

平成18年度 学術創成研究費 研究進捗状況報告書 (中間評価用)

平成18年3月31日現在

ふりがな	はしもと たつあき		所属研究機関・ 部局・職	宇宙航空研究開発機構・ 宇宙科学研究本部 宇宙探査工学研究系・教授				
研究代表者 氏名	橋本 樹明							
研究課題名 (英訳名)	高高度気球を用いた微小重力実験装置の開発 (Development of Micro-gravity Experiment System using High-altitude Balloon)							
研究経費 (千円未満切捨) <small>平成16,17年度使用内訳は支出額、平成18年度以降の交付額は内約額、使用内訳は支出予定額を記入</small>	年度	研究経費(千円)		使用内訳(千円) <平成18年度以降は支出予定額>				
		交付額	支出額	設備備品費	消耗品費	旅費	謝金等	その他
	平成16年度	47,200	47,200	5,197	36,846	1,656	0	3,499
	平成17年度	71,600	71,601	2,617	59,722	2,380	60	6,819
	平成18年度	80,000	-	2,000	58,000	3,000	1,000	16,000
	平成19年度	50,000	-	2,000	32,500	3,000	1,000	11,500
	平成20年度	50,000	-	2,000	31,000	3,000	1,000	13,000
	総計	298,800						
研究組織 (研究代表者及び研究分担者)								
氏名	所属研究機関・部局・職	現在の専門	役割分担 (研究実施計画に対する分担事項)					
橋本 樹明	宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部・宇宙探査工学研究系・教授	宇宙機制御工学	研究の総括、実験システム設計					
斎藤 芳隆	宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部・大気球観測センター・助教授	気球工学	高高度気球開発 気球～落下機体のインターフェイス					
石川 毅彦	宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部・宇宙環境利用科学研究系・助教授	制御工学 材料工学	微小重力実験インターフェイス 微小重力実験部製作 (燃焼実験) 微小重力環境計測					
山川 宏	宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部・宇宙航行システム研究系・助教授	軌道工学	落下機体軌道計画					
稲富 裕光	宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部・宇宙環境利用科学研究系・助教授	微小重力材料科学	微小重力実験インターフェイス 微小重力実験部製作 (流体物理実験) 微小重力実験項目検討					
澤井 秀次郎	宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部・宇宙航行システム研究系・助教授	システム工学	落下機体空力設計・構造設計、機体製作、試験 機体制御則					

研究組織（研究分担者）のつづき 記入事項が無いときは本頁を削除してください。

氏名	所属研究機関・部局・職	現在の専門	役割分担（研究実施計画に対する分担事項）
坂井 真一郎	宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部・宇宙探査工学研究系・助教授	制御工学	ドラッグフリー部制御系設計、試験搭載センサ
吉光 徹雄	宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部・宇宙情報エネルギー工学研究系・助教授	ロボティクス 宇宙データ処理	落下機体データ処理系設計、試験 地上データ受信系
小林 弘明	宇宙航空研究開発機構・総合技術研究本部・エンジン試験技術開発センター・研究員	空気力学 推進工学	落下機体推進系開発
計 9 名			

当初の研究目的 (交付申請書に記載した研究目的を簡潔に記入してください。)

本研究では、高高度気球からドラッグフリー技術を使用した微小重力環境部を落下させ、ここで各種微小重力実験を行うことを目的としたシステムを開発する。第一に、500kg 程度の実験装置 (落下機体) を 40km 以上の高度まで運ぶための気球の開発を行う。第二に、微小重力環境部を搭載した機体を開発する。気球から機体を落下させると、空気抵抗により数秒後には微小重力環境は維持できなくなるので、それを補償するために下向きに推進力を与える必要がある。微小重力環境部 (内殻) と機体 (外殻) の間に密閉された空隙を設け、その間隔がほぼ一定となるように外殻を下向きに加速すれば、内殻は重力以外の外力を受けないので、理想的な自由落下、すなわち微小重力環境が実現する。そして第三に、微小重力環境部のユーザ実験装置とのインターフェイスを設計・開発し、いくつかの微小重力実験を実際に行うことによって、本実験システムの有効性を実証する。

本システムでは、1 分間程度の微小重力環境継続を目指す。これにより、落下塔や航空機実験などよりも十分長く良質な微小重力環境、ロケットや人工衛星等を用いる場合に比して大幅に低コストの実験システムを構築し、微小重力科学の進展に貢献する。なお落下機体は海上での回収を前提としているので、微小重力実験装置を再使用したり、飛翔中のテレメトリデータだけではなく微小重力環境を経験した (あるいは微小重力環境で生成した) 供試体を得ることができる。

また、この実験システムの開発に際しては、高高度気球技術、超音速飛翔機体の空気力学設計、飛行制御、ドラッグフリー技術、超音速パラシュート、空気吸い込み式エンジンなどの分野の研究が必須であり、本研究を通して当該分野の格段の発展が期待できる。

これまでの研究経過

1. 本研究は、学術創成研究費の趣旨の3つの観点のうち、どの観点到に主眼を置いて研究を行っているかについてお書きください。
2. 研究の進捗状況について、必要に応じて図表等を用いながら、研究組織内の連携状況を含め、具体的に記入してください。

本研究は、創造的・革新的・学際的学問領域を創成する研究として、これまで独立に行われてきた気球技術、微小重力科学、空気力学、推進系技術、宇宙機制御等の研究分野を融合し、新たな微小重力実験システムを構築することを目的としている。

平成 16 年度は、実験システムの基本設計と高高度気球の開発を行った。重要な設計パラメータとしては、落下実験開始高度と実験システムの総重量が挙げられる。実験高度が高いほど空気密度が低いため、空気抵抗 (エアードラッグ) が小さく長時間の微小重力実験には有利である。一方、気球で高高度に飛翔可能な重量は限定されるため、微小重力実験装置のサイズが限定される、大推力の推進系が搭載できず大きな空気抵抗に対抗できないという点では不利である。斎藤の気球技術の検討、山川の各高度での空気抵抗および風等の外乱力計算、澤井の推進系検討・飛行制御系設計、坂井のドラッグフリー一部制御系検討、橋本、吉光の小型搭載機器検討、稲富、石川の微小重力実験装置検討などに基づき、本研究では 40~45km 程度の高度から総重量 300kg 程度の機体を落下させることとした。(後述の空気吸い込みエンジン付きの機体の場合は、重量が重くなるので、落下開始高度を下げる。)

平成 17 年度夏期に飛翔試験を行うべく、微小重力部を搭載した機体 (1 号機) の設計を開始し、長納期部品の発注、ガスジェット推進装置の開発、ドラッグフリー部に用いる内殻~外殻距離センサの開発などを開始した。また、1 号機で行う微小重力実験としては流体物理実験 (重力下では 2 層に分かれる比重の異なる液体の混合) を選定し、稲富が中心となり、当該分野の研究協力者とともに実験装置の開発および予備試験を行った。

高高度気球は、飛翔高度を上げるために高強度で薄膜のフィルムを使用する必要があるが、300kg クラスの実験装置を飛翔させる場合、地上からの飛翔時に大きな応力を受けるため破断する可能性があった。そこで斎藤を中心とした当機構気球グループにより、応力のかかる部分のみを多層化して強度を増す方法が開発され、平成 16 年 10 月の放球実験でその有効性が確認された。

これまでの研究経過 つづき

開発のスケジュールとしては、以下のように定めた。平成 17 年度に 1 号機により短時間の微小重力環境を実現し、本システムの動作原理の確認を行う。平成 18 年度には、超音速飛翔となる長秒時実験に対応するため、尾翼を備えた 2 号機を飛翔させる。そして平成 19 年度には、さらに長秒時の実験を行うため、別途研究開発が行われている大推力の空気吸い込み式エンジンを搭載した 3 号機の飛翔試験を行う。平成 20 年度には、完成した実験システムを用いて、特徴ある微小重力実験を行う。(4 号機あるいは 5 号機)

平成 17 年度は、1 号機機体およびその搭載機器の詳細設計、製作、地上にての動作確認試験、各種環境試験(低圧試験、温度試験、衝撃試験)を行った。推進装置の設計、製作を行うため、当該分野の研究者である小林を研究分担者に加えた。気球の飛翔状態を想定した熱設計解析(機構内研究協力者が実施)および低圧温度試験(澤井、小林、坂井および研究協力者が担当)により、現在の機体設計では低温度による機器誤動作が予想される一方で、低圧時に放熱量が減り高温化する効果は小さいことがわかったため、機体の断熱性を高める対策を施した。微小重力実験部(内殻)は、ドラッグフリー機構をとるため機体とは非接触の状態になる。従って、微小重力実験データは無線により機体に伝送するとともに、小型データレコーダを内殻に搭載し、海上での機体の回収後にそのデータを再生することとした。(稲富が担当)内殻～外殻間は、理想的に外乱力を無くすためには真空とすることが望ましいが、一般の計測機器は真空状態での動作が保証されておらず、また微小重力実験部を与圧構造とすると圧力容器が必要で重量増となるため、本研究では密閉した大気圧状態とすることにした。このため、高高度では外気との間に圧力差が生じるので、機体自体を気密構造とした。(機体はもともと飛翔中、着水時の構造強度が必要なため、気密構造とするための重量増は少ない)海上への着水時には水密となるので、実験機体は船舶により回収されるまで浮揚を続けることができる。実験機体は CFRP 構造であり、推進系配管、各種配線、空力特性計測のためのピトー管なども搭載されているため、気球飛翔時の地上との通信回線については注意を要する。このため、スケールモデルでのアンテナ特性試験、実機を用いた通信回線試験などを実施し、アンテナ形状の最適化(機構内研究協力者が担当)や搭載機器の実装方法の工夫(澤井、坂井、機構内研究協力者)、通信プロトコルの工夫(吉光が担当)を行った。

平成 17 年 8～9 月に三陸気球実験場にて 1 号機を飛翔させる予定で飛翔準備まで終了させたが、風向きが実験に適さなかったため、飛翔は平成 18 年 5 月に延期された。以後、1 号機の信頼性、運用性などの向上を行うために、いくつかの改良、試験を行い、次回の飛翔に向けて準備を行った。

並行して、長秒時微小重力実験を行う 2 号機(平成 18 年 8 月飛翔予定)の設計、製作を始めた。2 号機は 40 秒程度の長秒時微小重力実現を目指すため超音速飛翔となる。そのため、機構内外の研究協力者と連携しながら、計算流体力学と風洞試験を併用して尾翼の設計を行い、翼を可動するための制御則の研究を澤井、坂井が開始した。また超音速からの減速手段として、超音速パラシュートの研究を機構外の研究協力者と連携しながら始めた。2 号機では燃焼物理の微小重力実験を計画しており、平成 17 年度は燃焼チャンバーおよび計測制御装置の設計・製作と、航空機を用いた短時間微小重力環境でその予備実験を石川が行った。

3 号機(平成 19 年度飛翔予定)では、さらに長秒時の微小重力環境を実現するため、空気取り込み式エンジン(エアブリージングエンジン)を取り付け、大きな空気抵抗にうち勝つように下向きに加速を行う。エンジンの開発は、小林および機構内研究協力者により別途行われているが、当該研究グループと密接に連携しながら、3 号機の機体設計(特に空力設計)を開始した。

本研究の成果が活かされる微小重力実験項目については、橋本、稲富、石川が、学会活動等を通じて、国内外の当該分野の研究者と意見交換を行った。

特記事項

これまでの研究において得られた、独創性・新規性を格段に発展させる結果あるいは可能性、新たな知見、学問的・学術的なインパクト等特記すべき事項があれば記入するとともに、推薦者の期待がどの程度達成されつつあるかについて記入してください。

本研究の大きな特徴は、ドラッグフリー機構を用いた微小重力実験装置にある。これは、理想的な微小重力環境を得るために導入したものであるが、内殻～外殻間の空隙を 10cm 程度とっているため、外殻（すなわち機体）の制御誤差がある程度許容されることとなる。機体の制御に使用するガスジェットスラスタの応答時間は 100ms 程度あり、制御性能には限界があったが、この空隙の余裕分で実現できる見通しがついている。

気球の落下開始高度については、推薦者は 60km 程度を期待していた。しかしながら、現状の気球技術を考えて、高度 60km まで飛翔できる搭載機器重量は極めて限られるものとなることが予想され、意味のある微小重力実験を行うことが困難であると判断した。落下機体総重量は 300kg 程度とし、落下開始高度は 40～50km と設定したが、本装置はドラッグフリー機構を有するため、空気抵抗に抗する大推力の推進装置を搭載すれば、期待された長秒時の微小重力状態を継続することは可能であると考えた。ガスジェット推進装置は、実験の安全性、取り扱いの容易さ、コストなどを考えて、高圧乾燥空気を使用することとした。ガスジェット推進装置のみであっても、可動尾翼により迎角を補償することにより、40 秒程度の微小重力実験は可能との見通しを得ている。

さらに長秒時の微小重力状態を継続させるためには、より推進力の大きなエンジンが必要であるが、この用途に最も適しているのが空気吸い込み式エンジン（ATR）である。ATR は、動圧（すなわち空気抵抗）にほぼ比例した推力を発生させるエンジンであるため、長秒時になるに従って加速度的に大きくなる空気抵抗に抗する推進装置として、まさに最適である。ATR は、将来の超音速旅客機、あるいは再使用型の（ロケットに代わる）宇宙機打ち上げ手段として期待され、研究開発が行われているものであるが、その性能試験を行うためには超音速まで加速する必要があり、小規模なエンジンでは自ら加速を行うことが困難であった。このため当該研究は、大規模なエンジンおよびそれを飛翔させる機体を製作するために莫大なコストが必要とされ、飛翔実証にジレンマを抱えていた。一方、本実験システムでは、もともと重力により加速される機体の空気抵抗分を補償するのが目的であり、100kg 程度の小規模なエンジンであっても超音速飛翔環境を実現することが可能である。

実証試験として行う微小重力実験項目について検討を行っており、選定したものについては落下塔試験、あるいは航空機無重力フライトなどにより予備実験を行っているが、微小重力継続時間が短く地上重力環境からの過渡現象が分離できない、航空機実験の場合は気流の乱れ等により突発的に微小重力環境が悪化することがあり実験条件の再現性が確実でない、という問題に直面している。これらは、本実験システムを開発する動機となったものであるが、あらためて本微小重力実験システム開発の重要性を再認識した結果となっている。

研究成果の発表状況

この研究費による成果の発表に限り、学術誌等に発表した論文（投稿中の論文を記入する場合は、掲載が決定しているものに限ります。）の全著者名、論文名、学協会誌名、巻（号） 最初と最後のページ、発表年（西暦） 及び国際会議、学会等における発表状況について、2頁以内に記入してください。

Y. Inatomi, M. Kikuchi, R. Nakamura, K. Kuribayashi and I. Jimbo, "In situ observation for semiconductor solution growth using a near-infrared microscope", ICCG14, p641, Grenoble, France, (2004)

Hiroaki KOBAYASHI, Tetsuya SATO, Hideyuki TAGUCHI, Kazuhisa FUJITA, Shujiro SAWAI, Nobuhiro TANATSUGU, Takayuki KOJIMA, Keiichi OKAI, and Yusuke MARU, "Development Status of Mach 6 Turbojet Engine in JAXA", S.5.04, The 55th International Astronautical Congress, (2004)

Takayuki Kojima, Tetsuya Sato, Shujiro Sawai, Nobuhiro Tanatsugu, "Experimental Study on Restart Control of a Supersonic Air-Breathing Engine ", Journal of Propulsion and Power, Vol.20, No.2, pp.273-279, AIAA, (2004)

橋本樹明, 斎藤芳隆, 稲富裕光, 石川毅彦, 澤井秀次郎, 山川宏, 吉光徹雄, 坂井真一郎, 「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」, 日本マイクログラビティ応用学会第 20 回学術講演会, A305, 福井, (2004)

小林弘明, 澤井秀次郎, 棚次亘弘, 佐藤哲也, 田口秀之, 川戸博史, 藤田和央, 野崎由美, 本郷素行, 廣谷智成, 南吉紀, 長谷川卓也, 岡井敬一, 小島孝之, 「気球を利用した極超音速ターボジェットエンジンの飛行実証計画」, 第 48 回宇宙科学技術連合講演会, 福井, (2004)

橋本樹明, 澤井秀次郎, 斎藤芳隆, 坂井真一郎, 吉光徹雄, 稲富裕光, 石川毅彦, 山川宏, 「高々度気球を用いた長時間微小重力環境の実現」, 平成 16 年度大気球シンポジウム, 宇宙航空研究開発機構, 相模原, (2004)

井筒直樹, 福家英之, 飯嶋一征, 川崎朋実, 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」, 平成 16 年度大気球シンポジウム, pp.110-113, 宇宙航空研究開発機構, 相模原, (2004)

土屋武司, 竹中陽一, 澤井秀次郎, 田口秀之, 「極超音速エンジン小型実験機に対する最適設計」, 日本機械学会年次大会, No.3404, 調布, (2005)

澤井秀次郎, 橋本樹明, 上野誠也, 「気球無重力実験機の姿勢制御系設計」, 日本機械学会年次大会, No.3409, 調布, (2005)

K. Fujita, S. Sawai, H. Kobayashi, H. Taguchi, K. Okai, T. Sato, "Precooled Turbojet Engine Flight Experiment Using Balloon-Based Operation Vehicle", 56th International Astronautical Congress (IAC), IAC-05-C4.5.01, Fukuoka, (2005)

坪井伸幸, 宮路幸二, 藤田和央, 澤井秀次郎, 小林弘明, 小島孝之, 山川宏, 橋本樹明, 「微小重力実験機の空力特性に関する数値シミュレーションの研究」, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, B2-8, 宇宙航空研究開発機構, 調布, (2005)

藤田和央, 宮路幸二, 坪井伸幸, 澤井秀次郎, 「微小重力実験機の空力データベースの開発」, 平成 17 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 宇宙航空研究開発機構, 相模原, (2005)

内山卓, 宮路幸二, 坪井伸幸, 藤田和央, 澤井秀次郎, 「微小重力実験機の空力特性評価における CFD の精度評価に関する研究」, 平成 17 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 宇宙航空研究開発機構, 相模原, (2005)

Y.Inatomi, T.Ishikawa, S.Sasaki, T.Yoshimitsu, Y.Saito, S.Sawai, H.Yamamura, T.Hashimoto, "PREPARATORY EXPERIMENT FOR DRAG-FREE CAPSULE PROGRAM WITH LARGE SCIENTIFIC BALLOON", ELGRA p.125, (2005)

稲富裕光, 板東信尚, 澤井秀次郎, 石川毅彦, 坂井真一郎, 吉光徹雄, 斎藤芳隆, 山川宏, 橋本樹明, 「大気球を用いたドラッグフリーカプセル実験の準備状況」, 日本マイクロ重力応用学会第 21 回学術講演会, p.125, 札幌, (2005)

藤田和央, 坪井伸幸, 宮路幸二, 小林弘明, 澤井秀次郎, 「気球を用いた微小重力実験機の空力特性」, 第 49 回宇宙科学技術連合講演会, 広島, (2005)

竹中陽一, 土屋武司, 澤井秀次郎, 田口秀之, 「極超音速実験機に対する複合領域最適設計」, 第 49 回宇宙科学技術連合講演会, 広島, (2005)

斎藤芳隆, 「ブラジル実験に向けて」, 海外気球実験に関する小研究会, 宇宙航空研究開発機構, 相模原, pp.57-65, (2005)

Sato, T, "Development study of Mach 6 Turbojet Engine with Air-Precooling", Journal of the British Interplanetary Society, Vol. 58, No. 7/8, pp.231-240, (2005)

橋本樹明, 澤井秀次郎, 斎藤芳隆, 稲富裕光, 石川毅彦, 山川宏, 吉光徹雄, 坂井真一郎, 小林弘明, 藤田和央, 板東信尚, 「高々度気球を用いた微小重力実験装置の開発状況」, 平成 17 年度大気球シンポジウム, 宇宙航空研究開発機構, 相模原, (2006)

Hiroaki Kobayashi, Kazuhisa Fujita, Tetsuya Sato, Hideyuki Taguchi, Takayuki Kojima, Keiichi Okai, "Development study of the Liquid Hydrogen Precooler for the Hypersonic Turbojet Engine in JAXA", Asian Joint Conference on Propulsion and Power (AJCPP), Beijing, China, (2006)

小林弘明, 「極超音速ターボジェットエンジン用空気予冷却器(プリクーラ)の開発」, 空と宙 2006/Jan./Feb. No.10, (2006)

土屋武司, 竹中陽一, 田口秀之, 澤井秀次郎: 高高度気球を用いた極超音速エンジン小型実験機に対する軌道最適化と概念検討, 日本航空宇宙学会論文集(掲載決定)

K. Fujita, S. Sawai, H. Kobayashi, H. Taguchi, K. Okai, T. Sato, "Precooled Turbojet Engine Flight Experiment Using Balloon-Based Operation Vehicle", Acta Astronautica (in Press)