

## 科学研究費助成事業 研究成果報告書

平成 30 年 5 月 31 日現在

機関番号：14401

研究種目：若手研究(B)

研究期間：2015～2017

課題番号：15K21130

研究課題名(和文)分散配置9軸センサロガーによる気球系の飛翔中挙動計測とダイナミクス同定法の研究

研究課題名(英文) Study on dynamics estimation method for stratospheric balloons based on in-situ direct sampling with distributed 9-axis sensor loggers

研究代表者

莊司 泰弘 (Shoji, Yasuhiro)

大阪大学・工学研究科・助教

研究者番号：70582774

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,200,000円

研究成果の概要(和文)：大型の成層圏気球は様々な科学観測に用いられている。より高精度な科学観測を行うため、ペイロード部(ゴンドラ)の高精度な姿勢制御が求められている。本研究では制御系設計に供する動力学数値モデルを得るため、飛翔中の気球系(気球本体、吊り紐、ゴンドラ)の姿勢運動を直接計測した。本研究に必要な計測器を開発し、研究期間内に2回の飛翔実験を行った。計測結果の初期解析から、気球系の構造モデルを推定した。

研究成果の概要(英文)：Large stratospheric balloons have been used for various scientific missions. Some of such missions recently require more precise attitude control of the gondola (payload part) for better quality of the science. This study aimed to develop the numerical dynamics model of the balloon flight system for the design of the attitude control system, and conducted the direct measurement of the attitude motion during the flights. For the measurement, the special measurement system was developed and was applied to two balloon flight experiments. Then, the structure models of the flight system were estimated based on the flight results.

研究分野：動力学

キーワード：動力学 成層圏気球

### 1. 研究開始当初の背景

大型のヘリウム気球を用いて成層圏へ数百 kg～数 t 程度のペイロードを運搬し、種々の観測や実験を行う気球実験は、半世紀以上前より日本をはじめ米、仏、印、伯など各国で行われている。それらの目的は成層圏大気その場観測、望遠鏡による天体観測、観測装置を自由落下させることによる微小重力実験等多岐にわたり、高度な科学的成果を挙げている。

このような実験では、その目的によって、観測装置の指向制御や観測機（気球ゴンドラ）の姿勢制御が要求される。姿勢制御に対する要求は次の 2 つに大別される。

- ・仰角、方位角を数秒角～0.1 秒角 ( $10^{-3}$ ～ $10^{-4}$  度) の精度。高度な制御装置を搭載する。
- ・方位角のみ数度程度の精度。ただし制御装置をなるべくシンプルにする。

前者に関する近年の成功例として、米 NASA、独 MaxPlanck 研究所による Sunrise(2010 年実施)が挙げられる。このキャンペーンでは 6 日間 0.1 秒角以下の精度で太陽表面の光学観測に成功した。しかし、目標精度の連続指向制御は最長でも 43 分間であり、総フライト時間に占める目標精度達成時間は 6 日間のフライト中 33 時間に過ぎなかった (Schmidt, et al., 2010)。

一般に気球ゴンドラの姿勢制御系設計においては、過去に飛翔した同規模の気球ゴンドラの姿勢挙動データを元にアクチュエータ等のサイジングを行い、簡単な地上試験によって検証される。これに加えて Sunrise では、フライト中の気球ゴンドラの挙動から、気球・吊り紐・ゴンドラで構成される構造（気球動力学系、以下気球系）の振動固有値を推定し、地上からの指令によって制御ゲインの更新を行った。この方法では、刻々と変わる気球系の状態に確実に対応できる一方、加振力について考慮がなく、気球の上昇下降や周囲の環境変化に伴う気流の変化が起こった場合、容易に姿勢を乱されてしまい、姿勢制御を回復するまで本来の目的の観測を中断することになる。

後者については有翼飛翔体の初期飛び出し方位の規正、太陽電池パネルや放熱用ラジエータの指向制御等に需要がある。姿勢制御の精度要求等が高くない分、少ないリソースまたは単純なシステムで方向規正を実現しようとするものである。

こういった気球ゴンドラの姿勢制御系設計において最大の問題点は、確立した外乱力・構造の数値モデルが存在しないことである。これを根本的に解決するために、申請者は気球系の各部に小型の加速度角速度センサ/ロガーを取り付け、飛翔中の各部挙動を記録し、様々な形状を持つ複数のフライトデータを統計処理することで、気球が飛翔中の

挙動とそれを起こす要因を解明することを提案してきた。これをより効率的に行うために、動力学モデルの提案、ゴンドラ挙動から解析した外力環境の高度依存性の例示、既知パラメータを増やすための地上実験を行ってきた。

### 2. 研究の目的

本研究では、気球飛翔環境における気球系の動力学モデルを構築することを目的に、以下の 3 点を明らかにすることを目標とする。

- (i) 飛翔中の気球系各部の運動を計測し、数値的に明らかにする。
- (ii) 得られたデータを用いて動力学構造モデルを検討し、改善する
- (iii) 本研究で提案する手法により、気球系に入力される外乱力を推定できることを実証する。

過去にも気球ゴンドラの飛翔中挙動を計測した例はある。しかしこれは全長百数十 m におよぶ気球系の先端マスにおける計測に過ぎず、気球本体や吊り紐など気球系各部の挙動や原因となる外乱力を測定した例は世界的にもない。本研究では、飛翔中の気球各部の挙動を直接計測によって明らかにする。次に動力学モデルについては、気球本体の構造振動特性や吊り紐の物性値を大気圧や張力の関数として定式化する試みを進めている。本研究により気球系各部の挙動を計測できるようになると、これらの構造モデルの数値的な検証が可能となる。さらに構造モデルの挙動解析と測定データの対比により、気球系の各部に作用する外力を定量的に推定できる。外乱力は前述のように気球ゴンドラの姿勢制御において重要な未知パラメータであり、これを定量化する手法が確立される工学的意義はきわめて大きい。ただし、外乱力そのものは大きな幅を持っていると予想され、数回程度の測定実験では統計的に有意なサンプル量にならないと考える。よって外乱力モデルの確立は本研究の後の課題とし、本研究では定量化手法の確立に重点を置く。

### 3. 研究の方法

<本研究の学術的な特色・独創的な点>

本研究の特色は、世界で初めて、飛翔中の気球系の各構成要素の挙動を直接測定し、定量的に検討を進めることである。かつてはある点の挙動を計測し記録する電池内蔵システムを構成するためにバスケットボール大の体積、10kg 程度の重量が必要だった。ペイロード重量が数百 kg に達する気球実験でも小さいとは言えず、まして直径数十 m の気球本体や気球とゴンドラをつなぐ数十 m 長の吊り紐の途中に複数個設置することは、非常に困難であった。

近年のモバイル IT 端末の急速な進歩に伴い、センサや記録媒体、電池の小型化高性能

化が急速に進んだ。これにより9軸(加速度, 角加速度, 磁気各3軸)のセンサ/ロガーを, 消しゴム大, 数十g程度に小型化することができる。このサイズであれば, 気球ゴンドラだけでなく, 吊り紐の途中や気球本体(特に頭部, 尾部)にも取り付けることが可能になる(例えば図1の星印の箇所)。また搭載が容易なことから, センサ/ロガー一式を特定の気球系だけでなく, 様々な気球に同様の条件で取り付けられる。これにより年数回国内で行われる気球飛翔実験の全てを本研究の供試体にすることができ, データ取得成功の可能性をより高められる。

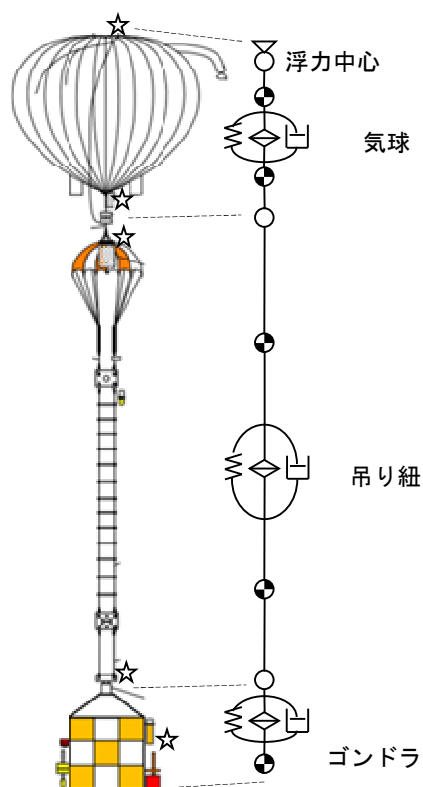


図1：一般的な気球系の概略図と動力学モデル。☆印はセンサロガーの配置案

#### 4. 研究成果

##### (1)センサ/ロガーシステムの開発(平成27年度)

本研究で使用する9軸センサ/ロガーには, 3軸加速度, 3軸角速度, 3軸磁場方向の計測機能の他, 複数センサ/ロガー間の時刻同期機能, データ保存機能が必要である。また運用中は環境にほぼ暴露され, 飛翔終了時は海に着水することから, 気球飛翔環境耐性, 耐海水性といった性能のほか, 気球本体への設置は実験の安全に直接影響するため, 極力小型軽量, 鋭利な角部がない構造, 不要電磁波の放射抑制などの性能も求められる。市販品でも本研究で必要とするような記憶装置内蔵計測ユニットは存在する。しかし地上で使用することが前提で, 気球飛翔環境に耐える

保証がない物がほとんどである。そのため, 本実験で用いる耐気球飛翔環境性能を有する9軸センサ/ロガーシステムの開発が必要であった。

本研究では, 民生デバイスにも使用されるMEMS(Micro Electric Mechanical System)技術による慣性センサを使用した姿勢ロガーを開発した。1台の諸元を表1に, 概観を図2に, 構成を図3示す。外寸110(L)×40(W)×40(H)mmのポリカーボネート製筐体中に, MEMS慣性センサ, GPS受信モジュール, 記憶装置, バッテリ, 制御回路をパッケージした。本ロガーは, ゴンドラ, 吊り紐, 気球本体と気球系各部に設置することを目標にしたため, 寸法を極力小さくしなければならず, 保温のための断熱材も設計時点で搭載しないこととした。そのため全ての部品はなるべく使用温度が低いものから選定し, GPSモジュールを除く全ての部品の動作温度は-40°C以下とした。より低温環境への対応として, 恒温槽で低温試験を実施した。開発した姿勢ロガーは1気圧-60°C環境に基板を暴露した状態でも正常に動作することを確認した。

設置箇所によっては図4に示すように気球本体のフィルムに極めて近い箇所に設置される。筐体は外形状が気球本体のフィルムを損傷しないよう, 外側になる面は極力曲面で構成し, 鋭利な突起を排除した。強度を確保しながら低コストに多数製造するため, ポリカーボネート射出成形とした。気球運用終了後の海洋への降下にとまらぬ海水への浸漬対策として, 筐体を防水構造にしたほか, 制御回路自体にもシリコンポッティングによる防水処置をほどこし, 2重の防水構造とすることで計測データの保護を行った。

姿勢ロガーの設計, 電子部品実装および組み立て, ファームウェアの開発はIn-houseで行った。本研究は姿勢ロガーを多数使用することから, 実験準備にかかる費用を抑制することができた。さらに, 海水の浸水による電子回路基板の損傷を回復し, 実験データの確実な回収を行う体制を構築できた。

表1：開発したGPS姿勢ロガーの主な諸元

動作高度	< 60 km			
測定項目	加速度	磁場	角速度	温度
単位	G	Gauss	°/s	°C
レンジ	±2	±2	±245	
分解能	16bit			12bit
サンプリング	10 Hz, 100 Byte/sample			
消費電力	272 mW			
連続動作時間	約 20 h			
寸法	110 (L) × 40 (W) × 28 (H) mm			
質量	90 g			

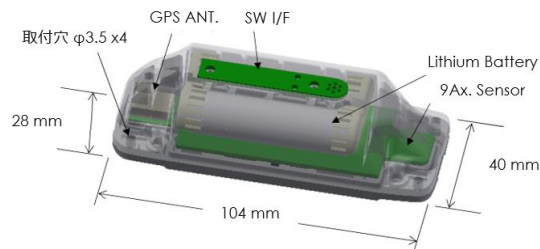


図 2 : GPS 姿勢ロガー

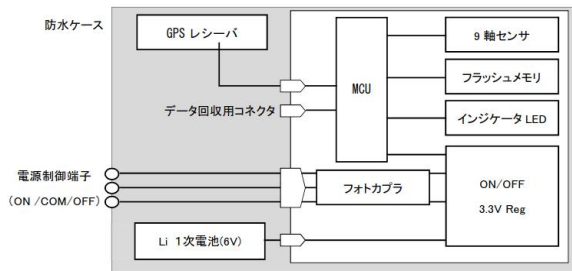


図 3 : システムブロック図



図 4 : 気球頭部への取り付けの様子

#### (2) データの取得と解析 (平成 28-29 年度)

開発した姿勢ロガーを用いた飛行中の気球系姿勢挙動計測実験を平成 29 年度に 2 回行った。表 2 に実験実績を示す。実験はいずれも宇宙航空研究開発機構が実施した気球実験 B17-02, B17-04 に相乗りする形で行われた。いずれの実験でも、姿勢ロガーを(1)気球頭部、(2)気球尾部、(3)パラシュート頭部、(4)パラシュート尾部、(5)吊り紐下端、(6)ゴンドラの 6 カ所に設置した。以下に両実験の実施概要を述べる。

<B17-02 実験>2017 年 6 月 23 日に実施された。放球後約 90 分で高度 28 km に到達し、40 分間水平浮遊したのち、気球とパラシュート以下が切り離され約 30 分間で海上に緩降下した。姿勢ロガーは放球準備から回収後電源を切るまでのおよそ 7 時間計測を行った。搭載した 6 台の姿勢ロガーは全て回収され、一部は筐体内に海水の浸入が認められたも

の、全てのデータ回収に成功した。

<B17-04 実験>2017 年 6 月 24 日に実施された。約 75 分で高度 25 km に到達し、60 分間水平浮遊したのち、気球とパラシュート以下が切り離され約 30 分間で海上に降下した。姿勢ロガーは放球準備から回収後電源を切るまでのおよそ 7 時間計測を行った。B17-02 同様に、筐体内に海水の浸入があったものがいくつかあったものの、全てのロガーからデータ回収に成功した。

いずれの実験においても、7 時間のフライトで姿勢ロガー 1 台あたり約 25 MB、2 実験で 300MB のデータを取得できた。また、回収されたロガーは海水の浸水があった個体でも一部の部品を交換することで使用できる状態であった。このことから、開発したロガーを用いた継続的なデータ取得を低コストに進められることが実証された。

<実験データの初期解析>ここでは紙面の都合上、B17-04 実験で得られたデータから角速度履歴を図 5 に示す。いずれも横軸は放球からの経過時間[秒]を表し、各列上から順にセンサ高度[m]、(1)~(6)で得られた計測値を示す。

いずれのセンサの角速度もほぼ想定された範囲内に計測値が得られた。(2)の角速度において、黄色で示される鉛直周りの角速度の様相が約 2300 秒を境に変化している。2300 秒以降は速い振動成分が減少するのに対し、2300 秒より前ではばらつきが多い。理由の一つとして気球の膨張が進んだことが考えられる。2300 秒以前では周辺大気圧が高く、気球が縦長に伸びた状態であり、鉛直周りの剛性が低い。気球の膨張が進んだことで、気球にかかる表面張力の水平方向成分が増し、剛性が高くなったと推測している。上昇中の気球形状を考慮して状態の理解を進めたい。興味深いことに、(2)気球尾部、(3)パラシュート頭部、(4)パラシュート尾部の角速度は、上昇中に他の部分と比べて大きな値を示している。

2300 秒以降、(1)(2)と(5)(6)で運動の様子が異なり(5)(6)では鉛直周りに長周期の単振動に見える運動をしている一方、気球はより短周期の振動がいくつか重畳しているように見える。今後(3)(4)の運動を詳しく解析し、(5)(6)の運動を引き起こす要因が(1)(2)にあるのか(3)(4)にあるのか、検討を進めたい。

表 2 : フライト実験実績

	B17-02	B17-04
実施日	2017/5/23	2017/5/24
上昇/水平浮遊/降下時間	90/40/30 分	75/60/30 分
最高到達高度	28 km	25 km
データ回収台数	6 台	6 台

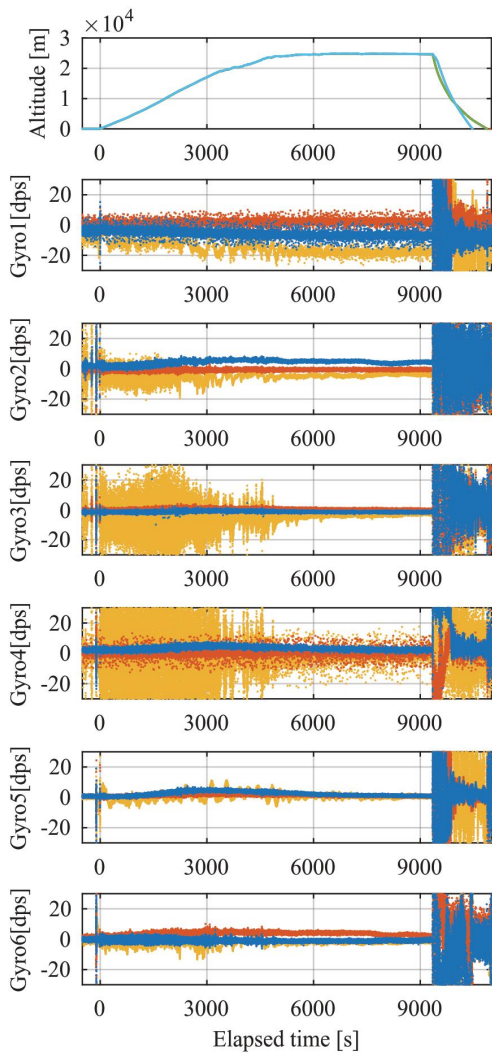


図5：フライトデータの一部(角速度3成分, B17-04, 上からセンサ高度, 気球頭部, 気球尾部, パラシュート頭部, パラシュート尾部, 吊り紐下端, ゴンドラ)

### 3) 気球系ダイナミクスモデルの検討 (平成 28-29 年度)

研究目的(ii)に対応して, 動力学構造モデルを検討した. 本検討は研究目的(iii)の前段階でもある.

従来は, 満膨張になった気球が巨大であることと比較的静穏な環境であることから, 気球を慣性固定ベースとして扱い, 慣性系に固定された吊り点から吊り紐を介してゴンドラが吊されているモデルが多く用いられてきた. また, より詳細なモデルとして, 気球本体と吊り紐以下が 2 重振子を構成するモデル (西村), 気球本体は慣性固定され, 吊り紐とゴンドラが 2 重振子を構成するモデル (矢島) なども提案されてきた. これらを踏まえながら, 観測されたフライトデータを説明できるモデルを検討した.

今年度取得されたフライトデータのうち, B17-02 の上昇中の角速度履歴を周波数解析し, 前述した 3 自由度非線形モデルの角速度

周波数解析結果と比較した. 図6左にシミュレーション結果, 右に B17-02 の水平方向 2 軸 (X, Y 軸), 鉛直軸 (Z 軸) の角速度周波数解析結果を示す. シミュレーションでは周波数成分を取り出しやすくするため, 減衰要素を除き, 運動の振幅を実際に期待されるよりも大きく設定した. そのため, 左図と右図で周波数ピークの大きさに違いが見られるものの, モデルを線形化したときの固有振動数に対応する  $2.5 \times 10^{-3} \text{Hz}$  と  $7.0 \times 10^{-2} \text{Hz}$  付近にピークが現れた. 一方, 吊り紐とゴンドラ間の振動に対応する  $0.7 \text{Hz}$  付近にはピークが見られなかったことから吊り紐とゴンドラ間の振動は外乱が入力されている間も減衰が強く, 観測されにくいと推定される. したがって, 飛行中の気球系を表すダイナミクスモデルは, 吊り点が気球浮力中心で腕がねじれる (2 自由度) 単振子モデルで表されることが示唆された. 今後, 異なる気球フライトシステムにおいても同様の結論を導けるか, 測定例を増やして検証していく. また, 動力学モデルに目処がついたため, 気球系に入力される外力についても検討を進める.

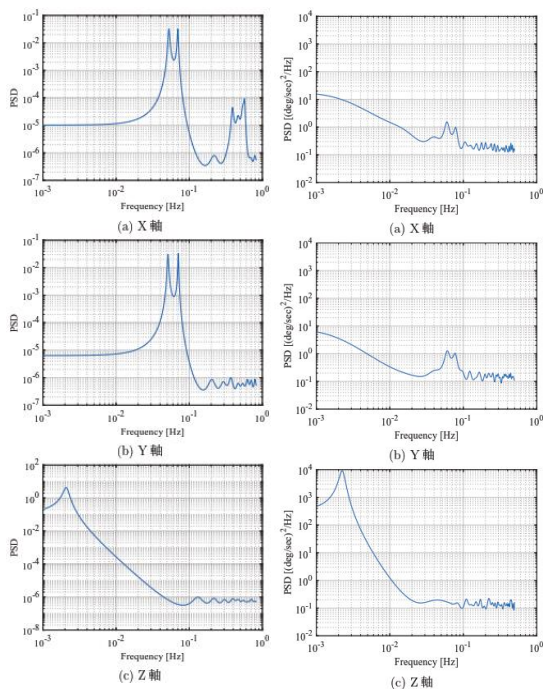


図6：ゴンドラの姿勢角速度の周波数スペクトル (左:シミュレーション結果, 右:B17-02の結果)

### 4) 結果のまとめと今後の展望

本研究ではこれまでに, 以下を明らかにした.

- 提案する手法によって, 実際に気球系各部の姿勢運動を計測できること
- 数値シミュレーションと比較にすることで動力学モデルを腕がねじれる単振子モデルで表すことができること

一方、以下についてはさらなる研究が必要である。

- ・本研究で提案した動力学モデルが他の多くの気球系にも同様に適用できること
- ・気球系に作用する外力を表す数値モデルの提案

以上の課題は、本研究で開発した計測手法により、低コストで継続的に行える目処が立った。データの蓄積を進め、課題解決に向けて研究を推進する。

将来的には、気球系の動力学数値モデルが構築されることにより、従来経験的感覚的に行われていた姿勢制御系の実験前評価試験を客観的定量的に行うことができる要になると期待される。これによって「飛ばしてみなければ実際の環境がわからない」状態を脱却することができ、気球実験の成功率向上に貢献することができる。また、気球系へ入力される外乱力について理解が深まれば、擾乱低減手法の検討など、新たな手法論の展開が期待される。

## 5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

[学会発表] (計 4 件)

- ① 莊司泰弘, 飯嶋一征, ピギーバックによる気球系各部の In-situ 姿勢計測結果と今後の展開, 大気球シンポジウム (平成29年度), 2017年
- ② 莊司泰弘, 飯嶋一征, 成層圏気球の飛翔中挙動計測のための姿勢ロガー開発と飛翔実験結果, 第61回宇宙科学技術連合講演会, 2017年
- ③ 莊司泰弘 Kwak SeungJo, 飛翔中の気球系挙動測定システムの開発とピギーバック実験提案, 大気球シンポジウム (平成28年度), 2016年
- ④ 莊司泰弘, Kwak SeungJo, B14-01ゴンドラの姿勢解析, 大気球シンポジウム (平成27年度), 2015年

## 6. 研究組織

### (1) 研究代表者

莊司 泰弘 (Shoji, Yasuhiro)  
大阪大学・大学院工学研究科・助教  
研究者番号：70582774

### (4) 研究協力者

飯嶋 一征 (Iijima, Issei)  
宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所