T (\mathbf{M}_{di} - \mathbf{M}_d \mathbf{C}_{qd}^{-1} \mathbf{C}_{qn})$$

$$= \begin{bmatrix} m_B & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m_B & 0 & 0 \\ 0 & 0 & J_F & 0 \\ 0 & 0 & 0 & J_B \end{bmatrix} + m_F \begin{bmatrix} 1 & 0 & \frac{l}{2} \cos \theta_F & l_s \cos \theta_B \\ 1 & -\frac{l}{2} \sin \theta_F & -l_s \sin \theta_B \\ \text{sym} & \frac{l^2}{4} & \frac{l \cdot l_s}{2} \cos(\theta_F - \theta_B) \\ & & l_s^2 \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\hat{\mathbf{Q}}_{Ein} = \mathbf{Q}_{Ein} - \mathbf{M}_{id} \mathbf{C}_{qd}^{-1} \boldsymbol{\gamma} - \mathbf{C}_{qd}^T \mathbf{C}_{qn}^T (\mathbf{Q}_{Ed} - \mathbf{M}_d \mathbf{C}_{qd}^{-1} \boldsymbol{\gamma})$$

$$= \begin{bmatrix} F_{y_{fair}} \\ F_{y_{fair}} + m_B g + m_F g \\ \tau_F + \frac{l}{2} F_{y_{fair}} \cos \theta_F - \frac{l}{2} (F_{y_{fair}} + m_F g) \sin \theta_F \\ \tau_B + l F_{y_{fair}} \cos \theta_B - l (F_{y_{fair}} + m_F g) \sin \theta_B \end{bmatrix} + m_F \begin{bmatrix} \dot{\theta}_F^2 \frac{l}{2} \sin \theta_F + \dot{\theta}_B^2 l_s \sin \theta_B \\ \dot{\theta}_F^2 \frac{l}{2} \cos \theta_F + \dot{\theta}_B^2 l_s \cos \theta_B \\ \frac{l \cdot l_s}{2} \dot{\theta}_B^2 \sin(\theta_B - \theta_F) \\ \frac{l \cdot l_s}{2} \dot{\theta}_F^2 \sin(\theta_F - \theta_B) \end{bmatrix}$$

ここで添え字の in , d はそれぞれ独立自由度と従属自由度を示しており, 任意でボディに

関する項を独立自由度としている. また $F_{y_{fair}}$, $F_{y_{fair}}$ はそれぞれフラップにのみ加わる水平方向と鉛直方向の空気力であり, 次のように導入している.

$$F_{y_{fair}} = \frac{1}{2} \rho v^2 S_F C |\sin \theta_F| \sin \theta_F \cos \theta_F \quad (5)$$

$$F_{y_{fair}} = \frac{1}{2} \rho v^2 S_F C |\sin \theta_F|$$

ここで ρ は空気密度, v はカプセルの落下速度, C は抗力係数, S_F はフラップの面積であり, $S_F |\sin \theta_F|$ は鉛直上向きのフラップの投影面積を示している.

3. 制御系の検討

3.1 角変位置比較による切り替え制御方法

提案したモータ反トルクは時間に関わらず一定のトルクとなるが, 空力によるトルクは落下時間が増加していくにつれて増加し, 高速域では空力トルクのほうが, その大きさは大きくなり支配的になると考えられる. これらの長所を活かすために空力トルクとモータ反トルクの切り替え制御方法を提案する. なお, このように制御系を切り替える方法は, 従来より用いられている手法である⁸⁾.

まず切り替え制御を行うにあたり, 空力トルクによる制御とモータ反トルクによる制御, 両方を切り替えるための評価方法を決定する必要がある. ひとつの方法としてそれぞれのトルク量を比較する方法があるが, 空力トルクはフラップの角度と経過時間(落下速度)に依存し, 一方, モータ反トルクはモータトルクに依存するので時間や角度に関わらず一定となる. しかしながら実際はボディ自体の姿勢制御量がフラップやボディの質量項に依存するため, 切り替えの評価の際制御入力の制御対象への影響をより厳密に考慮していると言える. 適しているとは言えない. そこで本研究では制御量である「ボディの角変位置」を用いて比較する方法を提案する.

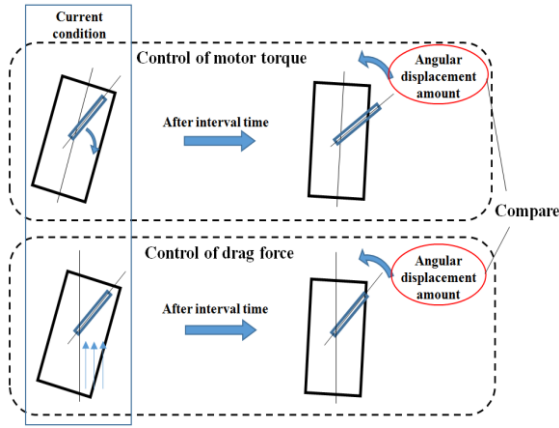


Fig. 3 Comparative method of angular displacement amount

Fig. 3 に角変位量比較方法の概要を示す．提案方法は，微小時間を用いて空力トルクのみで制御した場合とモータ反トルクのみで制御した場合のボディ角変位量を導出し，より角変位量が大きい方の制御法を適用する方法である．この角変位量導出をステップ毎に行い，制御系の切り替えを行う．提案方法では，モータ反トルクから角変位量を導出する際にフラップやボディの慣性項を考慮するため，切り替えの評価項目に適していると言える．また，Fig. 4 に切り替え制御系の全体的なフローチャートを示す．カプセル切り離しから始まり，まずボディを安定化させるための要求制御トルクを導出(①)し，そのトルクを実現するためにモータへの入力トルクを算出する(②, ③)．ここではモータ反トルクによって制御する場合と空力トルクによって制御する場合の2通りを考慮している，次に導出したそれぞれのモータトルクに実機を考慮した制限を適用する(④)．そして切り替えを評価する際のボディの角変位量を算出する(⑤)．ここでも先に述べたように，モータ反トルクによって制御した場合と空力トルクによって制御した場合の2通りを考慮している．最後に算出した角変位量を比較し，制御方法を決定する(⑥)．この流れを1ステップとして繰り返していく．

3.2 切り替え制御系の安定性の証明

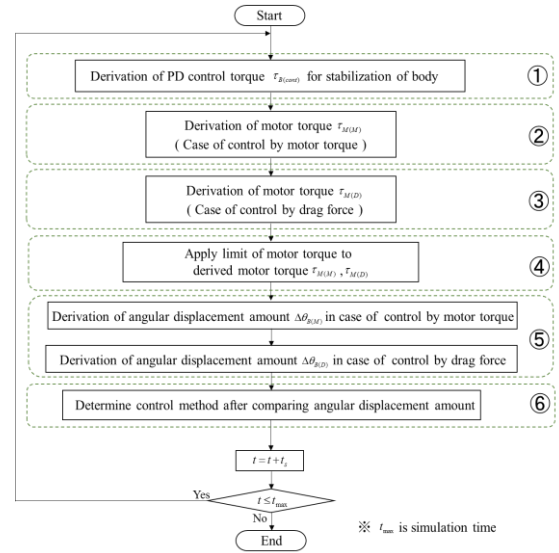


Fig. 4 General flow chart

切り替え制御方法は，空力トルクとモータ反トルクどちらか一方による制御を行うものであるが，実際は両方のトルクが同時に働く場合がある．そこで，両方のトルクが働く場合における制御系の安定性を証明する必要がある．なお，ここではモータトルクと空力トルク両方を考慮しているため，先述のマルチボディモデルを用いて安定性の証明を行う．手順としては，まずリヤプノフの安定理論⁹⁾を用いて，ボディを安定化するための要求制御トルクを導出し，導出したトルクによってボディ，フラップ両方が安定となることを証明する．ただし姿勢の安定性を検討するにあたり，並進方向は正しく制御されており，加えて並進方向の挙動や力による姿勢への影響は微小と仮定する．

まずボディの姿勢のみを制御することを考慮するとマルチボディモデルは(6)式のようなボディ姿勢項のみで表される．

$$\begin{aligned}
 \hat{M}_{Bin} \ddot{q}_{Bin} &= \hat{Q}_{BEin} \\
 q_{Bin} &= \theta_B \\
 \hat{M}_{Bin} &= J_B + m_F l_s^2 \\
 \hat{Q}_{BEin} &= \tau_B + l_s (F_{Fair} \cos \theta_B - F_{Fair} \sin \theta_B) \\
 &\quad + m_F \frac{l_s}{2} \{ \dot{\theta}_F^2 \sin(\theta_F - \theta_B) - \ddot{\theta}_F \cos(\theta_F - \theta_B) \}
 \end{aligned} \tag{6}$$

なお，ここでは先に述べたように並進方向は

正しく制御されているとするので、水平鉛直方向の加速度はそれぞれ $\ddot{x}_{CB} = 0$, $\ddot{y}_{CB} = g$ と仮定している。ここで、リヤプノフ安定理論より(7)式を満たす関数 $V(\mathbf{x})$ が存在するとき、システムは安定である。ただし、 \mathbf{x} はシステムの状態量としている。

$$V(\mathbf{x}) > 0, \quad \frac{dV(\mathbf{x})}{dt} < 0 \quad (7)$$

ここで(6)式は(8)式のように状態方程式で表すことができる。

$$\frac{d\mathbf{Y}}{dt} = \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} q_{Bin} \\ \dot{q}_{Bin} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{q}_{Bin} \\ \hat{M}_{Bin}^{-1} \hat{Q}_{BEin} \end{bmatrix}, \quad \left(\mathbf{Y} = \begin{bmatrix} q_{Bin} \\ \dot{q}_{Bin} \end{bmatrix} \right) \quad (8)$$

ここで以下のような関数 V を導入する。

$$V = \frac{1}{2} \mathbf{Y}^T \mathbf{P} \mathbf{Y} > 0, \quad \left(\mathbf{P} = \begin{pmatrix} P_1 & 0 \\ 0 & P_2 \end{pmatrix} \right) \quad (9)$$

P_1 , P_2 はそれぞれ正の定数とするので関数 V は正となる。さらに(9)式を微分し、展開、整理すると次のように表される。

$$\frac{dV}{dt} = \frac{1}{2} \dot{\mathbf{Y}}^T \mathbf{P} \mathbf{Y} + \frac{1}{2} \mathbf{Y}^T \dot{\mathbf{P}} \mathbf{Y} = \dot{q}_{Bin}^T \left\{ P_1 q_{Bin} + P_2 \left(\hat{M}_{Bin}^{-1} \hat{Q}_{BEin} \right) \right\} \quad (10)$$

ただし、 P' もまた任意の正の定数とする。ここでリヤプノフ安定理論より(10)式が負になればよいことを考慮すると、式中の \hat{Q}_{BEin} は(11)式のように決定でき、ボディへの入力トルク τ_B とそれ以外の項 \bar{Q}_{BEin} に分けると(12)式のようにボディを安定化するための要求制御トルクを導出できる。

$$\hat{Q}_{BEin} = -\hat{M}_{Bin} P_2^{-1} (P_1 q_{Bin} + P' \dot{q}_{Bin}) \quad (11)$$

$$\tau_B = -\bar{Q}_{BEin} - \hat{M}_{Bin} P_2^{-1} (P_1 q_{Bin} + P' \dot{q}_{Bin}) \quad (12)$$

ここで(12)式の要求制御トルクを(4)式のボディ姿勢項に代入すると

$$P_2 \ddot{\theta}_B + P' \dot{\theta}_B + P_1 \theta_B = 0 \quad (13)$$

となり P' , P_1 , P_2 はそれぞれ正の定数であるので、バネ-マス-ダンパ系に帰着でき、安定であると言える。一方(13)式によってボディが安定状態 ($\ddot{\theta}_B = \dot{\theta}_B = \theta_B = 0$) にあり、制御トルクが 0 ($\tau_B = -\tau_F = 0$) となると仮定すると、マ

ルチボディモデルのフラップ姿勢項は以下の式で表せる。

$$\frac{dV}{dt} = \frac{1}{2} \dot{\mathbf{Y}}^T \mathbf{P} \mathbf{Y} + \frac{1}{2} \mathbf{Y}^T \dot{\mathbf{P}} \mathbf{Y} = \dot{q}_{Bin}^T \left\{ P_1 q_{Bin} + P_2 \left(\hat{M}_{Bin}^{-1} \hat{Q}_{BEin} \right) \right\} \quad (14)$$

(14)式はバネ剛性が時間に依存するようなバネマス系と類似していることにより、振動的かつ振幅が小さくなる。さらに加えて実機を考慮した場合、フラップとボディ間ではギヤの動摩擦といった減衰要素が少なからずとも働き、(14)式の3項目で考慮している。ここで θ_F が微小と仮定した ($\sin \theta_F \cong \theta_F$) 場合、(14)式の第2項目は復元力(バネ力)となることがわかる。したがって(14)式は(13)式と同様にバネ-マス-ダンパ系の式に帰着可能であることが分かる。よって導出された制御入力トルクにより、フラップ、ボディ共に漸近安定となることが証明された。

3.3 角変位置比較用簡易式の導出

切り替えの評価項目である角変位置を導出する。角変位置は空力のみによる制御とモータ反トルクのみによる制御、それぞれを導出する。また、実機ではマイコンを使用することを考慮すると、計算負荷低減のために積分などは行わずに四則演算による算出が好ましい。よって簡易的に算出、比較できるような式を構築する。

Fig.2 のモデルよりフラップ、ボディそれぞれに対する運動方程式より、解析解を求めることによりモータ反トルクによる制御の場合の角変位置は(15)式、空力による制御の場合の角変位置は(16)式のように導出できる。

$$\Delta \theta_{B(M)} = \left\{ \omega_{Fi} \tilde{J}_F + \omega_{Bi} \tilde{J}_B - \frac{\tilde{J}_F}{D_M} \tau_M \right\} \Delta t - \left\{ -\omega_{Fi} \tilde{J}_F + \omega_{Bi} \tilde{J}_B + \frac{\tau_M}{D_M} \right\} \frac{\tilde{J}_F}{\tilde{J}_{FB}} e^{-\tilde{J}_{FB} \Delta t} + \left\{ -\omega_{Fi} \tilde{J}_F + \omega_{Bi} \tilde{J}_B + \frac{\tau_M}{D_M} \right\} \frac{\tilde{J}_F}{\tilde{J}_{FB}} \quad (15)$$

$$\Delta \theta_{B(D)} = \frac{\tau_D}{2J_B} \Delta t^2 + \omega_{Bi} \Delta t \quad (16)$$

ここで Δt は微小時間、 D_M はモータトルク減衰を考慮した減衰係数、 ω_{Fi} , ω_{Bi} はそれぞれステップ毎のフラップとボディ角速度であ

り、状態量については角変位量比較のための予測状態量であるため、フラップ、ボディ角度は $\Delta\theta_F$ 、 $\Delta\theta_B$ と表記している。また各慣性項に対するパラメータは(17)式のようにになっており、フラップにかかる空力トルク τ_D は(18)式のように導入している。

$$\tilde{J}_F = \frac{J_F}{J_F + J_B}, \quad \tilde{J}_B = \frac{J_B}{J_F + J_B}, \quad \tilde{J}_{FB} = \frac{D_M(J_F + J_B)}{J_F J_B} \quad (17)$$

$$\tau_D = -\frac{l}{4} \rho v^2 C S_F |\sin\theta_F| \sin\theta_F \quad (18)$$

3.4 モータ入力トルクの導出

まずモータ反トルクによる制御における入力トルクを導出する。ボディの姿勢制御トルクとして、先述で導出された要求制御トルク(12)式を用いる。モータの入力トルクはフラップ駆動トルクと同様($\tau_M = \tau_F$)であり、またフラップへの入力トルクとボディへの入力トルクは反トルクの関係($\tau_F = -\tau_B$)にあることを考慮するとモータに導入する制御トルク $\tau_{M(M)}$ は(19)式のように表される。

$$\tau_{M(M)} = -\tau_B = \bar{Q}_{BEin} + \hat{M}_{Bin} P_2^{-1} (P_1 q_{Bin} + P_1' \dot{q}_{Bin}) \quad (19)$$

次に空力トルクによる制御における入力トルクを導出する。モータ反トルクによる制御の場合と同様にボディの姿勢制御トルクとして(12)式を用いる。ただし、空力による制御では、(12)式のトルクを実現する角度までフラップを位置制御する必要がある。よって目標フラップ角に対してPD位置制御を用いるとモータに導入する制御トルク $\tau_{M(D)}$ は以下のように表すことができる。

$$\tau_{M(D)} = -k_{fp}(\theta_F - \theta_{F_order}) - k_{fd}\dot{\theta}_F \quad (20)$$

ここで k_{fp} 、 k_{fd} は任意のフラップ位置制御ゲインであり、試行錯誤的な方法や汎用的な制御系設計手法を利用して決定することができる。

3.4 モータトルク制限の考慮

本研究ではフラップをモータによって駆動する。よって実機を考慮し、モータトルクの

制限を導入する。モータにはギヤ間に発生する粘性減衰力があり、トルクが大きなモータを使用する際、駆動し始めてから短時間で最高回転数に達してしまい、その状態ではモータトルクは0となってしまう。よって特にモータ反トルクによる制御には、その影響が顕著に現れると考えられる。

モータトルク制限として最大回転数、最大トルク(静止時)、最大動力を考慮する。モータの最高回転数と最大トルクについては使用するモータのカタログ値を参考にして設定する。ところで、モータがトルクを出力できなくなるのはギヤ間の粘性減衰力とトルクが一致した瞬間である。つまり、回転数が高ければ高いほど出力できるトルクは小さくなるので、回転数とトルクの関係から制限を設ける必要がある。そこで回転数とトルクを掛けた値であるモータ動力を考慮する。動力はカタログ値から算出する。なお、回転数はフラップとボディの相対角速度とすることに注意する。そして要求トルクがその時の回転数を超えた場合、モータの出力可能なトルクを改めて計算、適用する。

4. シミュレーション

構築したマルチボディモデルと設計した制御系を踏まえてシミュレーションを行った。ただしシミュレーションは自由落下を想定し、姿勢制御に対する妥当性を確認するためにカプセル自体の鉛直方向の加速度制御は行っていない。また、空気力はフラップにのみ適用している。シミュレーションモデルを

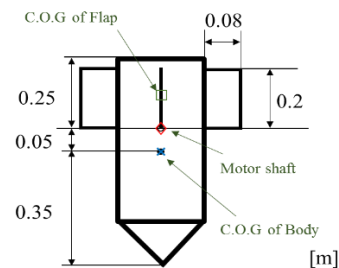


Fig. 5 Size of simulation model

Fig.5 に示す.

4.1 モータ反トルクによる制御シミュレーション

各シミュレーションパラメータを Table.1 に示す. ここでは落下直後にフラップとボディそれぞれに初期角度が発生した場合を想定している. モータ入力にはモータ反トルクによる制御のみを考慮した入力とする.

シミュレーション結果を Fig. 6 に示す. 結果は慣性空間におけるフラップ, ボディ角度, モータトルクを示す. フラップ, ボディ角度はそれぞれ横軸が時間[s], 縦軸が角度[rad]となっており, モータトルクの結果は横軸が時間[s], 縦軸がモータトルク[Nm]となっている.

結果よりモータ反トルクによる制御によってボディ, フラップともに漸近安定化となっていることがわかる. よって, 導出したボディを安定化する制御トルクによってシステムが安定となることが示された. ここで, モータトルクの解析開始時付近を拡大した図を Fig. 7 に示す. また, 空力による制御の最大トルクをプロットしたものを点線で示している. この結果より, 落下直後の低速域において, モータトルクによって空力トルクでは出し得ない制御トルクが出ていることは明らかであり, 低速域におけるモータ反トルクによる制御の有効性を示した. また, モータトルクが出ていない瞬間があるが, これはモータトルクの制限によってトルクが0となる瞬間であり, 慣性空間におけるフラップ角の正負が入れ替わる, つまり角速度が増加する瞬間に起こっている. よって, モータの最大回転数による制限を超えている瞬間であり, モータトルク制限が適用されていると言える. 加えてモータトルクも実機が出力可能な範囲であることから, 実機を考慮したモータ反トルクによる制御が有効であることが分かる. 以上から実機のモータにおけるモータ反トルクによる制御が低速域で有効で

Table.1 Simulation conditions

Capsule parameter		
Drag coefficient of flap [-]	Mass of flap [kg]	Mass of body [kg]
1	0.1	1

Motor parameter		
Max torque [Nm]	Max power [W]	Max rotational speed [rad/s]
1.2	1.265	5.37

Simulation parameter		
Simulation time [s]	Step time [s]	Control gain P', P_1, P_2 [-]
10	0.01	23, 200, 1

Initial angle of flap [rad]	Initial angle of body [rad]	Initial coordinates of Body's C.O.G [-]
0.052 (3度)	0.087 (5度)	(0.0)

Environmental parameter	
Air density [kg/m ³]	Acceleration of gravity [m/s ²]
1.293	9.8

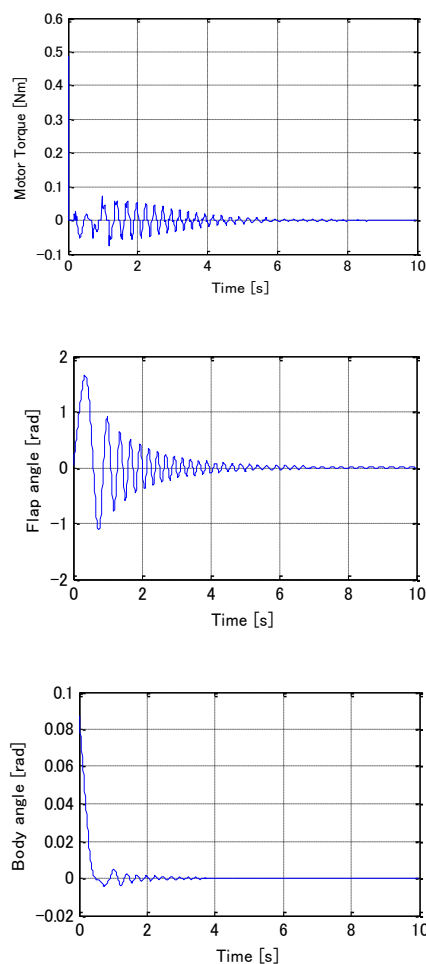


Fig. 6 Result of simulation

あり, 導出した制御入力によってフラップ, ボディ共に安定であることが示された.

4.2 空力による制御シミュレーション

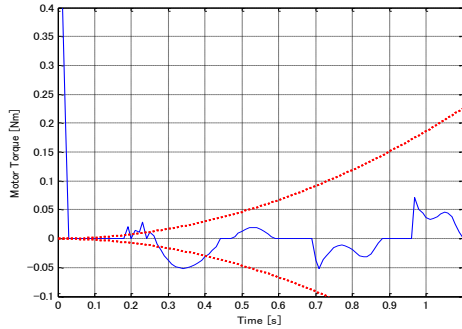


Fig. 7 Magnified figure of Fig. 6

各シミュレーションパラメータを Table.2 に示す. ここでも同様に落下直後にフラップとボディそれぞれに初期角度が発生した場合を想定している. ただしモータ入力には空力トルクによる制御のみを考慮した入力とする.

シミュレーション結果を Fig. 8 に示す. 結果は前節と同様に慣性空間におけるフラップ, ボディ角度, モータトルクを示す.

結果より空力トルクによる制御によってボディ, フラップともに漸近安定化となっていることがわかる. よって, マルチボディモデルに対して空力トルクによる制御の有効性が示された. またモータトルクはモータ反トルクによる制御のみの場合と比べて周波数が高くなっている. これはボディの PD 制御に加えて, フラップ自体の位置制御が加わり, さらにフラップはボディに対して軽いため角速度が大きくなるのが原因だと考えられる. また, およそ 0.5 秒あたりでフラップが 90 度で位置制御されている. これは, シミュレーション開始直後は空力トルクが要求トルクを満たせず, 目標フラップ角度がその時の最大トルクが出る 90 度になっていると考えられる. ボディ角度の結果で発生しているオーバーシュートもそのためであると考えられる. Fig. 9 に要求トルクと実際に発生している空力トルクの比較を示す. なお, 実線が空力で発生しているトルク, 点線がボ

Table.2 Simulation conditions

Capsule parameter

Drag coefficient of flap [-]	Mass of flap [kg]	Mass of body [kg]
1	0.1	1

Motor parameter

Max torque [Nm]	Max power [W]	Max rotational speed [rad/s]
1.2	1.265	5.37

Simulation parameter

Simulation time [s]	Step time [s]	Control gain $P', P_1, P_2, k_{fd}, k_{fd}$ [-]
10	0.001	25, 180, 1, 0.5, 0.015

Initial angle of flap [rad]	Initial angle of body [rad]	Initial coordinates of Body's C.O.G [-]
0.052 (3度)	0.26 (15度)	(0,0)

Environmental parameter

Air density [kg/m ³]	Acceleration of gravity [m/s ²]
1.293	9.8

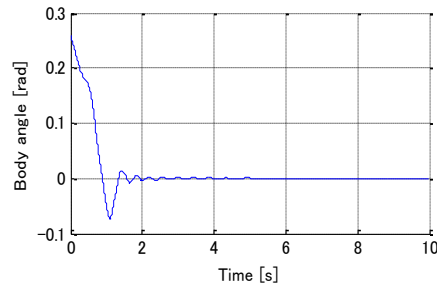
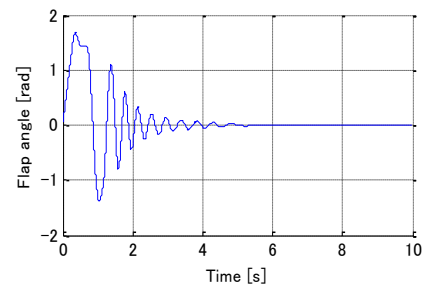
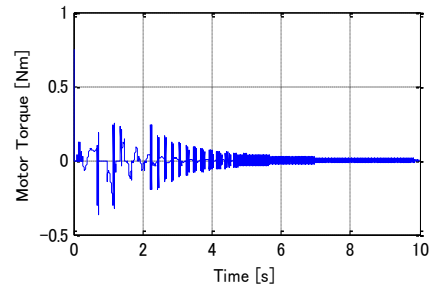


Fig. 8 Result of simulation

ディを安定化するための要求トルクとなっており, 下側の図は拡大図を表している. これらの結果よりシミュレーション開始直後

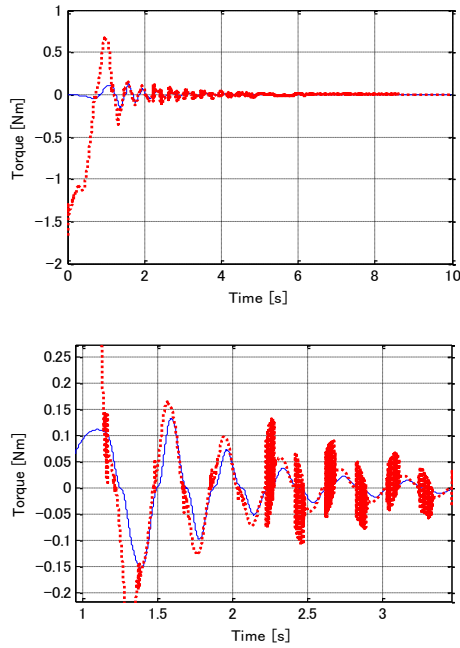


Fig.9 Comparison of torque by drag force and required torque

は空力による制御トルクが小さくなっていることがわかる。しかし、右側のおよそ1秒からの拡大グラフより空力によるトルクが要求トルクを追随しており、空力による制御ができているといえる。したがって、シミュレーション開始直後の空力による制御は不安定であるが、ある程度時間が経過して要求トルクを満たすことが出来ると安定した制御が得られると言える。

4.3 切り替え制御シミュレーション

各シミュレーションパラメータを Table.3 に示す。ここでは落下後に途中外乱としてボディにのみに外乱トルクが発生した場合を想定している。

シミュレーション結果を Fig. 10 に示す。結果は前節と同様の結果に加え、制御切り替えのグラフを示す。制御切り替えは横軸を時間[s]、縦軸を1の値をモータ反トルクによる制御、-1の値を空力トルクによる制御とし、時刻歴での制御方法判定を示している。

結果から途中でボディに外乱が加わると同時に、モータに制御入力を与えられフラップが駆動することによってボディを制御し

Table.3 Simulation conditions

Capsule parameter

Drag coefficient of flap [-]	Mass of flap [kg]	Mass of body [kg]
1	0.1	1

Motor parameter

Max torque [Nm]	Max power [W]	Max rotational speed [rad/s]
1.2	1.265	5.37

Simulation parameter

Simulation time [s]	Step time [s]	Disturbance Torque for body [Nm]	Control gain P, P_1, P_2, k_p, k_{fl} [-]
5	0.001	1.8(1.5~1.6[s])	25, 180, 1, 0.5, 0.015

Initial angle of flap [rad]	Initial angle of body [rad]	Initial coordinates of Body's C.O.G [-]
0	0	(0,0)

Environmental parameter

Air density [kg/m ³]	Acceleration of gravity [m/s ²]
1.293	9.8

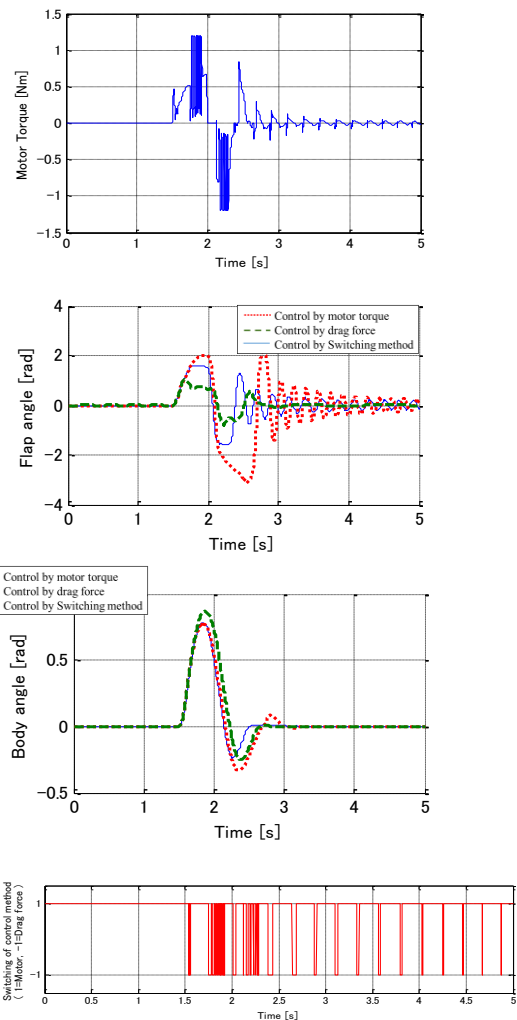


Fig. 10 Result of simulation

ていることがわかる。よって急な外乱に対して提案手法が有効であることが確認できる。

またボディ角の結果からモータ反トルクによる制御のみの場合はオーバーシュートが大きくなっている。これはフラップ角が90度を越えておりシステムが不安定になっていることが原因だと考えられる。切り替え制御の場合、フラップが90度を超える瞬間に空力による制御が適用され、フラップ角が ± 90 度の範囲内で駆動しており良い応答速度を示している。これらの結果から、モータ反トルクによる制御に比べて切り替え制御の方が、フラップとボディの姿勢における安定性の観点から有効性が高いと言える。一方空力による制御の場合、フラップは比較的小さい角度で、モータ反トルクによる制御よりもボディ姿勢をオーバーシュートが小さく制御できている。これはシミュレーション時間がある程度経過し、空力トルクを得られているためと考えられる。ただしモータ反トルクによる制御は要求制御トルクを瞬時にさせるが、空力による制御は要求トルクを出すためにフラップを位置制御させなければならないため瞬時に要求トルクを出力できない。よって空力制御の応答速度が切り替え制御に比べて遅いと考えられる。これらの結果から提案手法である切り替え制御方法はモータ反トルクによる制御や空力による制御に比べて有効であると言える。

5. 結言

本研究ではモータ反トルクによる制御方法の提案を行い、2次元マルチボディモデルの構築及び検証シミュレーションを行った。また角変位量比較方法による切り替え制御方法を提案し、制御系の安定性を証明した。シミュレーションではマルチボディモデルにおけるモータ反トルクによる制御及び空力による制御シミュレーションを行い、定性的な妥当性を確認した。また切り替え制御シミュレーションを行い、定性的な妥当性及び

有効性を確認した。同時に2次元特性実験装置を構築した(本論文では割愛)。

今後、姿勢制御系については実験装置の検証実験、特性実験及び制御実験を行い、シミュレーションの改善としてボディへの空気力の考慮に加え、抗力係数や装置の慣性モーメントといったパラメータを厳密に定めていく。そして並進方向における制御系の検討、設計、シミュレーション及び実験、最終的に微小重力実験装置の構築、実験及び評価を行う。

参考文献

- 1) HASTIC, 「50M 落下実験施設」
<http://mechhm.eng.hokudai.ac.jp/~lsu/hastic/newdroptower.pdf>, (参照平成28年1月26日)
- 2) DAS, 「 μG 微小重力実験」
http://www.das.co.jp/new_html/service/01-1.html, (参照平成28年1月26日)
- 3) 石川毅彦, 稲富裕光, 橋本樹明, 澤井秀次郎, 斉藤芳隆, 吉光徹雄, 坂井真一郎, 小林弘明, 藤田和央, 坂東信尚, 高高度気球を利用した微小重力実験システムの構築, 宇宙航空研究開発機構, 2009
- 4) 小林信之, 杉山博之, MATLABによる振動工学 - 基礎からマルチボディダイナミクスまで, 東京電機大学出版局
- 5) 山崎容次郎, 横川隆一, 積際徹, 原敬, ロボットマニピュレータの制御モード切り替え法に関する研究(第1報, 位置と力の偏差に基づく制御モード切り替え法の提案), 日本機械学会論文集(C編), 2008-4
- 6) Freeman, R., Kokotovic, P.: Robust Nonlinear Control Design, State-space and Lyapunov Techniques. Birkhauser, Boston (1996)