

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

微小重力実験用機体の開発

澤井秀次郎¹・橋本 樹明¹・坂井 真一郎¹・坂東 信尚¹・吉光 徹雄¹
石川 毅彦¹・稲富 裕光¹・福家 英之¹・鎌田 幸男¹・長江 朋子¹
小林 弘明²・藤田 和央²・小島 孝之²・上野 誠也³・宮路 幸二³
門岡 昇平⁴・平木 講儒⁵・鈴木 宏二郎⁶・上原 聡⁷

Development of Free-Fall Vehicle for Microgravity Experiment System Using Balloon

Shujiro SAWAI¹, Tatsuaki HASHIMOTO¹, Shinichiro SAKAI¹, Nobutaka BANDO¹,
Tetsuo YOSHIMITSU¹, Takehiko ISHIKAWA¹, Yuko INATOMI¹, Hideyuki FUKU¹,
Yukio KAMATA¹, Tomoko NAGAE¹, Hiroaki KOBAYASHI², Kazuhisa FUJITA²,
Takayuki KOJIMA², Seiya UENO³, Kouji MIYAJI³, Shohei KADOOKA⁴,
Kouju HIRAKI⁵, Koujiro SUZUKI⁶ and Satoshi UEHARA⁷

Abstract

A novel way to conduct microgravity experiments using high altitude balloon is now under development at ISAS/JAXA. By dropping the rocket shaped vehicle from the high altitude balloon, high quality microgravity environment can be served during its free fall of 30 to 60 sec. This paper summarizes the outline of free fall vehicle, which is called as BOV (Balloon based Operation Vehicle). The preliminary results of its second flight test are also presented to show its feasibility.

1. はじめに

著者等は、気球を利用した新たな無重力実験システムの研究開発を行っている¹⁻³⁾が、本稿では、このうち、機体システムについて、概説する。

気球実験のシーケンスの概要を Fig. 1 に示す。高々度気球により高度40 km 程度まで浮揚した機体は、地上からの指令により気球から切り離される。切り離された機体は

自由落下中、無重力実験を行い、その後、パラシュートを開傘することで減速、洋上に着水する。着水後、洋上に浮遊した機体を回収船、ヘリコプターなどにより回収し、整備の後、次の無重力実験に利用する、というものである。本稿では、この実験システムのうち、落下機体系について概説した後、そのシステムの2回目の落下実験の結果について考察する。

-
- 1 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部 〒229-8510 神奈川県相模原市由野台 3-1-1
Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency (ISAS/JAXA), Yoshinodai 3-1-1, Sagami-hara, Kanagawa 229-8510, Japan
 - 2 宇宙航空研究開発機構研究開発本部 〒229-8510 神奈川県相模原市由野台 3-1-1
Aerospace Research and Development Directorate, Japan Aerospace Exploration Agency, Yoshinodai 3-1-1, Sagami-hara, Kanagawa 229-8510, Japan
 - 3 横浜国立大学 〒240-8501 神奈川県横浜市保土ヶ谷区常盤台79-7
Yokohama National University, 79-7 Tokiwadai, Hodogaya, Yokohama 240-850, Japan
 - 4 武蔵工業大学大学院 〒158-8557 東京都世田谷区玉堤 1-28-1
Graduate Student, Musashi Institute of Technology, 1-28-1, Tamazutsumi, Setagaya, Tokyo 158-8557, Japan
 - 5 九州工業大学大学院工学府 〒804-8550 福岡県北九州市戸畑区仙水町 1-1
Graduate School of Engineering, Kyushu Institute of Technology, 1-1 Sensui-cho, Tobata-ku, Kitakyushu-shi, Fukuoka 804-8550, Japan
 - 6 東京大学大学院新領域創成科学研究科 〒277-8568 千葉県柏市柏の葉 5-1-5
Graduate School of Frontier Sciences, University of Tokyo, 5-1-5 Kashiwanoha, Kashiwa, Chiba 277-8568, Japan
 - 7 スーパーレジン工業㈱ 〒206-0822 東京都稲城市坂浜2283
Super Resin Inc., 2283 Sakahama, Inagi, Tokyo 206-0822, Japan



Fig. 1 無重力実験シーケンス

2. 機体の設計⁴⁾

2.1 機体概要

機体は、全長4.0 m、代表直径0.556 mの細長い形状の機体であり、機体後部に空力安定を得るため4枚の尾翼が付いている (Fig. 2 参照)。機体主要部はCFRP製であるが、先端部ノーズコーンは、コア材の発泡ウレタンの両側にGFRPスキンを貼り合わせたサンドイッチ構造となっている。これは、電波透過性を確保し、その内部に通信アンテナを配置することを意図している。また、尾翼もサンドイッチ構造であるが、コア材を発泡ウレタン、スキン材をCFRPとすることで、重量を抑えつつ強度を確保している。機体円筒部は、大きく3つの部分に分かれており、機首寄りから、主要機器搭載部、無重力実験部、パラシュート部、となっている。このうち、主要機器搭載部と無重力実験部は気密構造になっており、上空でもほぼ大気圧を保持する一方、実験終了後、海上に着水したときに、内部機器を海水から保護するとともに機体全体を浮かせる浮力を得る機能も果たす。

自由落下中、機体中央部にある球形の無重力実験部 (以下、「中子」と称する) は、機体に対して非接触で浮かぶよう、機体の位置・姿勢を16基のガスジェットスラスタで制御する。それによって中子の内部では非常に良好な微小重力環境が得られることになる。Fig. 2(c)にスラスタの配置を示す。前部に搭載されたスラスタ#1~#4は、15 degの角度でキャントしているため、これらのスラスタを噴射

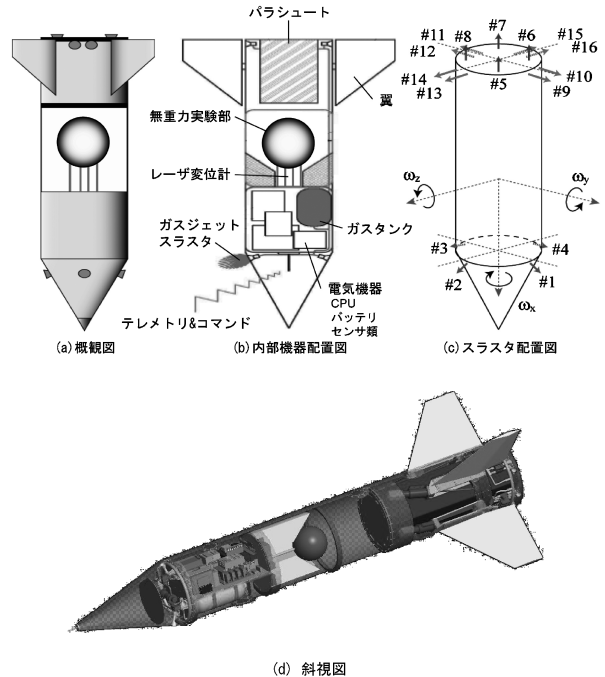


Fig. 2 無重力実験機体概要

することで、機軸方向に後ろ向きに推力を得ることができるようになってきている。このことなどにより6自由度12方向の制御力を発生することができる。

前述の通り、無重力実験終了後は、機体後端からパラシュートを開傘し、減速、緩降下し、洋上に着水する。着水

後は回収船、ヘリコプターにより回収され、機体は再利用される。一般に構造設計においては、構造に加わる荷重を想定し、それに耐えられるような強度や剛性を達成するように設計される。本機体では、構造強度を規定したのは、1) 放球時に気球から加わる衝撃的な加速度、2) 上空の希薄大気中での気密構造部と外部の圧力差（ほぼ 1 atmD）、3) 落下中の空力的な力、曲げモーメント、フラッタ、4) パラシュートの開傘衝撃およびその後の牽引力、5) 洋上着水時の衝撃、6) 着水後の最大潜水深さ近傍で気密構造部にかかる水圧、などであった。このうち、着水時の衝撃の推定にあたっては、ペネトレータ貫入解析コードを元にした解析を行った⁵⁻⁶⁾。

電源系については、12 V 系、24 V 系が各 2 系統の合計 4 系統とした。ノイズ対策として分離された各々の系統について、定格容量が 27 Ah のリチウムイオンバッテリーを 1 台搭載し、電力供給を実施した。ただし、緊急時の高圧ガス放出やパラシュート緊急開傘、ビーコン電波発信などを担う保安回路系だけは、メイン電源系不具合においても安全性確保をする必要があるため、別電源としている。

なお、ロケット実験などと比較し、気球実験は実験時間が比較的長いため、上空の低温環境での熱設計を含めた考慮が必要となる。熱真空試験や熱解析などの結果をもとに、本機体では、温度環境が厳しくなるスラスタバンプについて、断熱材とヒータによる熱制御を実施することとした。

2.2 通信系設計

機体通信系は、気球上昇中、自由落下中、およびパラシュートによる降下中の各フェーズで、既存の地上局と適切にリンクを確保することが要求される。ダウンリンクは 1.6 GHz 帯の 2 波であり、それぞれテレメトリデータと画像データを地上に伝送する。アップリンクは 70 MHz 帯の 1 波で、RS232C 仕様のシリアルコマンドを地上から機体に送出するのに使用される。

各フェーズでは、機体は常に機首を下向きにしているため、通信系は、機首側にある地上局とリンクがとれる必要がある。また、機体軸周りの回転については、特に気球上昇中、パラシュート降下中は制御していないため、機体軸周りの回転位相に無関係にリンクが確保されていることが条件となる。

これらの条件を満たすため、機体先端のノーズコーン部全体を電波透過性のある素材で製作し、その中に、3 つのアンテナ（テレメトリデータ送出、画像データ送出、コマンド受信）を配置することとした。

なお、Fig. 3 に示すように、地上にて受信したテレメトリ信号は復調され、まずテレメトリ保存・配信装置に渡される。テレメトリ保存・配信装置は受け取った信号に地上での受信時刻を付加して保存すると共に、そのテレメトリをパケット化することで、別の機器への配信が可能となる。テレメトリ可視化装置はテレメトリ保存・配信装置に

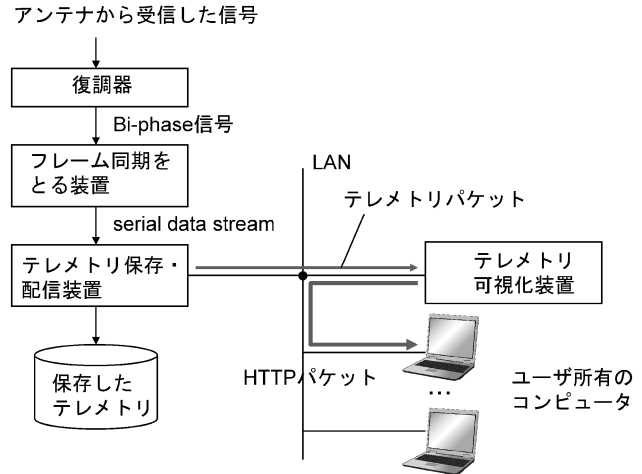


Fig. 3 地上支援系の概要

アクセスして、機上の現在の状態への工学値変換や履歴のグラフ化を実施する。機上の現在の状態や履歴のグラフは、個々のユーザが持ちこんだパソコンのウェブブラウザからテレメトリ可視化装置にアクセスすることにより閲覧可能である。このため、ユーザは特別な装置を用意する必要はない。

2.3 空力設計

機体は、空気抵抗をなるべく小さくし、かつ、空力的に姿勢が安定であることが望まれる。その一方で、製作コスト低減などのため、なるべく単純な形状(円形、平面など)の組み合わせで機体を構成したいという要求があり、機体前方は単純な円錐形状とする、機体後端はパラシュート開傘のために筒状にストレートのままにする、など、空力設計以外の条件で形状を設定している。この制約下で、空力的に姿勢安定が保たれるよう尾翼を設計し、また、空力係数を推定することが、空力設計に求められる。数値解析、風洞試験などを経て、Fig. 4 のように空力係数が推定された。

2.4 制御系の設計⁷⁾

空力設計結果より、空気抵抗は最大で 100 N 程度発生すると推定された。それを元に、デューティ最大 50% 程度で空気抵抗をキャンセルできる能力を有するスラスタ系として、後ろ向きに 50 N 級スラスタを 4 基配置することとした。このサイジングを元に、16 基の 50 N スラスタ（高圧空気噴射によるコールドガスジェットスラスタ）を機体に配置した。制御系の周期は 8 Hz であり、空気抵抗に関する予想値を元にしたフィードフォワード制御と、PD 制御器によるフィードバック制御を組み合わせた構成とした。すなわち、機体制御系は、16 基のスラスタを使用し、搭載したジャイロに基づく姿勢安定化の他、機体内壁と無重力実験を行う中子が衝突しないよう、落下中の機体の制御を行う⁹⁾。このとき、並進方向制御としては、機体内壁と中子の隙間が、ゼロにならないよう制御系は制御力を出し続

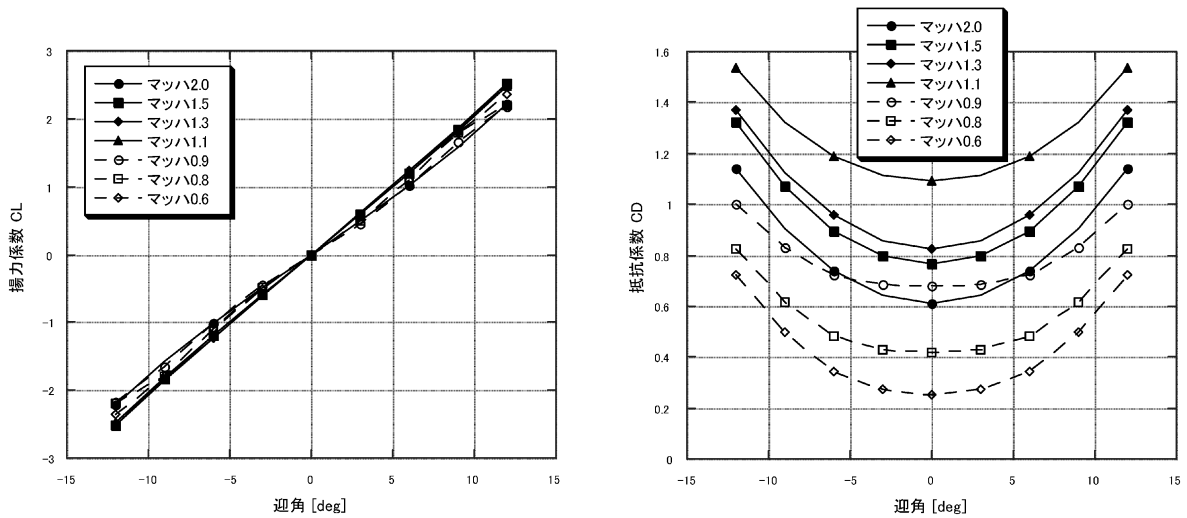


Fig. 4 風洞試験から推定された機体空力係数

けることになる。そのため、制御の観点では、隙間は大きい方が望ましいが、一方で、機体の大きさが決まっている中で隙間を大きくすると、中子のサイズが小さくなるため、無重力実験スペースが限られることになる。この隙間については、ガスジェットスラストが発生する制御力より決定した。デューティ50%の50 N スラスト4基を噴射した場合、静止状態の300 kg の機体は、0.5 sec (制御周期4 サンプル分) の間に0.08 m 程度移動することなどを参考に、0.1 m 以上の隙間を確保することを機体設計条件とした。

2.5 パラシュート設計

高々度気球から落下する機体は、与えられた制約条件の中で、空気抵抗がなるべく小さくなるように設計される。そのため、無重力実験終了後、ガスジェットによる空気抵抗補償を終えた後も、パラシュート開傘などを行わない限り、機体は暫くの間、1Gより小さいものの加速を続ける。Fig. 5 に、機体の平衡速度を示す。空気抵抗係数に依存するものの平衡速度がマッハ1を下回るのは、高度10 km 前後と低く、しかも空力係数に対する誤差感度も比較的大きいなど、リスクがある。そこで、本機体では、無重力実験を終了したら、超音速状態であっても、ただちにパラシュートを開傘する方針を選択した。

パラシュート系としては、パイロットシュート、ドロッグシュート、メインシュートの3つから構成されるようにした。無重力実験終了と同時に押しバネにより小型のパイロットシュートを放出する。そのパイロットシュートの展張力を利用し、その直後にドロッグシュートが放出される。この2つのパラシュートは、超音速での展張となる。このため、パイロッドシュートにはバネを内蔵したリプレスガイドサーフェイス傘を新規開発し、ドロッグシュート用に、大型のヘミスフロー傘を開発した。

ドロッグシュートによる第1段階の減速の後、高度8

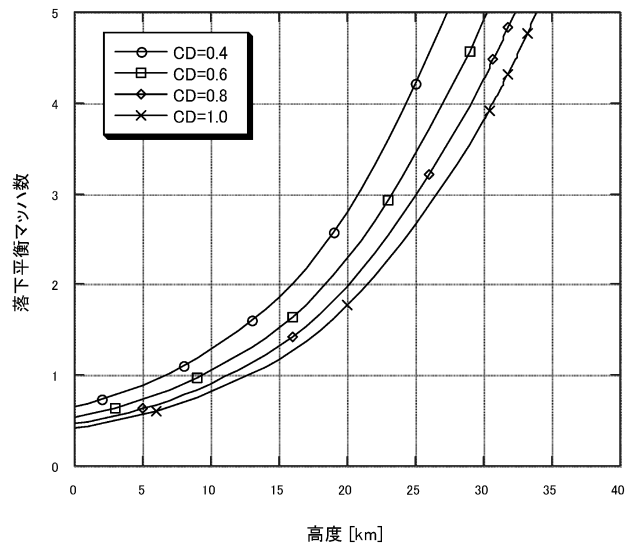


Fig. 5 機体の高度と平衡落下速度

km を下回った時点で、ドロッグシュートを切り離し、メインシュートに切り替える。パラシュートのサイジングにおいては、構造設計とのインタフェース条件として、開傘衝撃10 G 以下、着水速度10 m/sec を設定した。

本パラシュート系では、システム構成をシンプルとするため、パイロットシュートをバネによって押し出す。そのため、押し出し力は比較的弱いため、機体後端から放出される際、ウェーク領域から抜け出すことができるか検討が必要である。そのため、まず数値解析によりウェークの様子を推算し、次にその予想されたウェークに対して、パイロットシュート放出シミュレーションを行った。その結果、パイロットシュート放出用バネとして、バネ定数250 N/m 以上、縮み量500 mm 以上のバネを利用すれば十分にウェーク領域を抜け出すことができることがわかった。

3. 2号機フライト結果の概要

前節で概説した機体 (Fig. 6 参照) は, 2007年5月29日午前5時56分, 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部の三陸大気球実験場より放球され, 無重力実験が実施された後, 洋上に着水 (Fig. 7 参照) し, 回収された. 実験中, 機体は, Fig. 8 に示すような軌跡を辿り, 午前9時37分に, 地上からのコマンドにより実験準備シーケンスを起動, その4.5分後に, 内部タイマにより落下実験が開始された. 落下開始高度は41.36 km であった. 落下 (X 時刻) の35秒後にパイロットシュート・ドローグシュート開傘, X+4 min57 sec にメインシュートを開傘した. Fig. 8 に示すように, GPS データは, 落下中の一時期ロックオフしたものの, メインシュート開傘に至るまで, 機体の位置情報を送出し続けており, また, 無重力実験期間中, GPS データは約1秒の時間遅れはあるものの, 自由落下を仮定した場合の軌跡とほぼ一致することがわかる. このことより, パラシュート開傘の時点で機体はマッハ1.2程度に達

したと考えられる.

Fig. 9 に, 機体気密部の圧力履歴を示す. 機体の主要機器搭載部と, 中子が運動する無重力実験部は, 気密構造の中に入っている. この図には, 併せてリークがないとした場合の内部空気の推定温度もプロットしている. この図から, 高度20 km より上では, 内部の温度低下がほとんど見られないことがわかる. また, 落下直前に高度を上げるタイミングや機体落下時に, 気密部の圧力低下が観測されている. この原因を考えるための参考情報として, 同図には機体構造部の温度データとして機体胴体部 CFRP 部の温度履歴も示している. この温度履歴が, 気密部圧力履歴やそこから推定した内部空気温度履歴と同様の傾向を示していることから, 気密部圧力変化の主要原因は, 漏洩ではなく, 機体高度変化に伴い, 何らかの理由で温度低下が起きているためと考えられる. なお, この現象は温度制御の許容範囲内であることから, フライトにとって問題とはならなかった. その後, X+4 min57 sec にメインシュートを開傘した後の, X+6 min 前後から圧力や温度は急激に回復



Fig. 6 放球前整備中の実験機体



Fig. 7 無重力実験終了後に洋上に浮かぶ実験機体

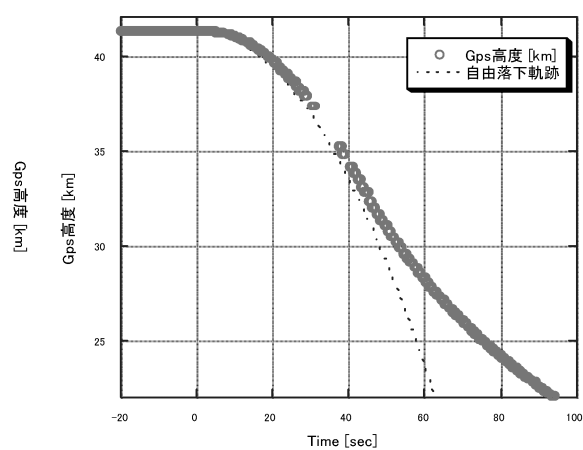
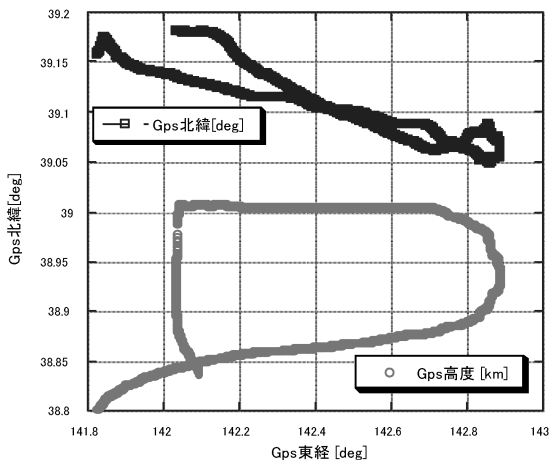


Fig. 8 気球実験時の機体軌跡

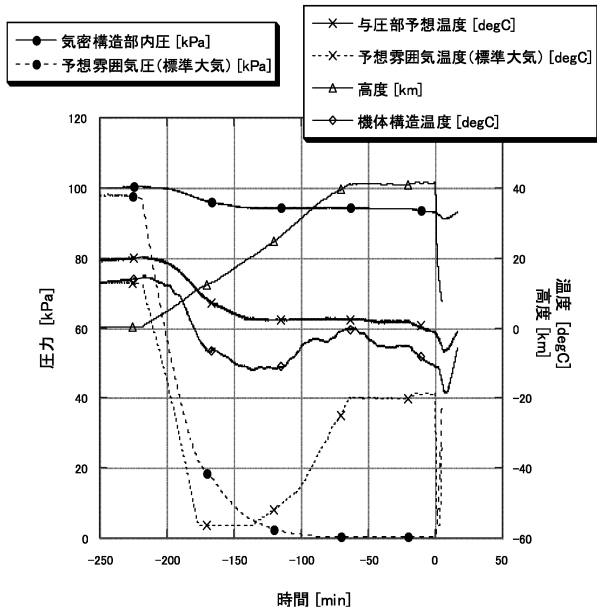


Fig. 9 気密構造部の内圧履歴

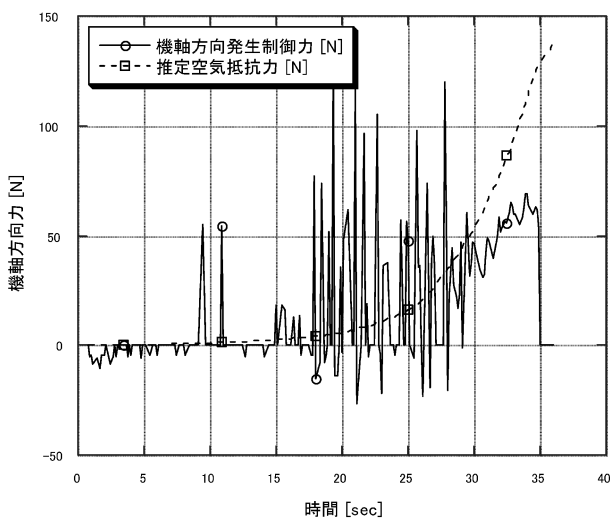


Fig. 10 機軸方向の発生制御力と推定された空気抵抗

している。このことから、落下直前の急激な気球上昇や落下中の高速落下のように、大気中を機体が高速で通過すると内部温度の低下を招くものと考えられる。

Fig. 10には、落下実験中にガスジェット噴射による発生制御指令値と、予想された空気抵抗の関係を示す。X+25秒程度までは、空気抵抗が小さく、小さな噴射指令が多いこともあり、発生制御力の変化が大きい。そのため、後半部分だけで比較する。その場合、発生制御力は予想された空気抵抗に対して、35%程度小さい。これは、空気抵抗係数を35%程度大きめに見積もっていた可能性を示唆する。

Fig. 11に、落下中の機体の姿勢履歴を示す。姿勢のうち、ピッチ回転、ヨー回転については、目標値をゼロとす

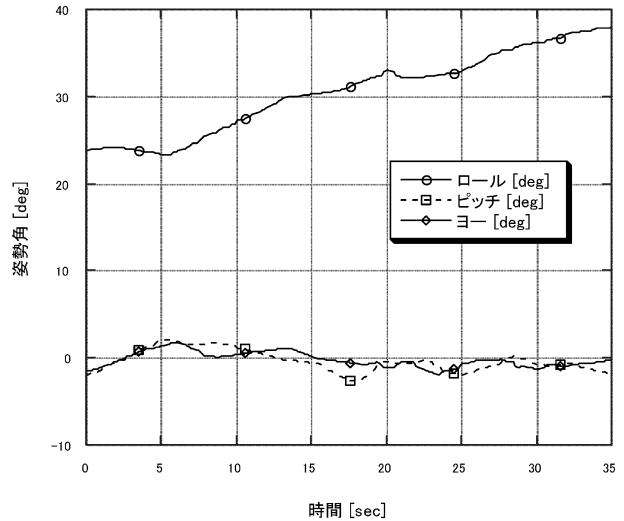


Fig. 11 落下実験中の姿勢履歴

る一方、機体のロール回転については、中子の衝突と直接の関係がないため、レートをゼロに抑えることを目標として制御を実施している。ピッチ、ヨー軸の姿勢はほぼ安定していること、また、ロールについては、外乱によりドリフトしていくものの、いわゆるスピン剛性が影響するような回転とはなっておらず、制御が正常に行われたことがわかる。

Fig. 12に、中子内部での残留加速度履歴を示す。残留加速度は、中子内で3軸の加速度計測を行っているが、大きな差異はなかったため、ここでは代表的な1軸のみを示している。また、図中、ガスジェット噴射指令が発行されたタイミングや、中子位置の計測結果履歴もあわせて表示している。中子位置については、x軸が機軸方向であり、-0.55 mを制御目標としており、また、y, z軸は機軸直交方向であり、0.00 mを制御目標としている。制御目標からの許容誤差は中子と機体の隙間次第であるが、前述のように0.1 mの誤差を許容するように設計されている。この図によると、自由落下開始直後から、定常的に外乱が発生していることがわかる。このうち、比較的大きく不規則の外乱は、ガスジェットスラスタの噴射と同期しており、ガスジェットの噴射音が中子に伝達したのが原因であると考えられる。これは、無重力実験部を気密構造とし、中子は大気圧に与圧した内部を自由に運動することとしたため、空気によって、ガスジェットスラスタの噴射音が浮遊している中子に伝わったと考えられる。この対策としては、防振処置などによりガスジェットスラスタ噴射による振動擾乱の伝達を抑制することの他、無重力実験を実施するユーザが許容すれば、無重力実験部自体を減圧することなども考えられる。

また、図中、定常的なノイズもあるが、これは150 Hz程度の振動であり、フライト後の検証により、中子の中に搭載していたビデオカメラのモータ駆動が原因であったこ

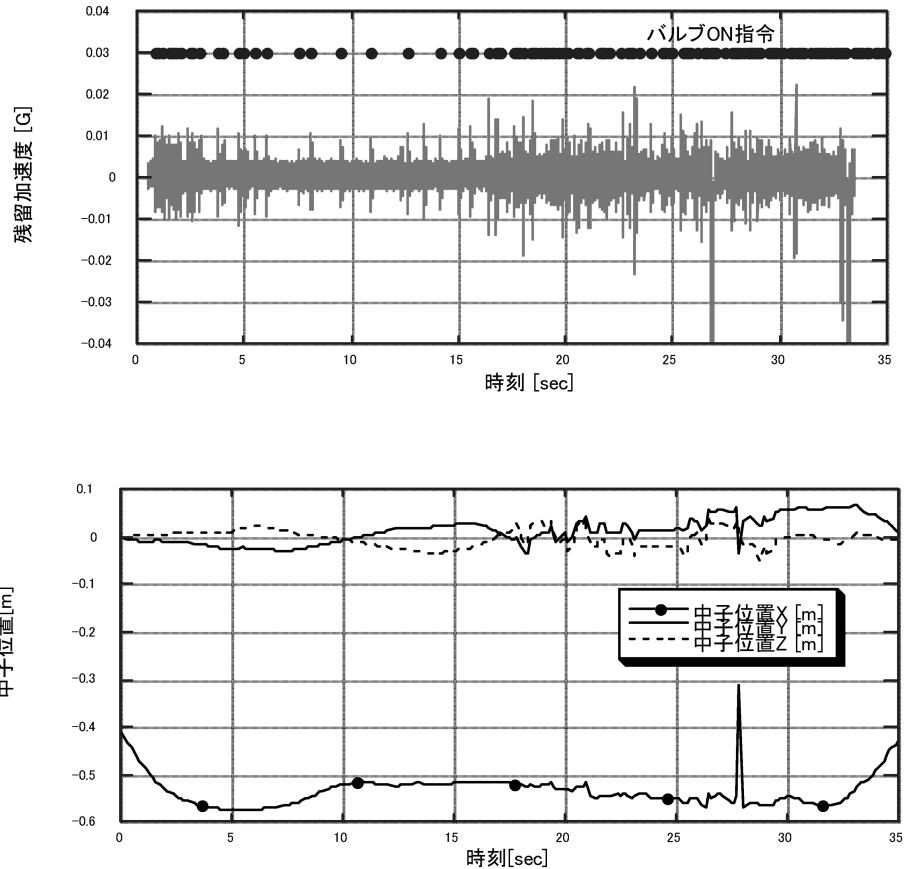


Fig. 12 落下実験中の無重力実験部の残留加速度履歴

とが判明した。無重力実験を行うユーザが決定すべき事柄ではあるが、中子内部に駆動機構を搭載しないようにすれば、この外乱は除去できる。

また、X+27秒あたりで、衝撃的な加速度外乱が計測されているが、これは中子が機体と接触したためと考えられる。この直前で、中子の位置推定が不連続に変化していることから見て取れる。この原因であるが、中子が自由落下開始直後に回転してしまい、X+26秒あたりで、中子の初期姿勢が大きく変化したことが原因で中子位置推定が大きな誤差を持つようになったためと考えられる。中子は、機体自由落下自由落下開始時に姿勢外乱が入ると、自由落下中はそれを抑制することができない。そのため、自由落下開始時に、姿勢外乱をなるべく低減したりリリースを工夫する必要があることがわかる。なお、中子が回転することに起因して発生する遠心力自体は、30 secで90 deg回転する程度の角速度であっても十分に小さいレベルである。

5. まとめと今後の課題

以上、気球を利用した無重力実験システムのうち、落下機体の開発状況およびフライト結果をまとめた。良好な微小重力環境を提供できる機体であることはフライト結果よりわかる。今後、より良質な微小重力環境をより長時間提

供することを目指すとともに、無重力実験を行う実験者の立場に立った運用性の向上を目指した機体の改良を行う予定である。運用性という観点では、現状、無重力実験部に対する機体アクセスパネルは、直径が10 cmしかないため、機体に組み込まれた後には、ごく簡単な作業しかできない一方で、無重力実験機材は放球の2~3日前に機体側に引き渡される必要がある。これをたとえば、放球の3時間前の引き渡しで対応できるように、大型アクセスパネルがある機体構造の設計などを行いたい。

謝辞

本研究は、文部科学省科学研究補助金（学術創成(2)：16GS0220「高高度気球を用いた微小重力実験装置の開発」）を受けて行われている。

参考文献

- 1) 稲富裕光ほか：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飛行試験：日本マイクロ重力応用学会誌，23 (2006)，197-203.
- 2) T. Hashimoto, S. Sawai, Y. Saito, Y. Inatomi, T. Ishikawa, T. Yoshimitsu, S. Sakai, H. Kobayashi, K. Fujita, N. Bando and H. Yamakawa: Micro-Gravity Test System Using Free-fall Capsule from High Altitude Balloon, Proceedings of 25th ISTS

- (2006).
- 3) 橋本樹明ほか：高々度気球を用いた微小重力実験システムの開発：日本マイクログラビティ応用学会誌, **26** (2009), 9-14.
 - 4) 澤井秀次郎ほか：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, **56**(654) (2008), 339-346.
 - 5) K. Suzuki, T. Abe, K. Higuchi, A. Fujimura and H. Mizutani: Development of Analysis Model of Penetration Dynamics for Lunar-A Mission, Proceedings of 20th International Symposium on Space Technology and Science (1996), pp. 1087-1092.
 - 6) 鈴木宏二郎, 白石浩章, 水谷 仁：砂密度分布を考慮した月ペネトレータ貫入ダイナミクス解析, 第42回宇宙科学技術連合講演会論文集 (1998), pp. 655-660.
 - 7) N. Bando, K. Tajima, S. Sakai, Y. Inatomi, T. Ishikawa, H. Kobayashi, K. Fujita, H. Fuke, S. Sawai and T. Hashimoto: Development of control system for micro gravity experimental system from high altitude balloon, IAC-07-A2.3.08, The 58th International Astronautical Congress (2007).
 - 8) 坂東信尚ほか：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：日本マイクログラビティ応用学会誌, **26** (2009), 29-35.

(2008年12月2日受理)