

||||| 特集：大気球を利用した微小重力実験システム |||||
(解説)

高々度気球を用いた微小重力実験システムにおける ドラッグフリー制御

坂東 信尚・坂井 真一郎・澤井 秀次郎・星野 慎二・田島 賢一
門岡 昇平・橋本 樹明・上野 誠也・曾子 隆博
小林 弘明・藤田 和央・石川 穀彦・稲富 裕光

Drag-Free Control for Micro Gravity Experimental System with High Altitude Balloon

Nobutaka BANDO, Shin-ichiro SAKAI, Shujiro SAWAI, Shinji HOSHINO,
Ken-ichi TAJIMA, Shouhei KADOOKA, Tatsuaki HASHIMOTO, Seiya UENO,
Takahiro SOSHI, Hideaki KOBAYASHI, Kazuhisa FUJITA,
Takehiko ISHIKAWA and Yuko INATOMI

Abstract

This paper proposes control system for a new micro gravity experimental system called BOV (Balloon-based Operation Vehicle). BOV uses a free-fall capsule with double-shell structure to prevent influence of aerodynamic disturbance. Additionally, BOV is raised to 40 km by a high altitude balloon to extend micro gravity duration to 30 (or possibly 60) seconds. Thus we realize a medium duration micro gravity experimental system with good micro gravity environment. In this system, the most characteristic point is double-shell structure to realize drag-free system. The inner shell can fall freely since the outer shell is controlled not to collide with the inner shell. In the experiments, we realize good-quality micro gravity and realize to continue moderate micro gravity duration. This system is now improving and near future we can practically utilize BOV's system for moderate micro gravity duration with low-cost easily.

1. はじめに

現在、宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部では橋本樹明教授を中心として、高々度気球を用いた新しい微小重力実験装置の開発を行っている^{1,2)}。この微小重力実験装置の最も特徴的な点はその構造であり、Fig. 1にあるように、地上で長時間の微小重力を実現させる際に問題となる空気抵抗によって発生する加速度を減少させるために、微小重力実験装置を2重構造にしている。微小重力実験部と外側の機体は機体に固定されたレーザ変位計により非接触で相対位置を計測することができる。この相対位置を一定にするように機体をガスジェットスラスタで制御することにより、内部の微小重力実験部は外部の影響を受けずに理想的に加速することができ、空気抵抗の影響を受けない微小重力状態を長時間持続することができる。また、本実験装置では長時間の微小重力時間を実現するために本機構

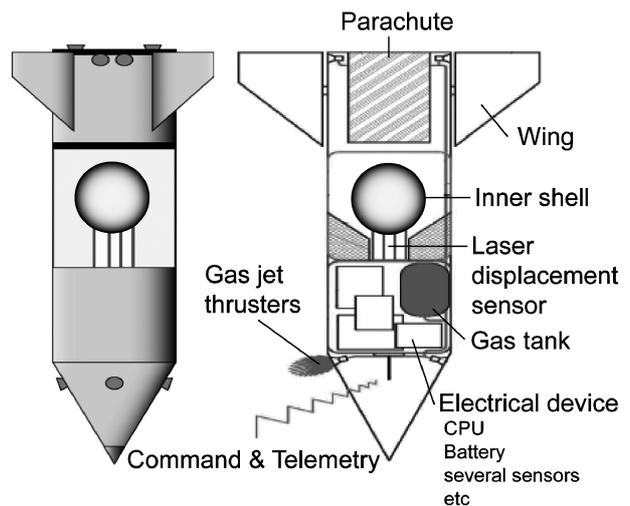


Fig. 1 Overview of BOV.

内大気球実験室の高々度気球により機体を上昇させ、高々度から実験装置を落下させることも大きな特徴である。

本論文ではこの微小重力実験装置 BOV (Balloon based Operation Vehicle) を実現させるためのドラッグフリー制御系の構成について報告を行い、既に飛行実験を行っている1号機、2号機の実験結果をもとに、本手法の有効性・今後の課題について述べる。

2. 微小重力実験装置の構成

微小重力実験装置 BOV の概観を Fig. 1 に示す⁵⁾。BOV は Fig. 1 左図の黒帯部を境に大きく分けて前胴部、後胴部に分けることができる。本実験機で搭載される機器はコストや開発期間の短縮のために地上で使われている市販機器を使用している。そのため、極低温、真空環境に長時間さらされるとその性能を維持することが困難な機器もあるため、前胴部は気密であり1[atm]が維持されている(温度による変動あり)。さらに前胴部はバッテリーや計算機が搭載されるパネルが収納される部分と微小重力実験部とのクリアランスを取る部分に分けられる。ここで、機器が搭載されるパネルは設置される機器ごとに、ポンペパネル・電気パネル・レーザ変位計パネルの3つが搭載される。ポンペパネルと電気パネルは背あわせにしてパネルが機体軸方向と平行になるように固定される。また、レーザ変位計パネルはパネルが機体軸方向と垂直になるように固定され、微小重力実験部の位置を計測するレーザが機体軸方向に対して平行に出力されるように設置される。

・ポンペパネル

機体制御用ガスジェットスラスタのための乾燥空気ポンペ(9.0[l], 300[atm])が2本設置されており、このポンペ口で乾燥空気は20[atm]にレギュレートされ機体前端・後端のガスジェットスラスタに分配される。

・電気パネル

リチウムイオンバッテリー(24V24Ah, 12V24Ah)をそれぞれ2系統搭載している。地上局との送受信、制御演算、シーケンス管理などのBOV上の全ての処理を行う計算機としてSH4のCPUが搭載されている。ボードコンピュータを採用し、RealTime化したLinuxをOSとして使用している。また、ガスジェットスラスタのリレー駆動信号出力、角速度センサ・加速度センサなどの各種センサ信号入力はFPGAボードで実装し、CPUボードからの指令により駆動される。

・レーザ変位計パネル

微小重力実験部と機体間のクリアランスを計測するためのレーザ変位計が4台設置され、電気パネル上のCPUにより微小重力実験部の中心座標が推定される。また、微小重力実験部との無線通信を行う機器が上部に設置されている。

後胴部には実験機体緩降下のためのパラシュートのほか、2号機飛行実験において搭載された翼を駆動するための

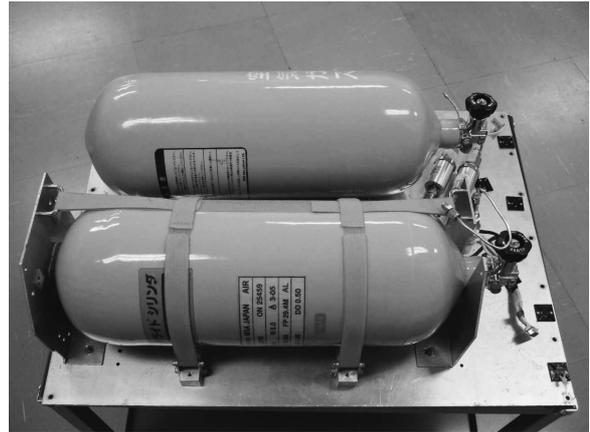


Fig. 2 Tanks for cold-gas jet thrusters on the panel.

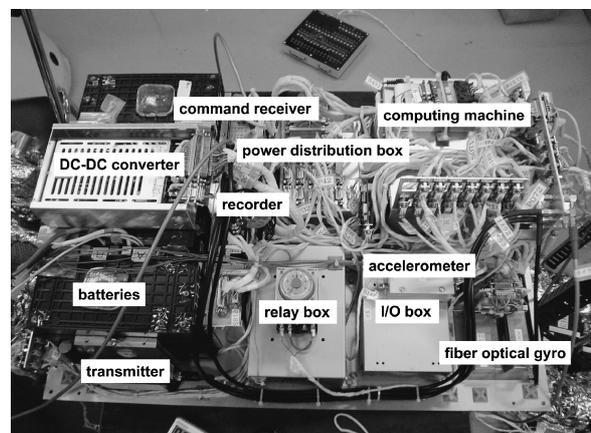


Fig. 3 Electrical devices and sensors on the panel.

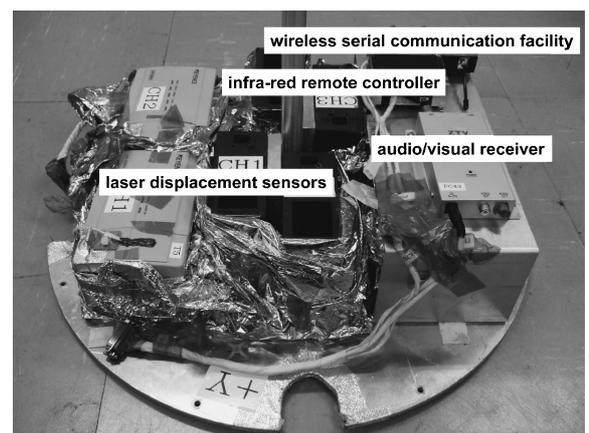


Fig. 4 Laser displacement sensors and communication facilities with micro gravity experimental equipment on the panel.

モータが4台設置されている。また、機体前端と後端には機体を制御するためのガスジェットスラスタが前端4台、後端12台が設置されている。

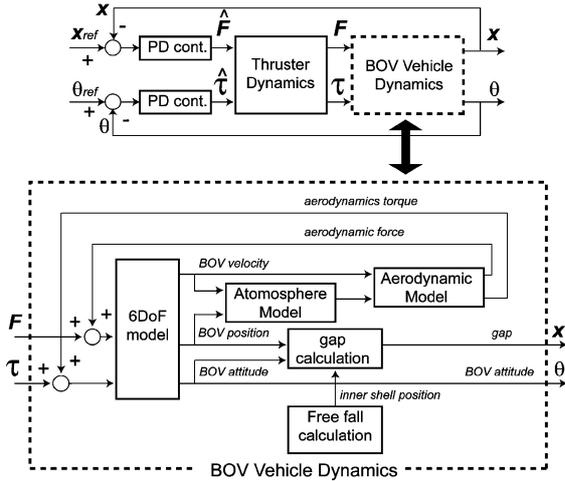


Fig. 5 Block diagram of BOV's control system: the upper block diagram shows the whole control system and the downward block diagram shows detailed BOV's vehicle dynamics.

3. ドラッグフリー制御系の実現

3.1 ドラッグフリー制御系全体の構成

BOVのドラッグフリー制御系のブロック線図をFig. 5に示す。Fig. 5において破線で囲まれたBOV Vehicle DynamicsはBOV機体のダイナミクスを示し、計算機シミュレーションにおいてはMatlab/Simulink上でFig. 5下にあるような詳細なダイナミクスモデルにより構成されている。姿勢 θ は高々度において実験機体を気球から切り離す前に行われる姿勢リセット時の姿勢をノミナル姿勢としたときの姿勢を示す。また、微小重力実験部との距離 X は機体座標系での微小重力実験部の中心座標を示す。現在の姿勢・微小重力実験部の座標と目標姿勢 θ_{ref} ・目標座標 X_{ref} の誤差をフィードバック制御器に入力し、力・トルク指令値 \hat{F} 、 $\hat{\tau}$ を得る。これらはガスジェットスラスト位置と噴射方向から計算されるスラスト分配行列を介することによって、各スラストが噴射するべき力が計算され、最終的に各スラストの噴射時間が出力される。以上の演算により力・トルク指令が実現される。

3.2 ドラッグフリー制御に必要な計測系

BOVには機体の姿勢を得るために電気パネルにFOG (Fiber Optical Gyro) が3台搭載されている。このFOGから出力される各軸の角速度から機体の姿勢 θ はノミナル姿勢からの差としてクォータニオンにより表現される。

一方、微小重力実験部の中心座標 $X(x_c, y_c, z_c)$ は4台のレーザ変位計の出力から推定される³⁾。微小重力実験部の中心座標 $X(x_c, y_c, z_c)$ は、Fig. 6にあるようなレーザ変位計座標系XY平面と微小重力実験部の球体表面の距離 d_i ($i = 1, 2, 3, 4$)を用いることによって、式(1)~(4)の関係が得られる(各パラメータ定義はFig. 6参照)。

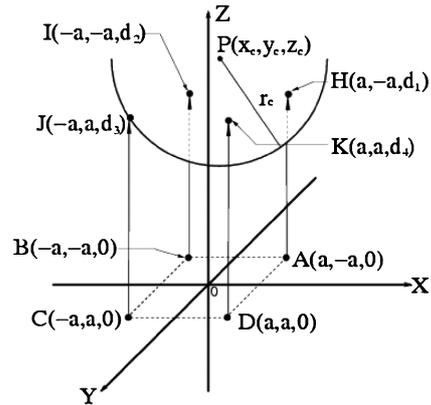


Fig. 6 Estimation of the center of the inner shell with four laser displacement sensors.

$$(x_c - a)^2 + (y_c + a)^2 + (z_c - d_1)^2 - r_c^2 = 0 \quad (1)$$

$$(x_c + a)^2 + (y_c + a)^2 + (z_c - d_2)^2 - r_c^2 = 0 \quad (2)$$

$$(x_c + a)^2 + (y_c - a)^2 + (z_c - d_3)^2 - r_c^2 = 0 \quad (3)$$

$$(x_c - a)^2 + (y_c - a)^2 + (z_c - d_4)^2 - r_c^2 = 0 \quad (4)$$

ここで式(1)~(4)の左辺の自乗を全て足したものを評価関数として、この評価関数を最小化するように微小重力実験部の中心座標 $X(x_c, y_c, z_c)$ を推定する。ただし、この評価関数は非線形であるため、適当な初期値まわりで線形化を行い、ニュートン・ラプソン法により中心座標推定値を得る。

3.3 フィードバック制御器

前節で述べた計測系から得られた姿勢・微小重力実験部の中心座標と指令値との誤差をフィードバック制御器に入力する。ここで、微小重力実験を実現するためには機体のロール軸周りの姿勢は関係しないことから、ロール軸周りのフィードバック制御器には速度制御のみを用いる。ピッチ軸・ヨー軸周りの姿勢、微小重力実験部の中心座標を制御するためのフィードバック制御器にはPD制御器を用いた⁶⁾。

式(5)~(7)に各軸の力指令値の算出式を示す。ここで、実験機体は微小重力実験部に対して相対的に移動するため、制御ゲインは全て負に設定される。

$$F_x = -K_{Px}(x_{ref} - x_c) - K_{Dx}(\dot{x}_{ref} - \dot{x}_c) \quad (5)$$

$$F_y = -K_{Py}(y_{ref} - y_c) - K_{Dy}(\dot{y}_{ref} - \dot{y}_c) \quad (6)$$

$$F_z = -K_{Pz}(z_{ref} - z_c) - K_{Dz}(\dot{z}_{ref} - \dot{z}_c) \quad (7)$$

また、式(8)~(10)にロール軸、ピッチ軸、ヨー軸それぞれのトルク指令値の算出式を示す。

$$\tau_\phi = K_{D\phi}(\dot{\phi}_{ref} - \dot{\phi}) \quad (8)$$

$$\tau_\theta = K_{P\theta}(\theta_{ref} - \theta) + K_{D\theta}(\dot{\theta}_{ref} - \dot{\theta}) \quad (9)$$

$$\tau_\psi = K_{P\psi}(\psi_{ref} - \psi) + K_{D\psi}(\dot{\psi}_{ref} - \dot{\psi}) \quad (10)$$

3.4 ガスジェットスラストによる力・トルクの実現

フィードバック制御器から出力される力・トルク指令値

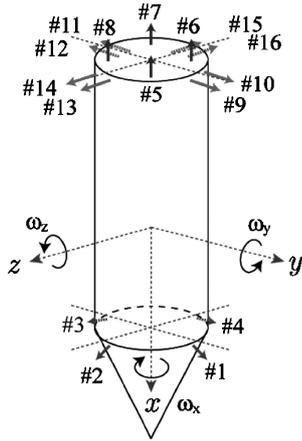


Fig. 7 BOV's Thrusters arrangement.

を実現させるためにガスジェットスラスタより乾燥空気を噴射する。本機体でのガスジェットスラスタと搭載位置・推力方向を Fig. 7 に示す。

これらの関係から式(11)にあるようにガスジェットスラスタの各チャンネルの力 $u_i (i=1, \dots, 16)$ とトルク・力間の運動学的な関係が得られる。この逆行列を計算することによって、スラスタ分配行列が計算される。本実験では式(11)が正方ではないため疑似的に Pseudo-inverse 行列を利用し式(12), (13)のように逆行列を得る。

$$\begin{pmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \\ \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_w \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} m_{1,1} & m_{1,2} & \dots & m_{1,16} \\ m_{2,1} & m_{2,2} & \dots & m_{2,16} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ m_{6,1} & m_{6,2} & \dots & m_{6,16} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \\ \vdots \\ u_{16} \end{pmatrix} \quad (11)$$

$$U = M^+ W \quad (12)$$

$$M^+ = M^T (MM^T)^{-1} \quad (13)$$

ただし、式(12)中、 $U = (u_1 \dots u_{16})^T$ を示し、 $W = (F_x \ F_y \ F_z \ \tau_\phi \ \tau_\theta \ \tau_w)^T$ を示す。また、ガスジェットスラスタは噴射アクチュエータのために負の力を出すことができない。さらに、逆方向スラスタの同時噴射は相殺されるのみで燃料の無駄であるため、式(14), (15)のような補正を行い、各スラスタの噴射量の調整を行う。

$$\begin{cases} u_1 = \hat{u}_1 - \min(\hat{u}_1, \hat{u}_3) \\ u_3 = \hat{u}_3 - \min(\hat{u}_1, \hat{u}_3) \end{cases} \quad (14)$$

$$\begin{cases} u_2 = \hat{u}_2 - \min(u_2, u_4) \\ u_4 = \hat{u}_4 - \min(u_2, u_4) \end{cases} \quad (15)$$

以上の計算を経ることにより、Fig. 8 にあるように力・トルク指令値は各スラスタのバルブ開時間に変換される。

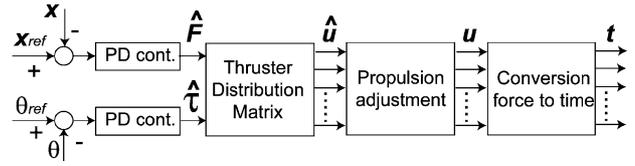


Fig. 8 Block diagram for realization of force and torque command.

4. シミュレーションによる検証

微小重力実験機体のドラッグフリー制御アルゴリズムを確認するために、実際の飛行実験の前に Matlab/Simulink によるシミュレーション検証を行った。Fig. 5 のブロック線図を Matlab/Simulink に実装し、空力係数、初期角度、初期角速度などの条件を変えながら、長時間の微小重力実験が実現できることを確認した。空力係数は実際に BOV 機体モデルのミニチュアモデルを使用し、風洞実験によって得られたものを使用している⁴⁾。

5. 実験結果

5.1 1号機飛行実験における微小重力実験結果

2006年5月27日に1号機の飛行実験が行われた。本実験はプロジェクト初の実験であるため、実験機体を高々度まで上昇させ、実験後に安全に海上から回収する方法の確立、各機器・実験シーケンスが高々度でも正常に稼動することの確認を検証することを第1の目的としていた。1号機飛行実験の実験結果を Fig. 9~12 に示す。Fig. 9 は実験機体軸方向のノミナル姿勢に対する単位ベクトルの時系列を示す。Fig. 9 からわかるように、機体は分離後十数秒で鉛直方向に対して90度以上傾いてしまい、機軸方向の x 成分が負になってしまっていることがわかる。これには、実験後の解析から幾つかの反省点が挙げられるが、主には実験前のシミュレーションにおいてガスジェットスラスタの Dead-Band 領域を陽に考慮していなかったことが挙げられる。Fig. 10 に各ガスジェットスラスタへのバルブ開時間指令値の時系列を示す。本実験機体に搭載したガスジェットスラスタは最小インパルス噴射が 28 [ms] であり、実験当初は最小インパルス噴射よりも小さな噴射量しか指令されなかったために、機体が傾いてしまってもトルク指令が実現されなかったと考えられる。さらに Fig. 11, 12 にレーザ変位計で計測された相対距離から推定された微小重力実験部の中心座標推定値、微小重力実験部に搭載された加速度センサの時系列を示す。1号機においてはシーケンスや高々度での機器稼動については問題なく検証できたが、ガスジェットスラスタの Dead-Band の問題から数秒の微小重力時間しか実現されなかった。ただし、文献7) で述べられているように、微小重力下での密度の異なる液層の挙動については貴重な実験データが得られ、またドラッグフリー制御を実現する課題についても本実験により明

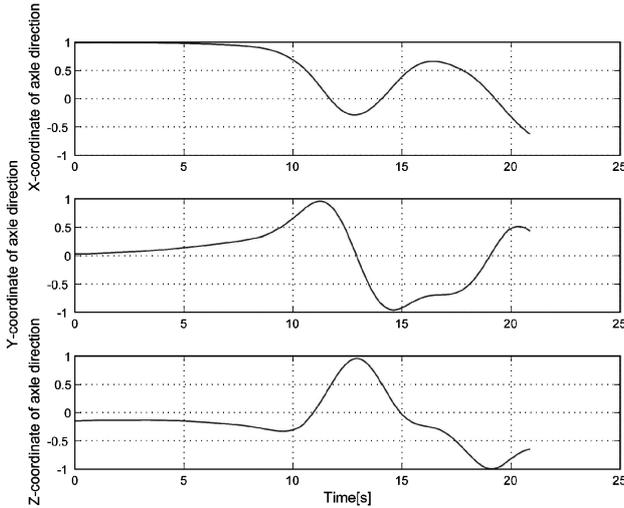


Fig. 9 Time series of axle direction at first flight experiment.

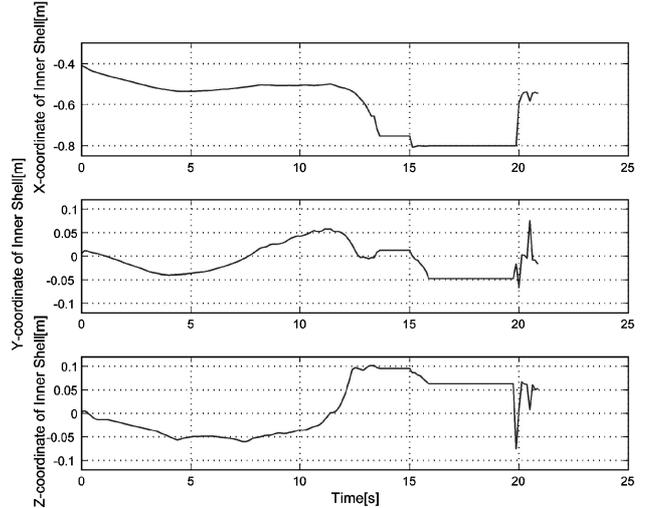


Fig. 11 Time series of center position of the inner shell at first flight experiment.

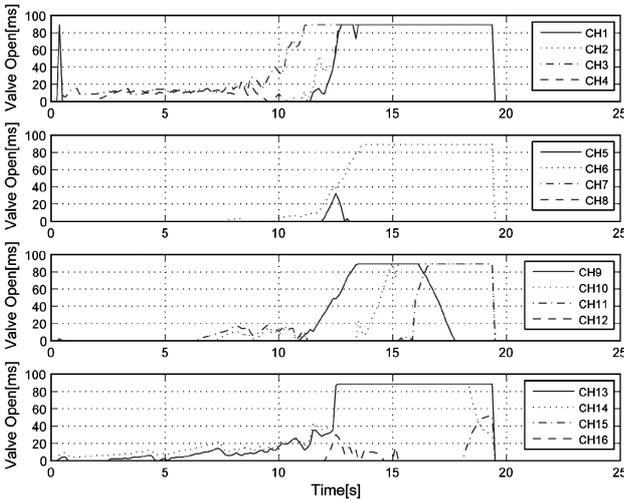


Fig. 10 Time series of thrust time commands at first flight experiment.

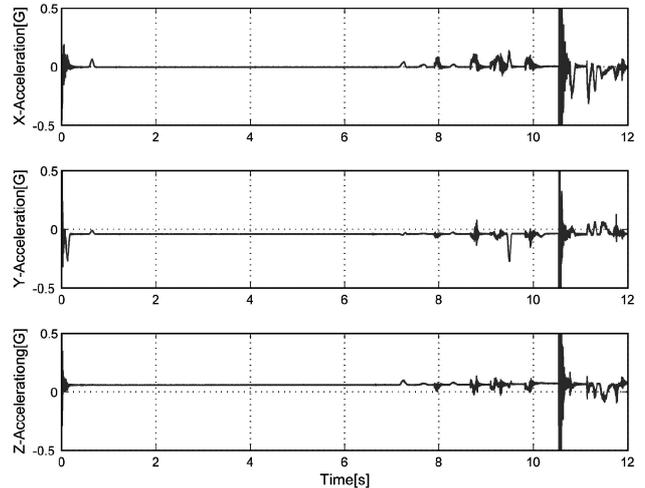


Fig. 12 Time series of acceleration data in micro gravity experimental equipment at first flight experiment.

確にすることができたといえる。

5.2 2号機飛行実験における微小重力実験結果

2号機では1号機の反省からガスジェットスラスタのDead-Bandを陽に考慮したシミュレーションの検討を十分にを行い、2007年5月29日に飛行実験が行われた。

Fig. 13~16に2号機飛行実験における実験結果を示す。

Fig. 13は前節と同様に実験機体軸方向のノミナル姿勢に対する単位ベクトルの時系列を示す。Fig. 13から機体軸方向が実験期間中にわたってほぼ鉛直方向を向いていたことがわかる。また、Fig. 14に各ガスジェットスラスタへのバルブ開時間指令値の時系列を示す。バルブ開時間が最小インパルス噴射時間(28[ms])よりも大きいこと、また指令値の噴射時間が実現されているために、バルブ開時間の指令値が断続的になっていることがわかる。Fig. 15に2号機実験で得られた無重力実験部の中心座標を示す。

本実験装置での無重力実験部と機体のクリアランスはX軸方向： -0.5 ± 0.2 [m]、Y軸方向： 0 ± 0.1 [m]、Z軸方向： 0 ± 0.1 [m]ほどであるが、実験開始から27秒という長時間にわたって、微小重力時間が持続できていることがわかる。また、Fig. 16からも微小重力実験部に搭載された加速度センサの情報から気球から分離後27秒までは微小重力時間が持続されていることがわかる。

本実験前のシミュレーションでは35秒ほどの微小重力時間が持続することが予想されたが、2号機の飛行実験では27秒の微小重力実験の後、微小重力実験部は外壁である機体に衝突してしまった。この理由としては、

1. 微小重力実験部が完全な球体ではなく、楕円体であったこと
2. 微小重力実験部が機体から浮上する際に接触部の摩

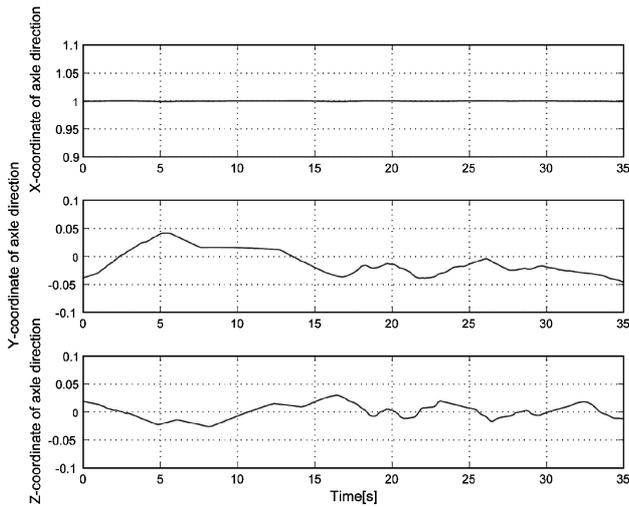


Fig. 13 Time series of axle direction at second flight experiment.

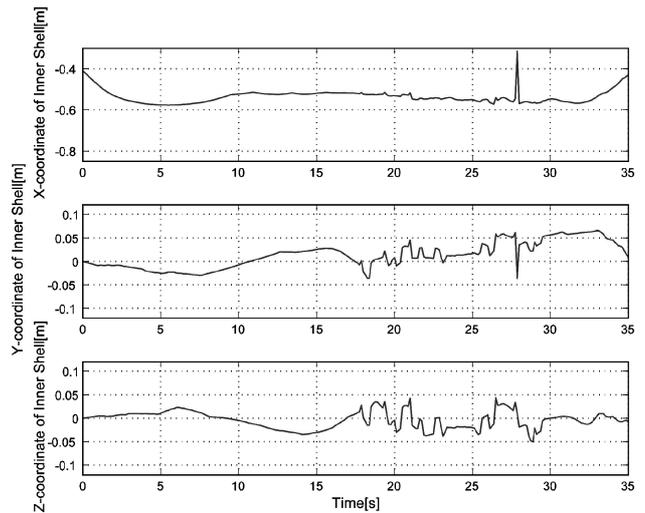


Fig. 15 Time series of center position of the inner shell at second flight experiment.

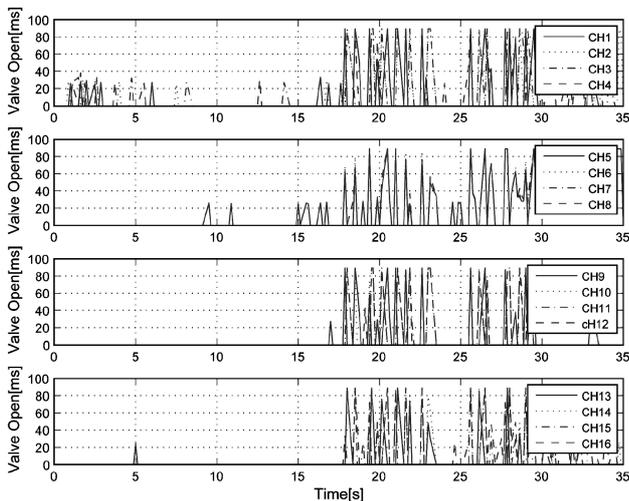


Fig. 14 Time series of thrust time commands at second flight experiment.

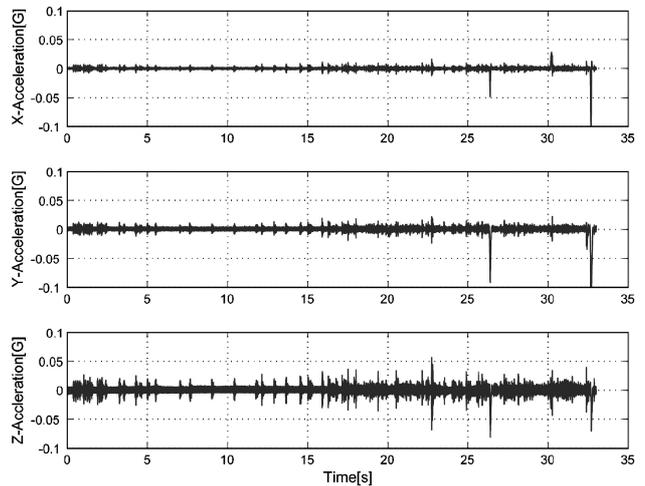


Fig. 16 Time series of acceleration data in micro gravity experimental equipment at second flight experiment.

擦から小さな角速度をもっていたことにより、無重力実験部は予想よりも早く外壁に衝突してしまっただと考えられる。また、Fig. 16から微小重力実験部は、

- i. スパイク状のノイズが実験開始から数秒の間隔で起こっている、
- ii. 微小重力実験の全期間にわたって、定常的なノイズが加わっている

が、本原因についてはそれぞれ、

- A) 微小重力実験部がある前胴部は気密であるため、機体制御用のガスジェットスラスタが噴射されると音波の衝撃として微小重力実験部に悪影響を与えてしまう。
- B) 微小重力実験部に搭載したデジタルビデオカメラ

ラ内にあるモータ駆動部が擾乱を与えていたことが実験後の解析によって究明された。

本実験装置の微小重力性能の詳細は文献2)に記述されているところであるが、上記のB)で生じてしまった擾乱を除けば、今まで地上で行われていた微小重力実験を遥かに超える性能であったといえる。また、微小重力実験部の形状と分離時に初期角速度を与えない接触面の改良により、さらに数秒の微小重力実験時間の延長が見込まれ、本実験の目的を十分満たす結果が得られたといえる。

6. まとめと今後の課題

6.1 まとめ

本論文では高性能で長時間の微小重力環境を提供する実験システムのドラッグフリー制御の方法をまとめた。本シ

システムのように機体を2重構造にすることによって、微小重力実験部が外部の影響を受けずに微小重力実験を行うことができることを実証した。

地上で微小重力実験を行うには多くの制約を生じる。本プロジェクトでは地上においても高性能かつ長時間の微小重力環境を実現することを目的に多くの分野の研究者が集まりその実現に至ったが、これからこの実験結果が少しでも宇宙環境の利用に役立つことを強く望む。

6.2 今後の課題

本実験装置による飛翔実験により、ドラッグフリー制御を用いた高性能で長時間の微小重力実験装置は十分実現可能であることが示された。今後は、微小重力実験部の形状や機体との接触面の改良といった2号機の実験で明らかとなった問題点の改良とともに、今後高性能で長時間の微小重力実験を行いたいユーザの意見を取り入れつつ、定常的な運用に向けた開発が必要と考えられる。

謝辞

本プロジェクトを進めるにあたって、本機構大気球実験室の福家英之様、秋田大輔様をはじめ山上隆正先生、吉田哲也先生、他皆様方に多くの有益なご助言と多大な協力をいただきました。ここに記して感謝申し上げます。

参考文献

1) 橋本樹明, 澤井秀次郎, 坂井真一郎, 坂東信尚, 小林弘明,

稲富裕光, 石川毅彦, 藤田和央, 吉光徹雄, 斎藤芳隆, 福家英之, 清水成人, BUIST PETER: “気球を用いた微小重力実験システムの開発～平成20年度の進捗～”, 大気球シンポジウム, 平成20年度.

- 2) 石川毅彦, 稲富裕光, 橋本樹明, 澤井秀次郎, 斎藤芳隆, 吉光徹雄, 坂井真一郎, 小林弘明, 藤田和央, 坂東信尚, 後藤雅享: “高々度気球を利用した無重力燃焼実験 (第2回試験飛行)”, 日本マイクロ重力応用学会誌, **25**(1) (2008) 1.
- 3) 田島賢一, 澤井秀次郎, 坂井真一郎, 坂東信尚, 橋本樹明, 星野慎二: “高々度気球を利用した微小重力装置の開発とその実験報告”, 日本機械学会年次大会講演論文集, pp. 317-318, 2006.
- 4) K. Fujita, S. Sawai, H. Kobayashi, H. Taguchi, K. Okai and T. Sato: “Precooled Turbojet Engine Flight Experiment Using Balloon-Based Operation Vehicle”, IAC-05-C4.5.01, IAC2005, 2005.
- 5) 澤井秀次郎他: “気球を利用した無重力実験のための機体開発とそのフライト結果”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 56, No. 654, pp. 339-346, 2008.
- 6) N. Bando, K. Tajima, S. Sakai, Y. Inatomi, T. Ishikawa, H. Kobayashi, K. Fujita, H. Fuke, S. Sawai, T. Hashimoto: “Development of Control System for Micro Gravity Experimental System from High Altitude Balloon”, IAC-07-A2.3.08, IAC2007.2007.
- 7) 稲富裕光, 石川毅彦, 橋本樹明, 澤井秀次郎, 斎藤芳隆, 吉光徹雄, 坂井真一郎, 小林弘明, 藤田和央, 坂東信尚, 後藤雅享, 神保至, 山川 宏: “高高度気球からの微小重力実験用自由落下カプセルの第一回試験飛行”, 日本マイクロ重力応用学会誌, **23**(4) (2006) 197-203.

(2008年12月2日受理)