

||||| 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の開発

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

Development of A Micro-gravity Experiment System Using A High Altitude Balloon

Tatsuaki HASHIMOTO¹, Shujiro SAWAI¹, Shin'ichiro SAKAI¹, Nobutaka BANDO¹,
Hiroaki KOBAYASHI², Takehiko ISHIKAWA¹, Yuko INATOMI¹, Kazuhisa FUJITA²,
Tetsuo YOSHIMITSU¹, Yoshitaka SAITO¹ and Hideyuki FUKU¹

Abstract

To realize micro-gravity environment of long duration and good quality with moderate cost, an experimental system which is released from a high altitude balloon has developed. The system has a double-shell drag-free structure and the outer shell, namely flight capsule, is controlled not to collide with the inner shell to realize micro-gravity environment of good quality. This paper shows the design philosophy and the configuration of the system. The system was successfully tested twice, in May, 2006 and in May, 2007. Outline of the test results and future development plan are also described.

Key Words: High-altitude balloon, Micro gravity, Drag-free, Supersonic

1. 目的および背景

現在、様々な微小重力実現手段が存在し、燃焼科学、物質科学、流体物理、生物学、動力学などの分野において、現象に対する重力の影響などが研究され、大きな発展をとげつつある。微小重力環境実現手段としては、最も安価で簡便ではあるが継続時間が5秒程度しかとれない落下棟方式から、非常に高価ではあるが数日の単位で微小重力を継続できる(有人)宇宙実験システムまで、様々なものがある。しかしながら、これまで必要とされながら実現できていない微小重力実験環境として、1)萌芽的研究に使用できる上限と考えられる1000万円程度予算で実施可能であり、2) 1G環境からのランジェントを考えると微小重力継続時間が30秒以上必要であり、3) 10-5G程度の良質な微小重力環境が実現でき、4) 実験開始前には不要な(1G以上あるいは逆方向)加速度がかからないものが挙げられる。

本研究では、この領域をカバーするものとして、気球からの落下体を用いて実現する微小重力実験システムを提案し¹⁾、開発を開始した。本稿では、その設計思想と、各パラメータの決定経緯、実験システムの概要について述べ

る。各部分の詳細については、本特集号の他記事を参照されたい。

本システムは、2006年5月に1号機、2007年5月に2号機の飛行実験に成功している。2008年度は、大気球実験場が岩手県大船渡市三陸町から、北海道広尾郡大樹町へ移転した等の影響により気球実験が実施できなかったが、2009年には再開予定である。飛行実験結果の概要についても本稿で触れる。

2. 実験システムの構成

真空中で物体を落下させれば、自由落下中は無重力状態を実現できる。これは落下棟と同じ原理であるが、大気球により40 km以上の高さまで浮揚させ、そこから落下させれば、はるかに長い微小重力状態を実現できる。しかしながら、40 km程度の高度であってもわずかに大気は存在し、空気抵抗は速度の2乗に比例するため、数秒後には無視できない外乱力が働くことになる。高度が下がるほど空気密度も高くなるので、微小重力期間を長くすると、Fig. 1のように指数関数的に抵抗力が大きくなる。従って、長時間の微小重力実験システムには、大型の推進装置が必須

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, 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 〒182-8522 東京都調布市深大寺東町 7-44-1
Aerospace Research and Development Directorate, Japan Aerospace Exploration Agency, Jindaijihigashimachi 7-44-1, Chofu, Tokyo 182-8522, Japan

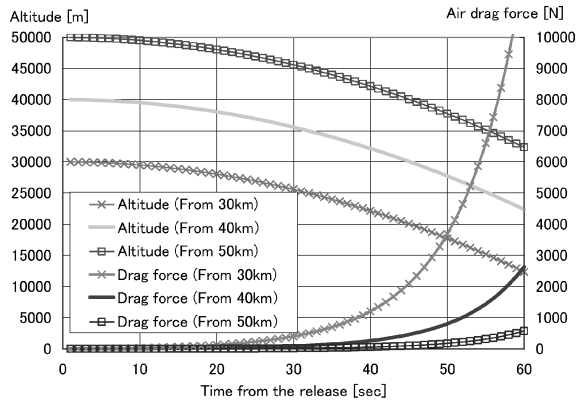


Fig. 1 Flight profile of the capsule. Drag coefficient: $C_D = 0.8$, Area of cross section = 0.3 m^2

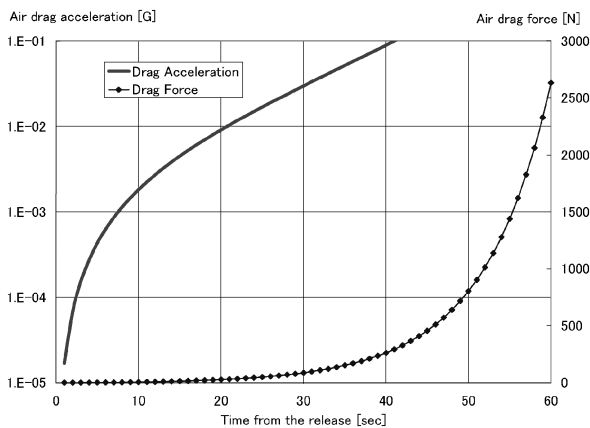


Fig. 2 Air drag to the capsule. Release altitude = 40 km, System weight = 300 kg

となる。1978年～1983年に並木らによって行われた気球落下式微小重力実験では、推進装置が無かったため、 $2.9 \times 10^{-3} \text{ G}$ を10秒間実現するのが限界であった^{2,3)}。Fig. 2に、落下体の重量を300 kg、高度40 kmから落下させたケースの空力抵抗と加速度換算値を示す。

一方、推進装置を動作させて大気抵抗や横風などを補償する場合、その制御誤差が問題になる。例えば、本システムでは100 N程度の空力抵抗補償が必要であるが、加速度に換算すると0.03 Gに相当する。従って、微小重力実験における残留加速度を 10^{-5} G 以下にするためには、最大推力の1/3000の分解能で推力を制御する必要があることになる。1990年代に開発されたドイツのMIKROBAシステムは、推進装置を有し55秒の微小重力実験に成功しているが、制御系の分解能の制限から微小重力環境としては 10^{-3} G が限界であった⁴⁾。

そこで本実験システムでは、2重カプセル構造をとり、内殻（微小重力実験部）は外殻（機体外壁）と非接触で浮遊させる、いわゆるドラッグフリー機構を採用している。このため、原理的には内殻は全く外力を受けずに自由落下することとなり、理想的な無重力状態を実現することがで

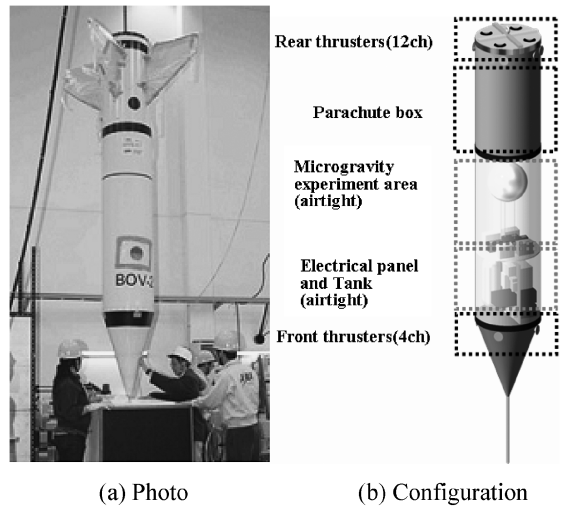


Fig. 3 Photo and configuration of the capsule.

きる。一方、機体は空力抵抗などの外力を受けるため、内殻と外殻は相対速度を持ち衝突してしまう。そこで、機体に推進装置を搭載し、内殻～外殻の空隙距離が一定となるように制御することにより、内殻と外殻を接触させずに微小重力環境を数十秒継続させることができる。空隙距離は推進装置の制御性能に依存するが、本システムの場合は、10 cmあれば十分であるとの解析結果に基づき設計している。

なお、外外力を完全になくすためには空隙を真空とする必要がある。しかし、機体や微小重力実験部で使用している機器は大気中での動作を前提に設計された民生品であるため、真空中での動作保証（特に放熱設計）が困難であることから、本システムでは1気圧の空気が封入されている。ただし、空気の流れは微小重力実験に大きな影響を与えてしまうため、この空隙部は密封構造となっている。上空での希薄大気環境でも空気のリークが無く、また、回収時海上に着水しても水の進入がないように設計されている。

Fig. 3に、機体の外観写真と構成図を示す。

機体の制御は、空隙距離をレーザ変位計で測定し、内殻と衝突しないように12台の50 Nスラスタを適切な組み合わせで噴射することにより行っている。従って、結果として、機体自体もほぼ自由落下となる飛行プロファイルをとることになる。また、空力外乱を最小化するため、機体の姿勢は、光ファイバージャイロを用いて計測し、鉛直下向き（正確には、気球から分離時と同じ姿勢）を保つようにしている。なお、2号機以降では、空力姿勢安定をはかるため、尾翼を装備している。

微小重力実験部は内殻に搭載され、落下実験期間中は機体とは非接触となっているため、実験データ（画像およびシリアルデータ）は無線にて機体側へ伝送され、機体側で編集された後、テレメトリデータとして地上へ伝送される。また、データレコーダを搭載し、内殻～外殻間の無線通信やリアルタイムの地上へのデータ伝送に不具合が生じ

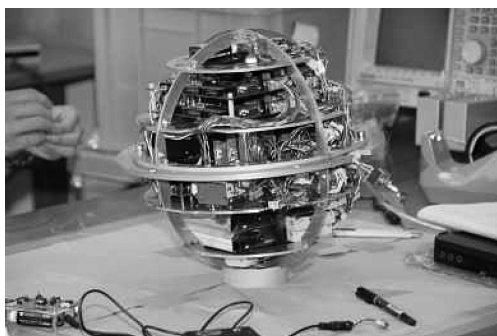


Fig. 4 Photo of the inner shell of the fourth capsule (Gravitational wave antenna).

でも、機体回収後にデータを取り出すことが可能な設計となっている。1号機、2号機における微小重力実験は、システムの実証試験の一貫として行われたので、機体開発グループのメンバーにより実験装置の製作も行われたが、4号機（後述のように、飛翔順番と号機番号は異なる）以降は微小重力科学の研究者自身が内殻部分を製作し、持ち込む仕様としている。Fig. 4に、東京大学の研究者により製作された4号機（2007年8月時点）の内殻部の写真を示す。

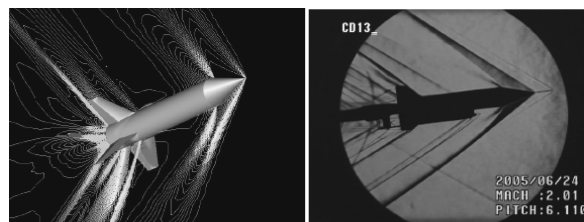
海上へ緩降下させるためには、パラシュートにより機体を減速させる必要がある。2号機は落下開始35秒後（速度は343 m/s）にパラシュートを開傘させるため、超音速状態からの動作が必要で、超音速パラシュートを搭載している。

その他機体には、搭載機器データおよび画像データを地上へテレメトリ送信する送信機、地上からのコマンドを受信する受信機、飛翔位置を計測するためのGPS受信機、温度センサおよびヒータなどが搭載されている。

3. 開発および飛翔実験計画

前述のように、本システムには新規の要素が多いため、5年計画で開発を行ってきた。まず、本システムを飛翔させるのに必要な大気球の開発が、当機構の大気球グループにより行われた。当機構は、気球到達高度53 kmの世界最高記録を保持している^{5,6)}が、300 kgの機体を40 km以上まで飛翔させるためには、強度が強くて軽いという相矛盾する要求を満たす気球が必要となった。このため、新開発の薄膜気球の上端部のみ多層重ねをして強度を補強するという方式を開発し、その部分モデルによる試験を2004年に実施した⁷⁾。

次に、システムの基本設計を行った⁸⁾。Fig. 1のように、落下開始高度が高いほど、微小重力実験に必要な推進装置の能力が小さくて済むが、一方で、飛翔させることができる総重量が小さくなる。また、微小重力実験部を大きくすると、機体断面積は増え、空力抵抗に抗するための推進装置が大型化、それを飛翔させるのに必要な大型気球のコストが高くなる。これらのトレードオフに基づき、落下



(a) CFD (b) Wind tunnel test

Fig. 5 Results of fluid dynamic design.

開始高度は約40 km、機体は直径550 mm、全長4 mで総重量300 kgとした。これに基づき、計算機による空力解析(CFD)および模型を製作して風洞実験を実施した(Fig. 5)。その結果、当面の微小重力継続時間は40 sec程度が現実的であり、このために必要な推力は100 N程度であるので、推進装置としては下向き加速用に50 Nスラスタを4基、横方向位置制御および姿勢制御のために、さらに12基を搭載して、計16基としている。

機体はCFRPで製作することとし、パラシュート開傘時および着水時の衝撃、空力荷重、与圧部については1気圧の差圧に耐えるよう設計された。2005年には、衝撃試験、荷重試験、耐圧試験を実施し、また、真空温度試験を実施し、飛翔中の低温での各搭載機器の動作特性（特にスラスタなどの外部露出機器）や、飛翔中の各部の温度予測を行った。レーザ変位計の動作試験と、その出力を用いた制御則の試験、バッテリーの特性試験、通信アンテナのパターン測定とその改良なども実施した。

地上にて十分に試験された機体および搭載機器を、2006年5月には実飛翔により、その機能性能の検証を行った。この1号機は、実飛翔運用を含めたシステムの総合動作検証が目的であり、微小重力実験としては、映像にて微小重力環境の確認が行いやすい、流体物理実験を行った。ステップ・バイ・ステップの開発を行うため、1号機の微小重力継続時間は最大20秒(亜音速域でパラシュート開傘)とし、尾翼は装備せず、気球もより小型のB-200型を使用した。翌2007年5月には、尾翼を装備して、微小重力継続時間を35秒まで延ばした実験を実施した。このため、使用する気球はB-300型となり、超音速パラシュートの開発も行った。微小重力実験としては、長秒時の利点を活かせる燃焼実験を実施した。

同年9月には、4号機（3号機は空気吸い込み式エンジンを搭載するため、その開発および飛翔安全等の確認に時間を要しているため、飛翔順番は入れ替えている）を飛翔させるべく、機体および微小重力実験部の開発、地上試験を行い、三陸大気球実験場にて飛翔準備に入っていたが、風向きが実験に適さず、延期となった。4号機の微小重力実験は、東京大学による重力波アンテナ⁹⁾の動作試験を実施することとし、同グループにより製作された内殻部を機体に組み込み、動作試験および三陸実験場での放球前準備まで行った¹⁰⁾。しかし、同グループは2008年度には小型衛

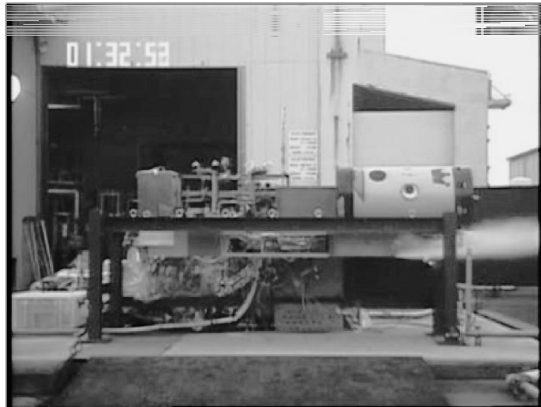


Fig. 6 Photo of firing test of air breathing engine.

星による宇宙空間での試験を実施予定であるので、2009年度に実施予定の4号機では、微小重力実験部を変更する予定である。

2008年度は、実験場移転にともなう作業、および気球グループによる試験飛翔のスケジュールによりいっばいであり、微小重力実験はできなかった。そのため、気球グループのゴンドラへ相乗り搭載の形で、3号機で使用予定の姿勢決定パッケージの試験を行った。

現在、2009年度の4号機実験にむけて、準備を進めている。新4号機では、東京理科大のグループによる流体の濡れ性の実験を実施する予定である。

将来、より長秒時の微小重力環境を達成するためには、大推力の推進系の搭載が必要である。その候補として、当機構で研究開発している空気吸い込み式エンジン¹¹⁾が有望と考え、3号機にこれを搭載して飛翔実証を行う予定である。このエンジンは、将来の極超音速旅客機や再使用可能な宇宙輸送系として開発されているものであるが、空気吸い込み式エンジンは、推力が動圧に比例する性質があり、大きくなる空気抵抗を補償する推進系としては有利である。そのため、エンジン開発グループと共同で、飛翔実験を行うものである。3号機は、エンジンの実飛翔環境での燃焼性能試験が主目的であるため、微小重力実験部は搭載せず、その部分に水素燃料タンク等を搭載することになる。現在、エンジンの燃焼試験および機体と組み合わせた試験 (Fig. 6)、大樹町気球実験場でのオペレーション試験などを実施する一方、飛翔安全の検討などを実施している。

本研究は、科学研究費補助金 (学術創成) により2004年度～2008年度の計画で実施しているものであるが、その終了後の微小重力実験システムの実運用にむけて、現在、関係者と検討を行っている。

4. フライト結果

新開発の薄膜高々度気球の実証とシステム動作確認を目的として、1号機を2006年5月27日6:04に三陸大気球観

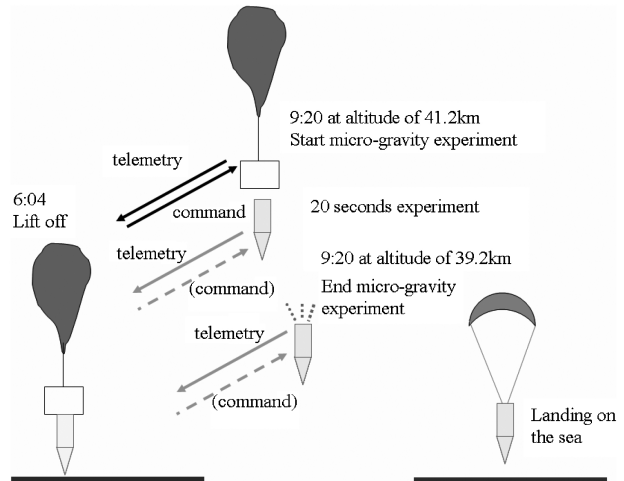


Fig. 7 Flight sequence of the first flight.



Fig. 8 Photos of retrieval operation.

測所より飛翔させた¹²⁾。フライトシーケンスを Fig. 7 に示す。高度41.2 km まで飛翔後、09:20に機体を落下開始、20秒後にパラシュートを開傘させた。1号機はシステム動作確認が目的であったので、尾翼は付けず、空力不安定な形状であったので、ドラッグフリー制御が有効であったの

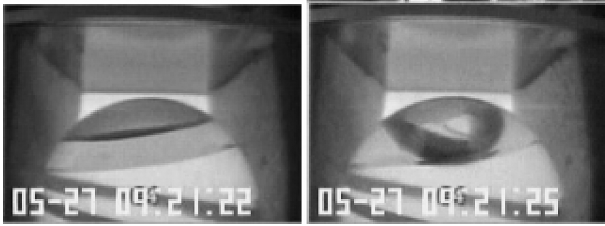


Fig. 9 Images of fluid dynamics experiment.

は約7秒間であったが、 10^{-3} 程度の微小重力環境が実現された。パラシュート開傘後、機体は緩降下して海上に着水、ヘリコプターと回収船を使用して無事回収された (Fig. 8)。

微小重力実験としては、比重と表面張力の異なる2液層 (水およびフロリナート) の境界での気泡の挙動の観察を行った。このときの画像を Fig. 10 に示す。1G から自由落下状態に移行すると、水およびフロリナートが試料容器壁に沿って画面上方に移動したが、その後に容器内側の表面全体が液体で覆われて気泡がそれらに内包される状態になるまでには至らなかった。

2号機では、実用的な長時間の微小重力試験の実証と燃焼科学実験を実施した。2007年5月29日に三陸大気球観測所より飛翔させた¹³⁾。フライトシーケンスは1号機と同様であるが、微小重力継続時間が35秒となっており、パラシュート開傘は超音速領域で行われた。姿勢安定のために取り付けられた4枚の尾翼は、微小重力実験中は固定して使用されたが、3号機では動翼制御が必要なため、飛行中に地上からのコマンドにより動作することを確認した。1号機同様、機体はパラシュートにより緩降下して海上に着水、ヘリコプターと回収船を使用して無事回収された。機体に損傷はほとんどなく、次号機に再使用可能であった。

Fig. 10に、微小重力実験中の機体搭載粗加速度計の出力を示す。35 sec間 (正確には、超音速パラシュート開傘指令から完全に展開されるまでに時間がかかるので37 sec程度)、ほぼ自由落下状態となっている。Fig. 11が、内殻 (微小重力実験部) に搭載された高精度加速度計の出力である。バイアスレベルは較正されていないので交流成分を評価の対象とすると、1 Hz以下の低周波の加速度は 2×10^{-4} Gレベルが達成できている。振動擾乱の主なもの、150 Hz付近のノイズと、不定期に起こるスパイク状の外乱である。前者については、微小重力実験部に搭載したデジタルビデオカメラ駆動用のモータが原因であることがわかった。また、後者については、制御用のガスジェット噴射による音響振動であり、制御指令信号に同期していることがわかった。前者については、微小重力実験部搭載機器は駆動部の無いものとする、電気的ノイズ等についても注意が必要であることを示唆している。後者については、内殻～外殻間を真空とすることにより対応可能と考えているが、前述のように、真空とすると搭載機器の動作保

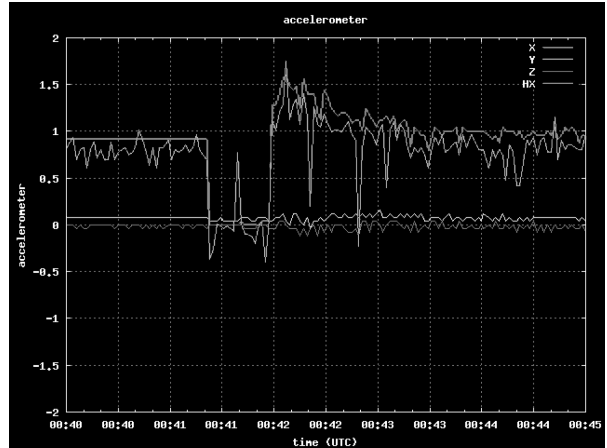


Fig. 10 Acceleration measured on the capsule body.

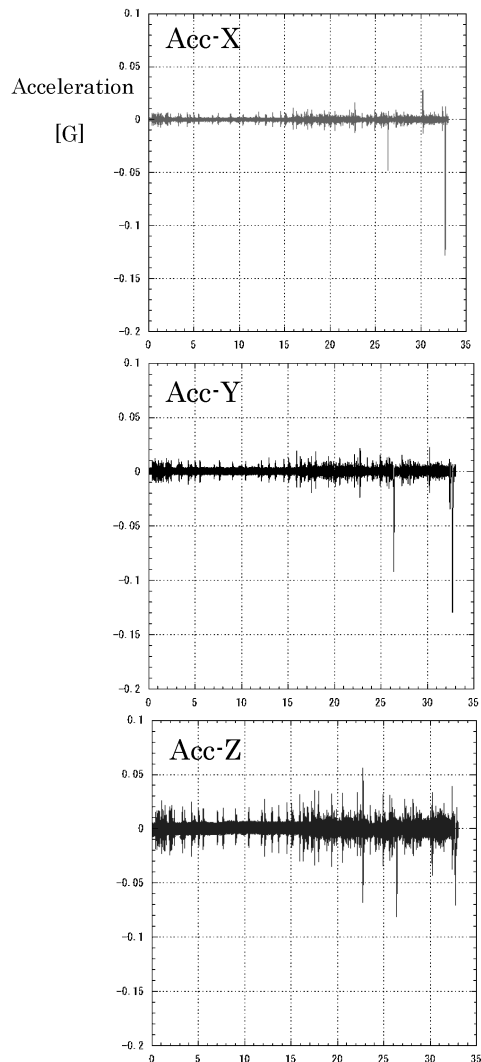


Fig. 11 Acceleration on the experiment module.

証が難しくなるため、微小重力実験者側との調整が必要である。

微小重力実験としては、線香花火が微小重力下でどのよ

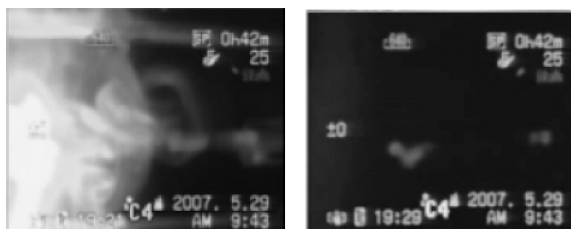


Fig. 12 Images of combustion experiment.

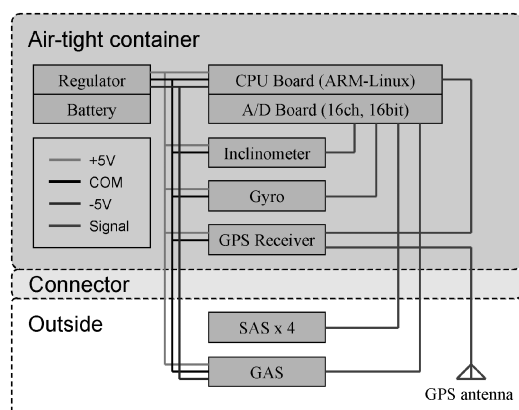


Fig. 13 Block diagram of attitude determination package.

うに燃えるかの観察を行った。微小重力下では空気対流が抑制されるため、火球回りへの空気の供給が不足し、火球は形成するが火花が飛ばないという結果が事前の航空機実験でわかっていたので、今回は4.5気圧に加圧したチャンバ内に線香花火をいれ、実験を行うことにした。結果は、Fig. 12のように火球はすぐに暗くなるが、内殻が外壁に衝突するなど外乱が生じると、また明るくなることがわかった。火花は発生しなかった。

2008年度は微小重力実験は実施しなかったが、9月5日に放球された気球に、姿勢決定パッケージを搭載し、その動作試験を行った [14]。姿勢決定パッケージは、Fig. 13のように、太陽センサ (SAS)、地磁気センサ (GAS)、ジャイロ、傾斜計、GPS受信機と計算機から構成されており、機体の絶対姿勢を1 deg以下の精度で測定することを目的としている。複数のセンサからの情報を総合して姿勢を計算することにより、センサ故障等に対して冗長系を有している。

電源系の電圧降下により、一部のセンサの動作が不良であったが、GASおよびSASの出力から姿勢が決定できており、また別途試験的に搭載されたGPSによる姿勢決定システムともよく整合していた。現在、詳細なデータ解析中である。

5. おわりに

本稿では、開発中の高々度気球を用いた微小重力実験システムの概要と、その2回の飛翔結果を示した。各要素技

術と飛翔結果の詳細については、本特集号の他記事および参考文献を参照願いたい。

本研究は、文部科学省科学研究費補助金 (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、平成16年度から20年度の期間で実施している。高々度気球、超音速飛翔機体の制御、ドラッグフリー機構、微小重力実験技術、超音速減速技術、空気吸い込み式エンジンなど多くの関連技術を結集して実現できるものであり、著者のほか、多くの研究協力者のご支援により進められているもので、紙面を借りてお礼申し上げます。

参考文献

- 1) 橋本樹明ほか：高々度気球からの落下体を用いた微小重力実験システム：JSMAC-20, A305, 福井, 2004.
- 2) 並木道義, 太田茂雄, 秋山弘光, 山上隆正, 粕豊, 西村純：大気球による無重力実験：宇宙研報告特集第4号, 1982.3.
- 3) M. Namiki, S. Ohta, T. Yamagami, Y. Koma, H. Akiyama, H. Hirose and J. Nishimura: Microgravity experiment system utilizing a balloon: *Advances in Space Research*, Volume 5, Issue 1, p. 83-86, 1985.
- 4) V. A. Thomas, N. S. Prasad and C. A. M. Reddy: Microgravity research platforms-A study: *CURRENT SCIENCE*, 340, 79 (3) (2000) 10.
- 5) 斎藤芳隆, 山上隆正, 松坂幸彦, 並木道義, 鳥海道彦, 横田力男, 広沢春任, 松島清穂：超薄型高高度気球による世界最高気球高度記録の達成 (BU60-1)：宇宙科学研究所報告特集第45号, 2003.3.
- 6) T. Yamagami, Y. Saito, Y. Matsuzaka, M. Namiki, M. Toriumi, R. Yokota, H. Hirose and K. Matsushima: Development of the highest altitude balloon: *Advances in Space Research*, Volume 33, Issue 10, pp. 1653-1659, 2004.
- 7) 井筒直樹, 福家英之, 飯嶋一征, 川崎朋美, 松坂幸彦, 並木道義, 斎藤芳隆, 瀬尾基治, 鳥海道彦, 山上隆正, 松嶋清穂, 中田 孝：多層のフィルムを用いた大重量観測器用気球の設計と検証：大気球シンポジウム, 宇宙科学研究本部, 相模原, 2004.12.
- 8) 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* Vol. 56, No. 654, pp339-346, 2008.
- 9) M. Ando, et al.: DECIGO pathfinder, TAUP2007, Sendai, Japan, 2007.
- 10) 穀山 渉, 安東正樹ほか：SWIM 搭載にむけた超小型重力波検出器の開発Ⅱ, 宇宙科学シンポジウム, 宇宙科学研究本部, 相模原, 2008.1.
- 11) T. Sato, H. Taguchi, H. Kobayashi and T. Kojima: Development study of Mach 6 Turbojet Engine with Air-Precooling: *Journal of the British Interplanetary Society*, 58(7/8) (2005) 231-240.
- 12) 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：日本マイクロ重力学応用学会誌, 23(4) (2006) 197-203.
- 13) 石川毅彦ほか：高高度気球を利用した微小重力実験 (第2回飛行試験)：日本マイクロ重力学応用学会誌, 25(1) (2008) 3-10.
- 14) 橋本樹明ほか：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, 宇宙科学研究本部, 相模原, 2008.9.

(2008年12月15日受理)