

■■■■ 原著論文 ■■■■

高高度気球を利用した微小重力実験（第2回試験飛行）

石川 毅彦¹・稲富 裕光²・橋本 樹明²・澤井 秀次郎²
 斎藤 芳隆²・吉光 徹雄²・坂井 真一郎²・小林 弘明²
 藤田 和央²・坂東 信尚²・後藤 雅享¹

The Second Test Flight of Microgravity Experiment System
 Using a Free-Fall Capsule from a High Altitude Balloon

Takehiko ISHIKAWA¹, Yuko INATOMI², Tatsuaki HASHIMOTO², Shujiro SAWAI²,
 Yoshitaka SAITO², Tetsuo YOSHIMITSU², Shin'ichiro SAKAI², Hiroaki KOBAYASHI²,
 Kazuhisa FUJITA², Nobutaka BANDO², Masayuki GOTO¹

Abstract

The second flight of microgravity experiment system using a free fall capsule from a high altitude balloon was conducted in May 2007. Using a drag free control, around 10^{-4} G gravity conditions were obtained for 30 seconds. Results of a combustion experiment with Japanese sparker conducted inside the microgravity experimental unit were also reported.

1. 緒 言

本論文では、高高度気球を用いた微小重力実験システムの第2回テスト飛行について報告する。国際宇宙ステーション（ISS: International Space Station）の日本モジュールの打ち上げが目前となり、長時間の微小重力実験機会がようやく得られようとしている。しかし、有人システムは宇宙飛行士の安全に関わる検証などのために実験実施までに多くの準備期間を必要とするため、ターンアラウンドタイムの短い実験機会が要望されている。また、ISS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実験機会が必要である。こうした要望に応える施設として落下塔や航空機があるが、落下塔は微小重力実験時間が短く、航空機は微小重力環境が高々 10^{-2} Gで実験時間も20秒程度である。高高度気球を用いた微小重力実験システムでは、これらより良いG環境かつより長時間を提供することを目指してシステム構築を行っている。

気球を用いた微小重力実験システムはこれまでに、宇宙科学研究所による実験¹⁾、ドイツのMIKAROBA²⁾等の例が存在するが、Gレベル及び実験時間において落下塔や航空機を凌駕するものではなかった。今回の微小重力実験システムは、

1) より高高度からの落下により空気抵抗を減らすと

もに、実験時間を延長する

2) 落下機体を二重カプセル化し、内カプセルと外カプセル間距離を一定に制御する「ドラッグフリー制御」の採用により、良質のG環境を獲得する

ことが特徴である。1)のため、500 kg程度の実験装置（落下機体）を40 km以上の高度まで運搬可能な気球の開発を行った。2)のドラッグフリー制御は、地球周回衛星に希薄大気を与える影響を低減させるために考案された技術であり、この方法により実際1/1000程度に外乱の影響が低減されている³⁾。微小重力実験システムにドラッグフリー制御を採用するのは本研究が初めてであり、その成果は将来的には重力波観測衛星等への応用が期待されている。ドラッグフリー制御によって良好なG環境を得る引き替えに、内カプセルに搭載される微小重力実験装置は、電源を含めて自立したシステムを限られた空間内に収める必要が生じる。直径約30 cmの空間を利用してどの程度の実験系が構築可能であるかが、微小重力実験側の大きな確認項目である。

高高度気球を用いた微小重力実験システムの第1回テスト飛行は、2006年5月に実施され、システムの基本的構成や運用の成立性が確認された⁴⁾⁶⁾。一方、第1回テスト飛行では20秒程度の微小重力時間の達成を目指したが、途中で二重カプセル外側の揺動が激しくなり、微小重力実験時

1 宇宙航空研究開発機構 〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1
 Japan Aerospace Exploration Agency 2-1-1 Sengen, Tsukuba, Ibaraki 305-8505 Japan

2 宇宙航空研究開発機構 〒229-8510 神奈川県相模原市由野台 3-1-1
 Japan Aerospace Exploration Agency 3-1-1 Yoshinodai, Sagami-hara, Kanagawa 229-8510 Japan

間は 8 秒程度に止まった。2 号機ではこの結果を踏まえて各種の改善を行い、35秒の微小重力時間の達成を目指した。

以下に、実験システム構成、微小重力実験として実施した線香花火燃焼実験装置について概説するとともに、実験結果を報告する。

2. 実験システム

2.1 概要

高高度気球を用いた微小重力実験システムは、大型気球に吊したペイロード（カプセル）を高度約40 km の太平洋上から落下させ、自由落下中に微小重力実験を行うものである。

気球は高高度に到達するように非常に薄いフィルムで作製されたもので、高高度では直径100 m 程度に膨らむ。2号機では、1号機に比較してより大きな浮力を得られるように開発された新型気球（BT300）を用いた。更に、35秒程度の微小重力時間（自由落下時間）を取るとカプセルの速度は超音速に達するため、超音速で開傘するパラシュートシステム（ドラッグシュート及びメインシュート）を搭載した。

微小重力実験終了後、カプセルはパラシュートを開傘して減速した後、海上に着水する。

船あるいはヘリコプターでカプセル、気球及びカプセルと気球をつなげるゴンドラは回収される。放球から実験開始高度に到達するまでの所要時間は約3時間、その後回収されたカプセルが放球場に戻るまで更に3~4時間が必要となる。実験中、放球場にある運用管制室と大気球との間には電波による回線が確保され、気球及びペイロードのテレメトリや画像データの受信及びコマンドの送信が行われる。

2.2 ドラッグフリー制御

Fig. 1 にドラッグフリー制御の概念を示す³⁾。ドラッグフリー制御は2重構造の落下カプセルにおいて外カプセルと内カプセルの距離が一定になるように外側のカプセルをガスジェットにより制御するものである。これにより、落下中の横風等は外カプセルのみで受け、内カプセルには外

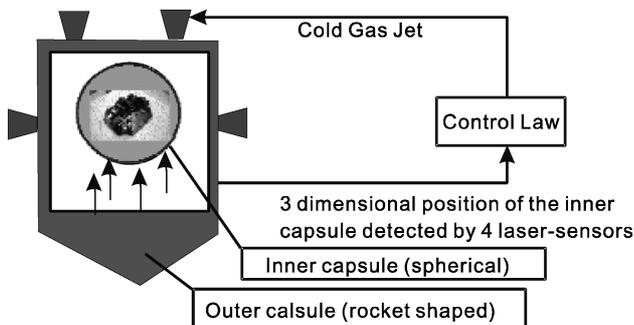


Fig. 1 Conceptual drawing showing the drag-free control system employed with the BOV.

乱が伝わらないようになる。外カプセルと内カプセルの相対位置は外カプセルに搭載した4台のレーザー変位計を用いて計測する。内カプセルの形状が（直径28 cm の球体）既知であるため、一方向からの測距で内カプセルの3次元的位置の検出が出来る。この相対位置情報は外カプセルに搭載されたコンピュータに送られ、そこで行われる制御計算結果に基づき、外カプセルに複数配置されたガスジェットが駆動される。

2.3 外カプセル（機体）

Fig. 2 に外カプセル（機体）の全体像を示す。通称BOV（Balloon-based Operation Vehicle）と名付けられた外カプセルは全長約4 m、直径60 cm の鉛筆状の機体で、2号機では空力安定性向上のため4枚の可動翼が付けられている。Fig. 2 のとおり、内カプセルは機体の中央に配置される。機体前方には制御ユニット（搭載コンピュータ）、ガスジェット用ガスタンク、アンテナ等が設置され、機体後部には翼アクチュエータ、パラシュートが設置されている。ガスジェットは機体前方に4個、後方に12個搭載している。

2.4 内カプセル（微小重力実験部）

内カプセル（微小重力実験部：Microgravity Experimental Unit）は直径28 cm の球体である。微小重力実験中、微小重力実験部は機体から浮遊して完全に非接触状態となる。従って、微小重力実験部は電源を含めて全ての必要な機能・要素を内包しなければならない。また、機体とのデータの授受もワイヤレスで行わなければならないため、ワイヤレスの送受信機など追加機器の搭載が必要となる。微小重力実験部の限られた空間に全ての機能を収納するためには、個々の要素のダウンサイジングが必要である。また、微小重力実験部は放球の3日以上前に機体内部に搭載され、それ以後のアクセスは限定される。こうした技術上及び運用上の制約の中で実験系を構築した。Fig. 3 に2号機に搭載した微小重力実験部の機能構成を示す。2号機における微小重力実験部のミッションは

- 線香花火の点火及び燃焼状態の観察
- 微小重力環境の計測
- 温湿度環境の記録

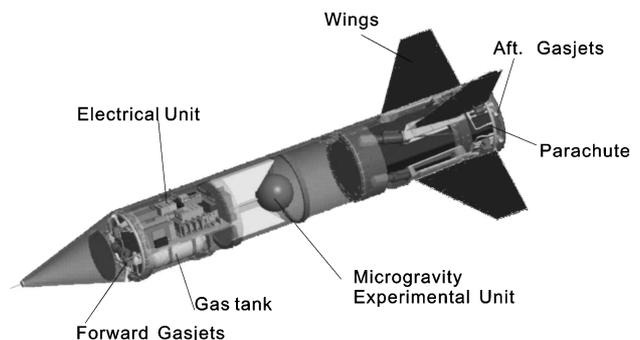


Fig. 2 Schematic drawing of the BOV #2.

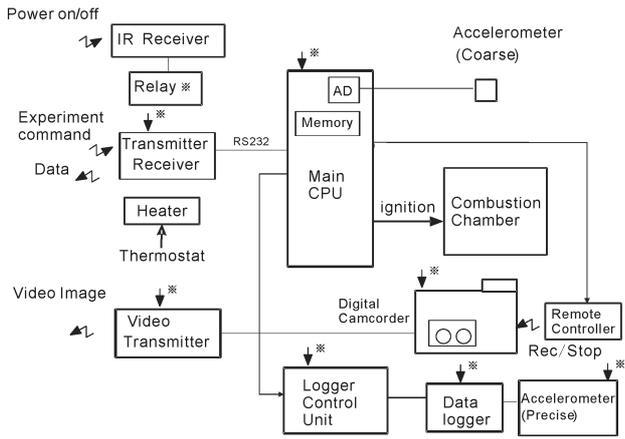


Fig. 3 Functional diagram of the microgravity experimental unit for the BOV #2.

である．実験制御 CPU においては，線香花火の点火・デジタルビデオカメラの録画開始/停止の制御・粗加速度計のデータ収集・精加速度計用ロガーの制御・無線 RS232C を通じた機体へのデータの送信及びコマンドの受信を行う．デジタルビデオカメラの映像は，内蔵のビデオテープに記録されると同時に無線を通じて機体に送信される．精加速度計（Silicon Designs 社 Model2440-002）はロガー（キーエンス社 NR2000）に 1000 Hz のサンプリング周期で記録される．飛行中の微小重力実験部の温度湿度はボタン電池大の小型温湿度ロガーにより測定した．また，高度上昇に伴う温度低下による結露を防止対策として，微小重力実験部内部に若干のシリカゲル及びサーモスタット付のヒーターを設置した．

Fig. 4(a) は機体に挿入直前の微小重力実験部写真である．1号機においてアクリル製の透明半球が着水時の衝撃



(a)

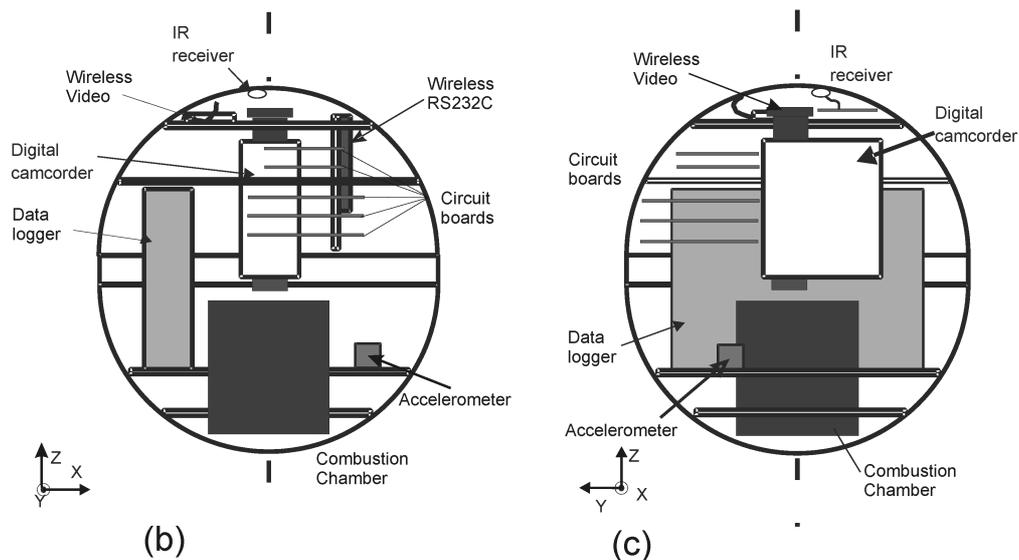


Fig. 4 Microgravity experimental unit for the BOV#2: (a) a general image, (b), (c) the layout of instruments inside the microgravity experimental unit.

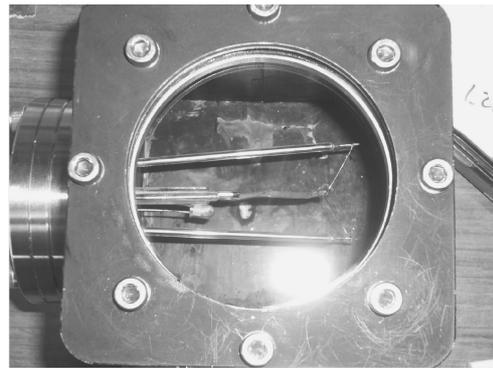
で破損したことを反映して、2号機ではアルミフレームでポリカーボネート製の半球（殻）を内側から支える構造とした。また、南半球（下側）の外殻はレーザー変位計での測距を確実にを行うため、赤色レーザーの視認性向上を目的に黄色に塗装した。Fig. 4(b)及び(c)に内部の機器配置を示す。実験機器を効率よく収納するため、大きな要素（燃焼チャンバー、デジタルビデオカメラ及びロガー）から配置して行き、残された空間に回路基板等を搭載していった。デジタルカメラによる線香花火の撮影において十分な視野を確保すると28 cmでは収まらなかったため、上下の半球間に25 mmのスペーサーを入れることとなり、若干南北に伸びた球形となった。電源はまとめると大きなスペースを取ってしまうため、個々の回路基板毎に9Vの角形電池を用意して、余ったスペースに入れることとした。最終的に重量は10 kgとなった。小型温湿度ロガーは赤道付近に、精加速度計は南半球の燃焼チャンバーのそばに配置した。

小さな乾電池を電源としたため、実験前に消耗してしまうのを防がなければならない。このため、実験開始直前まではほとんど全ての機器の電源を切っておき、唯一起動させている赤外受信器に機体側から「起動」の信号が伝えられて初めて電源が供給される構成とした。

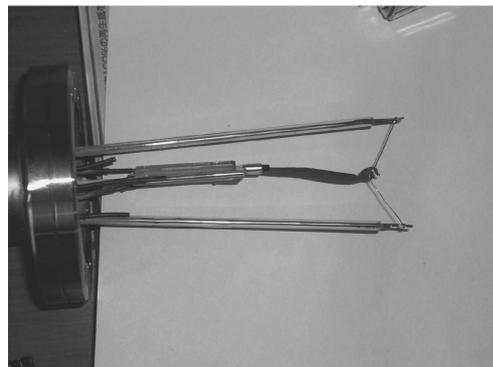
花火への点火は、気球から機体が切り離されて自由落下を開始した後速やかにかつ確実にを行う必要がある。点火は、機体からRS232Cを通じた「実験開始」コマンドによることとした。しかし、何らかの理由でRS232Cの信号経路に障害が発生した場合に備え、赤外線による「起動」後約4分32秒（機体側の自動シーケンスにより「実験開始」コマンドは「起動」4分30秒後と決められている）に自動的に点火するようにバックアッププログラムを組み込んだ。精加速度計のロガーへの記録開始も同様のバックアップ処置を施した。

3. 線香花火燃焼実験

2号機では、微小重力下における線香花火の燃焼実験を実施した。1号機の流体実験においては、落下前に画像記録を開始して、微小重力実験中の3相流体の挙動を観察する実験を行ったが、落下開始を起点とした実験操作がなかった⁴⁾。2号機では、落下を起点とした簡便な実験操作を行うべく、「点火」が必要な燃焼実験を選定した。また、空間的な制約から高速度カメラの搭載が困難なため遅い燃焼が良く、線香花火の実験となった。この実験は既に航空機を利用した無重力学生実験として市村らにより実施されている⁷⁾。市村らの実験では、微小重力下では線香花火の火球周りの空気対流が抑制され、火花への酸素供給量が減少するため燃焼温度が火花を飛ばすのに十分なほど上昇せず、火球は形成するが火花の飛散は生じなかった。今回の大気球実験では、加圧環境にして酸素量を増やすこと及び航空機より長時間かつ良好なG環境で火花の燃え方に違



(a)



(b)

Fig. 5 (a) Combustion chamber, (b) Japanese sparker holder/igniter.

Table 1 Results of Preliminary experiments in parabolic flights

| | 空気圧 (atm Abs) | 着火時期 (微小重力 開始を起点) | 結 果 |
|---|------------------|-------------------------|--------------------------------|
| 1 | 3 | 3秒前 | 着火後火球生成するが、そのまま消失 |
| 2 | 6 | 5秒前 | 着火後火球生成するが、Gノイズにより8秒後に壁に激突 |
| 3 | 4.5 | 6秒前 | 着火後火球生成。20秒（微小重力期間終了）前後に火花発火開始 |

いが生じるかを確認することを実験目的とした。

Fig. 5に燃焼チャンバー及び点火機構を示す。燃焼チャンバーは10 cm角の立方体で、1面に観察窓を持つ。厚さ5 mmのステンレスで作製し、10気圧まで加圧可能である。線香花火は電流導入子を改造したホルダーにて保持する。花火の先端はFe-Cr線に巻き付けてあり、電流導入子に通電することにより火花に点火する。このチャンバーでは、内容積が小さいため地上でも3気圧に加圧しないと酸素不足のため火花が飛ばない。微小重力実験でなるべく火花が飛ぶ可能性がある条件を決定するため、空気圧パラメータとした実験を航空機を用いて行った。Table 1にその結果を示す。3気圧では、火球はできるがすぐに温度が

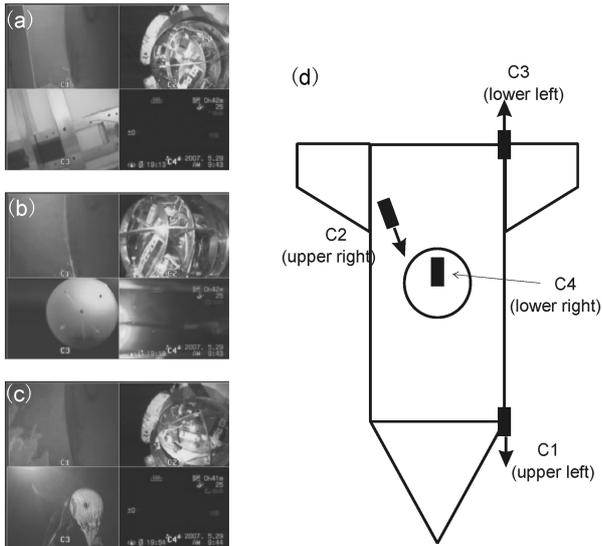


Fig. 6 Snapshots of video images taken by 4 cameras (c1 to c4): (a) before the microgravity experiment; (b) during the microgravity experiment; (c) after the microgravity experiment; (d) positions of cameras.

下がり火花は飛ばなかった。6気圧では、着火直後に激しく燃焼して火球が出来たが、実験中のG擾乱により火球が切り離され、壁に付着してしまった。4.5気圧では、火花は飛ばなかったものの、20秒間火球温度を高温で維持し、微小重力後の過重力において激しく火花を発生した。この予備実験の結果を基に、擾乱による火球離脱の可能性が少なく、かつ火花発生の可能性が高い条件として、空気4.5気圧を気球実験の実験条件として設定した。

4. 実験結果及び考察

BOV 2号機は2007年5月29日早朝に三陸大気気球観測所より放球され、約3時間半後に太平洋上に落下、回収された。Fig. 6に微小重力実験前後のダウンリンク画像の一部を示す。(Fig. 6(d)には各カメラの機体内配置を示す。)落下開始前、機体に鎮座していた微小重力実験部 (Fig. 6(a)のC2)は、落下直後に機体内で浮遊する (Fig. 6(b)のC2)とともに、火花に点火した (Fig. 6(b)のC4)。落下中の機体後部のカメラ (Fig. 6(b)のC3)からは、気球の姿がとらえられている。落下開始約37秒後にはドラッグシュートが開傘 (Fig. 6(c)のC3)して重力がかかり、微小重力実験部は機体に着地した。

4.2 実験環境

Fig. 7に微小重力実験部の赤道付近に配置した小型温度湿度ロガーに記録された、放球開始からの温度、湿度の時間履歴を示す。気球の高度上昇とともに微小重力実験部の温度は低下していき、落下開始の時刻では6°C程度になった。微小重力実験部に接地したサーモスタットの動作開始温度が3°Cであったため、ヒーターは作動しなかった。湿度はシリカゲルの効果もあり放球後全般に亘って35%以下

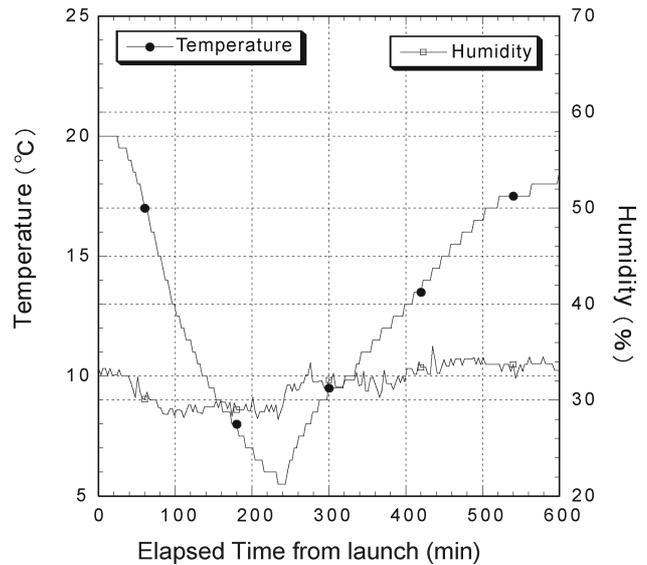


Fig. 7 Temperature and humidity of the microgravity experimental unit.

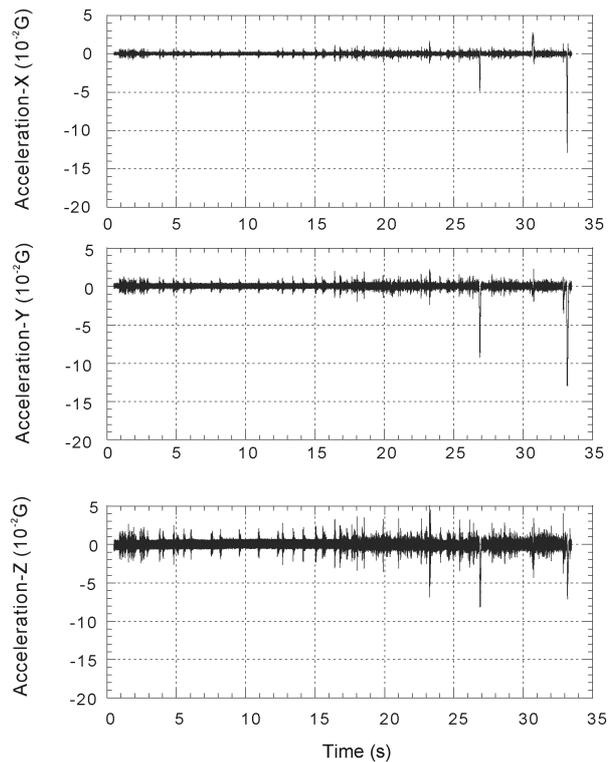


Fig. 8 Microgravity conditions inside the microgravity experimental unit.

であり、心配された結露は発生しなかったと考えられる。

Fig. 8に精加速度計による微小重力環境計測結果を示す。無線RS-232Cの不具合により「実験開始」コマンドを機体から受け取ることが出来なかったため、Gデータの記録は落下開始後0.5秒からとなった。Fig. 8のX, Y, Z軸は、Fig. 4に示す微小重力実験部の座標系に対応してい

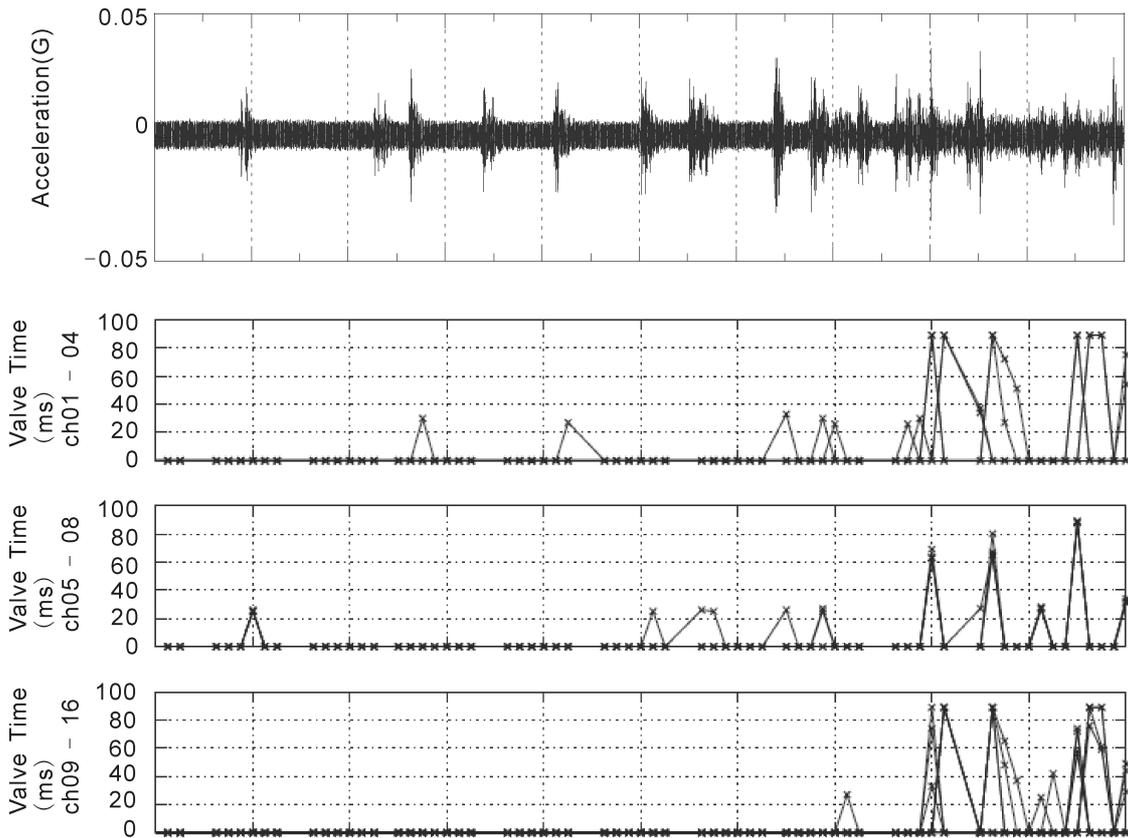


Fig. 9 Relations between G-level and the activities of the gas-jets.

る。放球時に Z 軸を鉛直軸に合わせてあるため、Z 軸方向がだいたい機体の落下方向と一致している。機体のレーザー変位計による微小重力実験部の位置データ及び Fig. 6 に示した動画から、微小重力実験部は落下開始から25秒程度ドラッグフリー（非接触）状態を維持したが、27秒に機体と接触したことが確認された。また、2回目、3回目の接触が31秒、33秒に発生している。加速度データに見られる27秒、31秒、33秒の大きな G 揺動は、機体と微小重力実験部との接触に対応している。（23秒前後に見られるスパイクについては、機体との接触が確認できず、別の要因を調査中。） Fig. 9 に10～20秒における G 環境とバルブ駆動の様子を示す。加速度データにおける細かなスパイク状のノイズとバルブ駆動のタイミングがほぼ一致している。これは Fig. 9 に記載した以外の時間帯についても同様であり、音響振動により 10^{-2} G オーダーの擾乱が発生していることが分かる。 Fig. 10 に0.5秒～30秒及び9.2～10.3秒の時間帯の Z 軸方向加速度データについて周波数解析（1/3オクターブバンド解析）した結果を示す。なお、微小重力実験部に搭載したデジタルビデオカメラのテープ駆動用モーターが150 Hz のノイズを出していることが飛行後明らかとなったため、149～151 Hz の周波数帯を除外して解析を行っている。0.1 Hz 程度の低周波の G レベルは 2×10^{-4} G 程度、1～10 Hz 帯では 2×10^{-5} G 程度の良好な G 環境が得られている。9.2～10.3秒はガスジェットによる

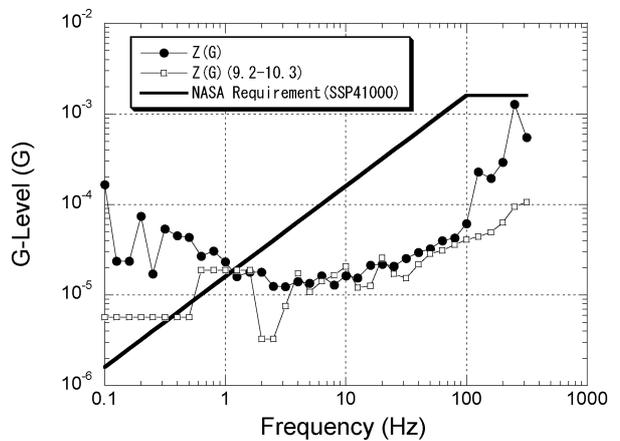


Fig. 10 Comparison between the micro-G level obtained in the BOV and the requirement for the International Space Station.

スパイクノイズがない時間帯であり、0.5秒～30秒の解析結果との比較からスパイクノイズは主に100 Hz 以上の高周波成分により構成されていることが分かる。1 Hz 以上の周波数領域では NASA が設定した国際宇宙ステーション (ISS) 装置への騒音・振動要求と比較しても良好である。以上のことから、高高度気球及びドラッグフリー技術を用いることにより、航空機実験（20秒）を越える期間、国際宇宙ステーションに相当する G 環境が達成された。

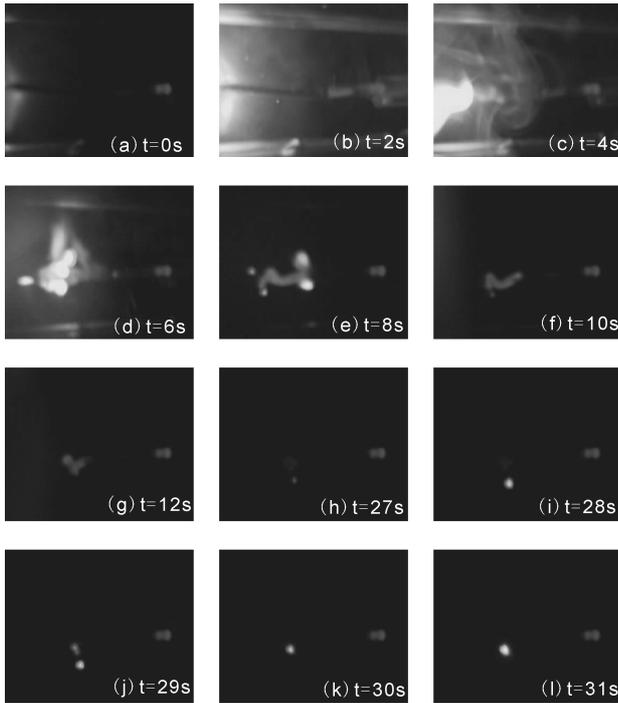


Fig. 11 Snapshots of the Japanese sparker combustion experiment conducted in the BOV#2 flight.

更に良質な G 環境獲得には、ガスジェットによる音響振動が微小重力実験部に伝搬するのを抑制する必要がある。このためには微小重力実験部が浮遊する空間を真空にすることが考えられるが、機体の気密性の向上や微小重力実験部の気密化などの大きな変更が必要となる上、機体の真空引きなど準備作業が増えるなど運用上の問題もあるため、実験が必要とする G レベルも含めて採用の可否をトレードオフすべきであろう。

4.2 燃焼実験

Fig. 11 に実験動画から切り出した線香花火燃焼のスナップショットを示す。「実験開始」コマンドを受け取れなかったため、バックアッププログラムにより落下開始後約 2 秒で花火に点火した。4 秒から 8 秒に亘って花火は激しく燃焼するが、花火の軸方向に炎が走るのが中心で、線香花火特有の火球の形成に至っていない。これは線香花火の表面で酸素と火薬が反応して燃焼するものの、対流が抑制されているため酸素の供給が非常に少ないため燃焼が持続せず、花火全体の融体化がおこらず、丸くならないためと考えられる。落下後約 10 秒で火炎は確認できなくなり、花火が低温でくすぶる状態が 27 秒程度まで続いた。

また、微小重力実験部の機体への衝突が起こる 27 秒及び 30 秒前後においては、花火の一部の温度が一時的に上昇し、部分的に明るくなる事 (Fig. 11(i)~(l)における白い点の部分) が観察された。

航空機実験において火球が形成されかつ火球温度が維持された条件を採用して気球実験を実施したが、燃焼の様子

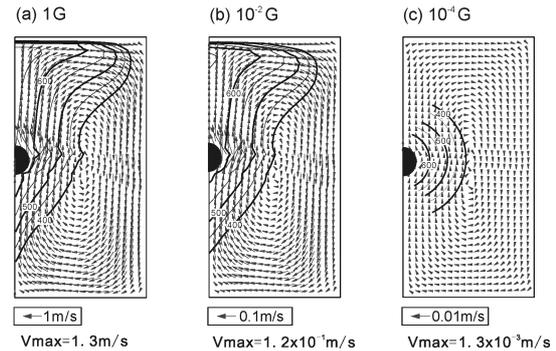


Fig. 12 Calculated gas flows, maximum gas velocity, and temperature distribution at different G-levels.

は全く異なる結果となった。この差異は、航空機及び気球実験が提供する G レベルによるものと考えられる。Fig. 12 に熱物質対流シミュレーションコード⁸⁾を用いて、線香花火 (温度 700°C) により生じる熱対流が G レベル (DC 成分) によりどのように異なるかを簡易的に数値計算した結果を示す。1 G では、最大で 1 m/s を越える流れが発生するため、酸素が十分に花火に供給されることが伺える。一方、 10^{-2} G (航空機実験相当) では、流速は 1 G の 10 分の 1 になる。酸素供給量が流速に比例するとの仮定が成り立つならば、この G レベルでは酸素供給量は 1 G での 10% 程度になる。航空機実験では加圧の効果によって若干供給酸素量は増加したが、火球の形成に必要な温度を維持するのがやっとなで、火花発生に十分な供給量ではなかった。さらに、 10^{-4} G では最大流速は 10^{-3} m/s と 10^{-2} G の更に 100 分の 1 となり、酸素が供給量は 1 G の 0.1% となる。この条件では高々数倍の加圧では酸素供給量は非常に少なく、火球形成する温度をも維持できなかったと考えられる。 5×10^{-2} G 程度の G 擾乱が発生した 27 秒、30 秒付近では極めて短時間ながら、 10^{-1} m/s 台の流速を持つ流れが起こり、これに伴って酸素が一時的に供給されて花火の温度が上昇したものと考えられる。

5. 結 論

高高度からの自由落下及び 2 重カプセルのドラッグフリー制御を用いて、30 秒間 (航空機実験以上の期間) 国際宇宙ステーションに匹敵する G 環境が得られた。ほぼ全ての実験システムが良好に作動し、1 号機の結果と合わせて、大気球を用いた微小重力実験システムが構築できたと考えられる。音響振動が高周波の G レベルに与える影響も明らかとなった。微小重力実験部で行われた花火の燃焼では、航空機実験と異なる燃焼の様子が観察され、G レベルの違いによる燃焼の違いが顕著となった。

謝辞

学習院大学渡邊匡人教授及び市村豊氏 (現在北海道大学工学部博士課程) には、航空機実験の経験を基にしたアド

バイス及び実験条件設定のための地上予備実験を実施していただき, 大変感謝しています. また, 宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部の吉田哲也教授をはじめとする大気球グループのスタッフ, 大気球観測所の皆様には, 実験実施にあたって多大な援助をいただきました. ここに謝意を表します. 本研究は文部科学省科学研究費補助金学術創成研究費「高高度気球を用いた微小重力実験装置の開発」(16GS0220) の助成を受けて行われました.

参考文献

- 1) M. Namiki, S. Ohta, T. Yamagami, Y. Koma, H. Akiyama, H. Hirosawa and J. Nishimura: *Advances in Space Research*, **5** (1985) 83.
- 2) V. A. Thomas, N. S. Prasad and C. A. M. Reddy: *CURRENT SCIENCE*, **79** (2000) 10.
- 3) “LISA: A Cornerstone Mission for the Observation of Gravitational Waves”, ESA-SCI (2001) 11, 52.
- 4) Y. Inatomi, T. Ishikawa, T. Hashimoto, S. Sawai, Y. Saito, T. Yoshimitsu, S. Sakai, H. Kobayashi, K. Fujita, N. Bando, M. Goto, I. Jimbo and H. Yamakawa: *J. Jpn. Soc. Microgravity Appl.*, **23** (2006) 197.
- 5) D. Akita, K. Yamada, N. Izutsu, H. Fuke, M. Toriumi, Y. Matsuzaka, S. Ohta, M. Seo, M. Namiki, I. Iijima, N. Nonaka, J. Kawada, E. Mizuta, Y. Saito, T. Yoshida, T. Yamagami, S. Sawai, T. Hashimoto, I. Egami and R. Akiba: *J. Jpn. Soc. Microgravity Appl.*, **24** (2007) 301.
- 6) T. Hashimoto, S. Sawai, Y. Saito, Y. Inatomi, T. Ishikawa, T. Yoshimitsu, S. Sakai, H. Kobayashi, K. Fujita, N. Bando and H. Yamakawa: *Proc. ISTS-2006*, h-04, Kanazawa, Japan, June 2006.
- 7) Y. Ichimura, T. Inoue, R. Shibutani, M. Horioka and M. Watanabe: *J. of Jpn. Soc. Microgravity Appl.*, **23** (2006) 44.
- 8) http://iss.sfo.jaxa.jp/utiliz/thermal_db/

(2007年8月31日受理, 2007年11月19日採録)