

# 成層圏気球フライトシステム各部の姿勢運動計測手法の開発と フライト実証実験結果

莊司 泰弘<sup>\*1</sup>, 飯嶋 一征<sup>\*2</sup>

## Development of an Attitude Motion Logger for a Balloon Flight System and Demonstration Flight Results

Yasuhiro SHOJI<sup>\*1</sup>, Issei IJIMA<sup>\*2</sup>

### ABSTRACT

This study develops a methodology of direct measurement of attitude motions of parts of a stratospheric balloon flight system and of estimation of deformations of the parts, in order to reveal characteristics of the motion of the balloon flight system and disturbance forces. For some balloon missions, design and development of attitude or pointing control system of a gondola or a mission devices on the gondola requires basic knowledge how the attitude of the gondola and the balloon envelope will move. However, such the knowledge has not been gathered enough: vibration modes of balloon flight systems were studied, but the transient of the motion have not been fully understood yet. This study developed a special attitude logger to gather attitude motions of some parts of balloon flight systems for understandings of transient of the motions. This attitude logger can be mounted on six points on a balloon flight system including the top of the balloon and a gondola, the bottom of the flight system. Each logger measures three dimensional vectors of the acceleration, the angular velocity and the geo-magnetic field at 10 Hz. Also, it records time and location by receiving the GPS signal at the same frequency. The demonstrations were conducted three times in the JAXA's balloon flight campaigns in 2017 and 2018. All the loggers were successfully recovered, and the attitude motions were revealed. The motions were synchronized with GPS time, which enabled to estimate the deformation of the parts of the flight system with the relative motions of the loggers.

**Keywords:** Balloon, Attitude Estimation, Piggy-back Development

### 概要

本研究では、成層圏気球フライトシステム各部の姿勢運動を時間領域で明らかにし、振動モード解析だけでなく運動の減衰特性や外力の推定を行うため、気球フライトシステムの各部の姿勢運動を直接計測記録し、同時刻のデータを比較して各部の変形を検討するための手法を開発する。また、実際のフライトデータにより手法を評価する。気球の飛行中にゴンドラや搭載機器の指向制御を行う機器開発において、ゴンドラの姿勢運動とこれに影響を与える気球等の姿勢運動の特性に関する知見が必要である。しかし従来の研究では、気球フライトシステムの振動モードの計測が行われたものの、過渡状態に対して知見を得られるデータの蓄積はなされておらず、情報が不足していた。そこで本研究では、なるべく多くの気球飛行実験において、気球、荷姿、ゴンドラで構成される気球フライトシステム各部の姿勢運動を直接計測し不足している情報を収集することを目的に、このような計測を実現する姿勢ロガーの開発を行った。気球頭部からゴンドラまで計6点に後付けできる、加速度、角速度、磁場各3成分とGPS時刻、位置を10Hzで計測し、記録するロガーは、2017年、2018年のJAXAによる気球実験において実証実験に供され、データの計測を行った。ロガーは実験終了後に回収され、データ解析により各点の姿勢運動が明らかになった。またGPS時刻によりロガー間のデータを同期することができ、姿勢ロガー間の相対姿勢を求めることで、ロガーで挟まれる気球フライトシステム構成部品の変形を推定することができた。

doi: 10.20637/JAXA-RR-18-011/0001

<sup>\*</sup> 平成30年12月19日受付 (Received December 19, 2018)

<sup>\*1</sup> 大阪大学大学院工学研究科 (Graduate School of Engineering, Osaka University)

<sup>\*2</sup> 宇宙科学研究所 (Institute of Space and Astronautical Science)

## 1. はじめに

成層圏気球のミッションでは、希薄大気環境を活用した天体観測や、高高度からの落下によって初速度を得て飛行する飛行体の実験などが国内外で活発に行われている。このようなミッションでは、望遠鏡を目標天体に指向する、あるいは飛行体の初期飛び出し方位角を規正するといった目的で、気球のペイロード部（ゴンドラ）の方位角を目標方向に維持する制御が行われる。ミッションからの要求を満たす制御システムを設計するためには、制御対象であるゴンドラの姿勢運動の特性を理解する必要がある。

ゴンドラの姿勢運動は、日本国内では西村[1]らによって1971年にまとめられた。この調査はゴンドラにセンサを設置した複数のフライトの観測結果を評価したもので、水平浮遊時のゴンドラの方位角方向（ヨー）の運動と揺れ（ロール、ピッチ運動）をそれぞれ分けてまとめている。しかしその記述は多くの仮定を含む定性的なものであり特性値の幅が大きいため、将来のゴンドラ設計に対する情報としては十分ではない。また古い実験であり、その後の気球技術開発によって、気球の大型化やフライトシステムの進化があったことを踏まえると、現代の気球フライトシステムを対象に、定量的な検討ができるデータが必要である。Chaffeeらは気球頭部とゴンドラの運動を同時に計測した[2]。これは将来の高速通信を可能にするインフレータブルアンテナの配置を検討するための予備調査として位置づけられたものである。アンテナの追尾系に対する定量的な要求を定める数値データが得られたほか、頭部からゴンドラへの周波数伝達関数の検討やパラシュート開傘衝撃を計測するなど、将来のゴンドラ設計に有用な知見が得られた。このような貢献が、これまでの気球望遠鏡による天体観測が大きな成果を残す礎になった。

一方、近年の気球実験はより高精度な指向制御（たとえば[3][4]）やより簡便な制御システムに対する要求が出てきており、このようなシステムを実現するためにはより深い気球フライトシステムの力学についての理解が必要である。さらには日本国内の気球飛行環境の変化により、水平浮遊時間が1時間～1時間半程度と従来よりも短くなってきた。従来のシステムが前提としてきた、姿勢運動が収まってから指向制御運用を開始するといった運用では水平浮遊時間が不足してきており、従来よりも大きな姿勢運動への対応が必要である。また気球やゴンドラシステムの大型化に伴い飛行機会が減少しており、より少ないフライト回数で所期の科学観測を実施するために、定量的な数値モデルに基づくゴンドラの指向制御システムの開発が望まれている。

そのためには、気球フライトシステム全体の姿勢運動を時間領域で明らかにし、振動モードを与える構造だけでなく運動の減衰特性や外力の推定を行うことが必要である。従来の方法では少ない計測点のデータを元に振動モードを求め構造を理解していたところ、計測点を増やし姿勢や構造の時間変化を明らかにすることで、従来法であるモード解析の妥当性の検証や、気球フライトシステムの過渡状態が明らかになると期待される。しかしこれまでに気球フライトシステムの構成部品が飛行中にどのように変形し運動しているのか、直接観測した事例はない。そこで本研究では、気球フライトシステムの各部の姿勢運動を直接計測記録し、同時刻のデータを比較して各部の変形を検討するための手法を開発し、実際のフライトデータにより評価する。

本稿では、2 節で研究目的を達成するための気球系姿勢運動計測方法の検討について整理し、開発した姿勢ロガーについて述べる。3 節でこれまでに実施した 2017 年度実験、および 2018 年度豪州実験について述べる。豪州実験では国内実験との運用の違いを埋めるため、姿勢ロガーシステムに変更を加えた。これについても述べる。4 節ではデータ解析の手順とアルゴリズムを簡単に述べた後、例として 2017 年度に行われた B17-02 実験について解析結果を示す。5 節において、開発した計測手法の評価と 4 節で示す解析結果についての考察を述べ、6 節で本稿のまとめと今後の展望について述べる。

## 2. 実験の方法

### 2.1. 計測方法の検討

#### 2.1.1. 研究対象

本研究では、検討対象を国際民間航空連盟 (ICAO) が定める無人重気球 (unmanned heavy balloon) のうちゴンドラが1つのものとする。これはゴンドラ質量が3 kg以上または吊紐の破断衝撃荷重230 N以上などと定められており、ゾンデ等を除いて観測装置を成層圏まで運搬する成層圏気球フライトシステムとして世界的にも一般的な構成である。このクラスの気球は日本国内における実験で原則全て回収されることもあり、多くの科学観測や工学実験に用いられる。有意義であると同時に、姿勢運動の計測データを保存したストレージを回収することもできる。そのためテレメトリでデータを回収するよりも運用コストを小さくできる。

#### 2.1.2. 計測点の検討

気球のフライトシステムは構造的に大きく分けて、気球部、荷姿部、およびゴンドラ部で構成される。荷姿部はさらにパラシュートと吊紐で構成される。しかしそれぞれを剛体として扱うのは適切とは言えない。気球部は高度の上昇にともなう周辺気圧の減少に伴い、徐々に膨張する。地上付近では気球部の大半に内圧はかかっておらず縦に細長い形状となるため、比較的ねじれやすい。荷姿部はパラシュート、吊紐の他、パラシュートと気球尾部を接続する切り離し部の3部で構成されており、それぞれ長さや太さが異なる。そこで、本研究では図1、表1に示す6点で同時に計測をすることとした。この6点はいずれもフライト中の変形が予想される構成部品を上下に挟むように選ばれている。この隣り合った2点の同一時刻の相対姿勢は測定点間の構成部品の変形を示す。

表 1：計測点と測定対象となる現象

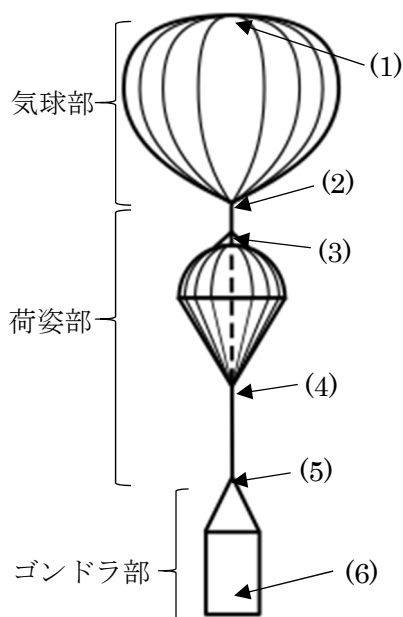


図 1：計測点の配置

計測位置		相対姿勢により計測が期待される現象
(1)	気球頭部	気球頭部の運動
	気球尾部	気球部のねじれ, 曲げ
(3)	パラシュート頭部	切り離し部のねじれ, 振子運動
	パラシュート尾部	パラシュートのねじれ, 振子運動
(5)	放球リング (プレート) 直上	吊紐のねじれ, 振子運動, 弦振動
	ゴンドラ	ゴンドラの揺れ

#### 2.1.3. サンプリング周波数

サンプリング周波数を定める前提として、想定する姿勢運動のうち最も高い周波数を取り得る要素を検討した。気球のフライトシステムは大きいため、固有振動数は一般に低い。その中でも吊り点 (図1(5)の直下) を支点とするゴンドラの振子運動が、支点から重心までの距離が最も小さく、固有振動数が高くなると仮定した。支点から重心までの距離を0.5 mとする質点単振子の場合、振子運動の周波数は約0.7 Hzとなる。実際にはゴンドラは剛体であることから、質点の振子運動よりも慣性モーメントが増加する分、振子運動の振動周波数は小さくなる。多くの場合、ゴンドラは放球リングから4点吊りなどの方法によって吊り下げられる。この場合4点吊り部分の変形も小さくなることから

剛体を構成するとみなせ、吊り点から重心までの長さはさらに長くなり、振子の周波数も小さくなる。したがって本研究では、1 Hz以下の運動計測が必要であるとした。原理的にはナイキスト周波数となる2 Hz以上のサンプリング周波数があれば良いことになる。本研究ではおおよその波形を得られる1周期4点すなわち4 Hz以上のサンプリング周波数を開発目標とした。一方、相対姿勢運動を得るためには、計測の同期をしなければならない。

## 2.2. GPS 姿勢ロガーの開発

### 2.2.1. 設計要求

本研究の目的、および前項を踏まえると、ミッション実現のための設計要求として以下のようになる。

- m1) 検討した計測点の姿勢運動を計測できること。
- m2) 姿勢ロガーを取り付けた対象の運動を阻害しないこと。
- m3) 姿勢ロガー間の時刻同期ができること。
- m4) サンプリング周波数を 4Hz 以上とすること。
- m5) 実験終了時に海水中に没しても誤動作せず、記録したデータを保持できること。
- m6) なるべく多くの実験に繰り返し使用できること。

一方、気球運用上の要求として以下の点を考慮しなければならない。

- b1) 気球頭部、尾部の機能に干渉しない寸法、重量であること。
- b2) 特に尾部直近に設置される Sub Balloon Operator(SBO)の指令電波、GPS 受信に対して適切な電磁放射適合性 (EMC) を有すること。
- b3) 気球実験キャンペーン期間中のなるべく早期に気球、荷姿部、ゴンドラに設置し、半年以上待機できること。
- b4) 放球準備作業中、最少の作業量で準備ができること。
- b5) 放球、回収時の衝撃力等に耐えられるだけの強度を有すること。
- b6) 気球、吊紐部に追加の計装、構造物を要求しないこと。

これらの要求を整理して、姿勢ロガーの仕様を表 2 のように定めた。

表 2：姿勢ロガーに対する要求仕様

仕様	対応する 要求項目
加速度、角速度、磁場を各3軸、4Hz以上で測定すること	(m1)
電池を含めて必要な機能を全てケース内に収め、できる限り軽量、小型とすること	(m2) (m5)(b1)
電源ONで自動的に計測を開始し、電源OFFでも計測データを保持すること	(b4)
再度の電源ON時に過去の計測データを上書き、消去しないこと	(b3)(b4)
電源OFF時待機は1年以上とすること	(b3)
スタンドアロンで動作し、Main Balloon Operator(MBO)、SBOおよびメインミッションシステムとのシグナルI/Fを持たないこと	(m2)(m6) (b2)(b3)
ロガー間に原則として配線を必要としないこと	(b1)(b6)
電子回路は外界と完全に絶縁し、着水後荷姿最深部においても防水できること	(m5)
サンプリングのタイムスタンプをGPS信号により得ること	(m3)
GPS信号を受信できない場合も、極力サンプリング周波数を維持して計測を続けること	(m4)
気球フィルムを傷つけないケース外形、材質とすること	(b1)(b5)



### 2.2.2. 開発した GPS 姿勢ロガー

開発したGPS姿勢ロガーの概観を図 2に、システムブロック図を図 3に、主な諸元を表 3に示す。

システムは、姿勢センサ、GPSレシーバ、フラッシュメモリ、マイクロコントローラ(MCU)、電池および電源制御部で構成される。姿勢(加速度、角速度、磁場)センサはST Micro Electronics社製LSM 9DS0を、GPSレシーバには(株)ポジションのGPS-123-083を、フラッシュメモリは(株)東芝半導体製4Gbit(512MB)フラッシュROMを使用した。これらを(株)ルネサスのMCUR8C/23で制御した。

測定項目は、加速度、角速度、磁場各3軸、センサ温度、基板温度、電池電圧、GPS位置および時刻である。このセンサはMicro Electro Mechanical System (MEMS)技術により4×4×1 mmのIC内に加速度、角速度、磁場各3軸のセンサと温度センサ、AD変換器、デジタル通信 I/Fを内蔵する。これにより、複数の半導体センサを搭載する場合と比べてセンサ間のアライメントを正確に取れる。センサ外部にアナログ回路が不要になるため、システムをシンプルにすることができる。加速度、角速度、磁場センサ分解能16 bitでフルスケールをそれぞれ±2 G, ±245°/s, ±2 gaussとした。センサ温度は12 bitである。基板温度と電池電圧はMCUの8bit AD変換器を用いて計測した。基板温度センサにはNTC

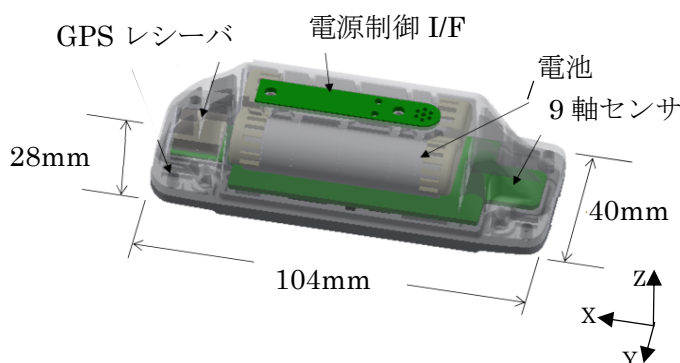


図 2 : GPS 姿勢ロガーの外観

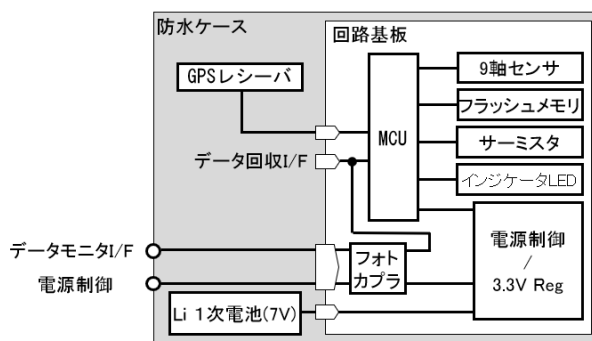


図 3 : システムブロック図

表 3 : 姿勢ロガーの主な諸元 (1 台あたり)

要素	項目	値
センサ	測定項目	並進加速度, 角速度, 磁場ベクトル (各3軸), センサ温度, 基板温度, GPS位置, 時刻
	レンジ 分解能	加速度: ±2 G 角速度: ±245 ° /s 磁場: ±2 gauss 温度: -40 - +85 °C 各16bit 測定周期 0.1s
ストレージ	データ量	120Byte / sample 104 MB / 24h x 10Hz
	種類・容量	512MB NAND フラッシュメモリ
I/F	外部通信	飛行中はGPS受信以外に外部との通信なし。UART (3.3VCMOS) : データ回収用。コネクタはケース内。飛行中不使用。 電源制御: 端子はケース外に露出。内部主回路と電氣的に絶縁。
	機械的I/F	気球頭部へはアダプタプレートを介してねじ締結。荷姿へは紐による固縛。 ゴンドラはPIと要調整
電源	セル	SAFT LS14500 2直1並列 (7.2V 2600mAh)
	電池寿命	> 20 h 電源OFF時電池寿命 > 1 year
構造	材質	ケース: ポリカーボネート パッキン: シリコンゴム 締結部材: PEEK
	防水	基板の防水シリコンポッティング ケース防水構造 (気密, IP67相当)
	寸法/重量	40(W) x 104(D) x 28(H) mm / 90g

サーミスタを用いた。GPSレシーバは気象ゾンデにも使用されるもので高度60kmまでファームウェアを変更することなく対応している。出力はUARTで全てのNMEAフォーマットに対応している。このうちGPGGAを記録した。全ての計測項目を10 Hzで記録した。測定、記録はMCU内蔵タイマを基準に0.01秒単位で動作を管理した。動作タイミングをMCUがGPSレシーバから新たなNMEAセンテンスを受信したタイミングでリセットし、全体として0.1秒のサンプリング周期の精度を保った。測定中に何らかの不具合でGPSレシーバからの信号をMCUが受信できなくなった場合、動作タイミングのリセットができなくなるため、MCU内蔵タイマ基準で動作が進行する。姿勢センサ計測記録はおよそ0.1秒周期で続けられる。しかし時間精度が低下し、長時間の計測では誤差が生じる。

電池はSAFT社のLS14500を使用した。この電池は常温(20°C)において開放電圧3.67V、容量2.6Ah、単3乾電池サイズのリチウム一次電池である。-60°Cまで動作保証されており、データシート上50mA出力時-20°Cにおいて電圧2.65V、容量1.0Ah、-40°Cにおいて2.5V、0.6Ahとなる。これを2直列とし3.3V低ドロップ電圧レギュレータを介してシステムに電力を供給した。システムの消費電流は約50mAなので、常温では52時間、-20°C環境で20時間、-40°C環境においても12時間の動作が期待できる。スイッチ回路は図5の等価回路図に示すような、2つのフォトカプラを用いてFETトランジスタを制御する絶縁スイッチ回路とした。この回路ではON操作ではフォトカプラAの、OFF操作ではフォトカプラBのLEDを光らせる電流を外部から供給することでFETの状態を変える。スイッチ回路が状態を維持するための外部電源およびスイッチ回路を駆動するための電源は不要であるため、特にOFF状態では電池の消費をFETトランジスタの漏れ電流程度に抑えられる。これにより電池を回路に接続したまま長期保存が可能になり、またGPS姿勢ロガーが海水中に没しても回路の安全が保たれる。

ケースはポリカーボネート射出成形で作成した。外形寸法は、104×40×28 mm (突起部含まず)、質量は90 gである。電源制御 I/Fはガラスエポキシ基板上に配置した金メッキパッド電極に外部からスプリングコンタクトで接触する方式を採った。海水中から引き上げた際に電極上に海水が残留しにくく腐食しづらいことと、気球上に設置するため突起を少なくするためである。ケースには、外部構造物との固定のためにM3ネジ用通し穴を四隅に設けた。ゴンドラなどネジ固定できる場合は、1つの穴に高強度紐を命綱として取り付け、ゴンドラなどの構体に結わえた。残り3つの穴にネジを通してケースを外部構造物に固定した。気球尾部などネジ止めができない場所では、4つの穴に紐を通して対象に縛り付け、同時に1つの穴に命綱を通して、直近のシャックル等に接続した。

防水機能は4気圧を耐水圧目標とした。図1のとおり設置できたとすると、パラシュートが長いもので30 m程度、吊紐も同程度の長さになり、海上に降下する国内実験ではパラシュートの頭部内側に浮きが設置されるため、海上に浮いている間パラシュート尾部が最も深く沈み、その深さは30 m程度であると推測される。そこで水深40 m相当の水圧に耐えることを目標とした。ケース勘合部にシリコンRTVゴムパッキンを配置し、シリコングリスの塗布により止水した。当初、内圧調整ベントフィルタを電源制御I/F近くに配置した。しかし後述する耐水圧試験の結果を受けてこれを廃止し、ベント穴はシリコンゴムでふさいだ。さらに何らかの理由でケースの防水が破れたときに備えて、主基板は表面、裏面ともにコネクタ以外をシリコンRTVゴムの薄膜でコーティングした。

スイッチ回路に外部から電流を供給し制御するため、図4に示すようなスイッチボックスを用いた。GPS姿勢ロガーの電源制御 I/Fに接触するスプリングコンタクトと電源およびスイッチ、動作イ

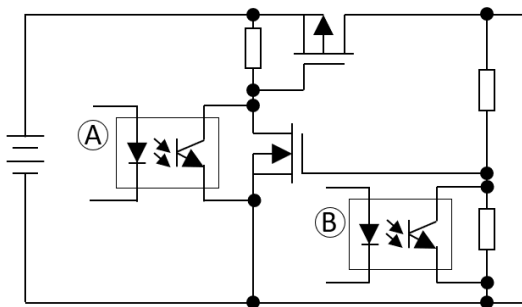


図 5：スイッチ等価回路図



図 4：スイッチボックス



図 7：電源制御延長ケーブル

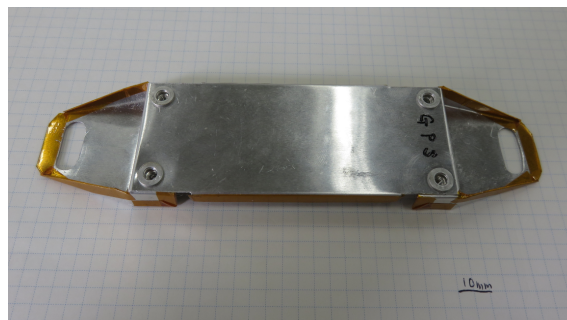


図 6：頭部取り付けアダプタ

ンジケータLEDを備える。その他、GPS姿勢ロガーの設置位置によっては放球準備作業中に直接アクセスできないことが想定されたので、GPS姿勢ロガーとスイッチボックスを接続する延長ケーブルを用意した(図7)。

気球頭部にGPS姿勢ロガーを確実に取り付けるため、図6に示すような取り付けアダプタを製作した。アルミニウム合金板金製で、気球のフィルムと排気弁を取り付ける板の結合部にあたる頭部板周縁部に元々あるネジを用いて共止めする。

### 2.2.3. 耐水圧試験

ケースの防水性能を確認する耐水圧試験を行った。試験のセットアップを図8に示す。ポリエチレン袋にロガーのケースと精製水を入れ空気が入らないように密封し、水を張った耐圧容器内に沈める。耐圧容器に外部からコンプレッサーで圧縮空気を送り加圧し、目標圧力で10分放置した後減圧する。取り出したケース内に浸水していなければ合格とした。ケースにはふたの勘合部とベントフィルタの2カ所の止水箇所がある。試験は1)ふたの勘合部のみの試験、2)ふたの勘合部とベントフィルタの試験の順で行った。1)ではベントフィルタ穴にカプトンテープを貼った上からシリコンRTVゴムで埋め、ふたの勘合部の止水性能を確かめた。2)ではベントフィルタ穴を元に戻し、PTFEベントフィルタを貼り付け、同様に試験した。ベントフィルタの周縁部にはシリコンRTVゴムを塗布した。PTFEベントフィルタにはタカチ電機工業(株)のVSC075を使用した。

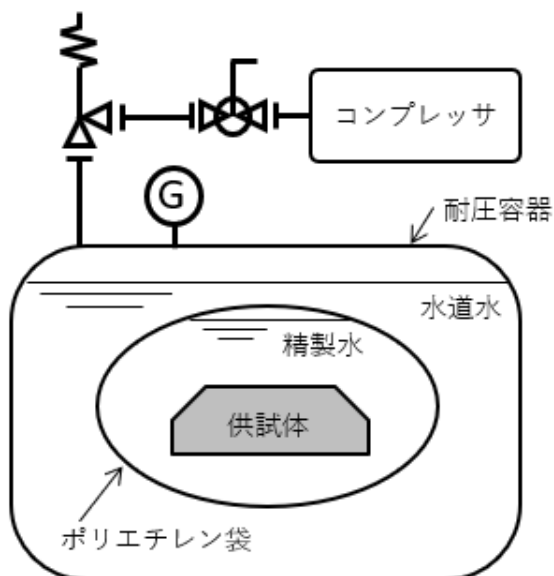


図 8：耐水圧試験のセットアップ

1)の試験では4気圧10分間の間にケース内への浸水は確認されなかった。一方2)の試験では1気圧でも浸水が見られた。同じ供試体を1)の状態に戻すと浸水は確認されなかったため、ベントフィルタから漏水していることが確認された。ベントフィルタで漏水した原因として、PTFEシートが水圧に耐えられなかったこと



が考えられる。PTFEフィルタには微細な貫通穴が空いており、PTFE自体の撥水性を用いてシート表面の水 droplet がPTFEフィルタの微細穴に入り込まないようにしている。撥水性を越える圧力が液体に作用した場合、水滴が微細穴に入り込みケース内部に浸入すると考えられた。

そこでベントフィルタの仕様を取りやめ、ベントフィルタ穴はシリコンRTVゴムで埋め、上空における内外差圧は許容する運用に変更した。

#### 2.2.4. 低温試験

なるべくGPS姿勢ロガーを小型化するため、GPS姿勢ロガーの構成部品は原則 $-40^{\circ}\text{C}$ 以上を動作温度とするものから選定した。GPSレシーバだけはデータシート上 $-30^{\circ}\text{C}$ 以上であった。GPS姿勢ロガーの保温必要性を検討するため、低温動作試験を行った。試験は宇宙研大気球実験グループの恒温槽を用いた。この恒温槽はGPSリピータの発する電波がのぞき窓を通して槽内部に到達しているため、低温環境下におけるGPS受信試験ができる。恒温槽内部に主基板およびGPSレシーバのみを1回の試験につき8台を置き、槽外から安定化電源により電力を供給した。ケースや保温材、ヒータは使用していない。この状態で $+25^{\circ}\text{C}$ 、 $-60^{\circ}\text{C}$ 、 $-40^{\circ}\text{C}$ 、 $+25^{\circ}\text{C}$ の順に環境温度を与え動作確認した。

全てのGPS姿勢ロガーは $-50^{\circ}\text{C}$ まで正常に動作した。一方 $-55^{\circ}\text{C}$ を下回ると一部の主基板でMCUがGPSレシーバからデータを正常に受信できなくなる現象が発生した。ただし、実際のフライト実験では基板、GPSレシーバとともにケースに収納するため、温度環境は緩和する。また国内実験ではほとんどの場合日中に飛翔するため、日照による温度上昇が期待される。そのため、特に温度維持対策をとらずフライト実験に供することとした。

#### 2.2.5. EMC 試験

SBO に対する EMC は 2017 年度第 1 次気球実験期間中に、SBO を用いた感度チェックにより行われた。図 9 に試験中の様子を示す。実際の使用状況を模擬して SBO を試験台から吊し、SBO の上部に供試体の姿勢ロガーを並べ、1 台ずつ順次電源 ON による SBO の電磁干渉を確かめた。全数チェックを行い、全ての姿勢ロガーが SBO に対して干渉しないことが確認された。その後、8 台同時に ON にして同様の試験を行い、やはり SBO に対する影響がほぼないことを確認した。

PI のフライトシステムに対する EMC はゴンドラに設置した状態で個別に行われ、干渉がないことを確認した上で実験を行った。



図 9：EMC 試験の様子（左：気球尾部配置 1 台試験 右：パラシュート頭部配置 8 台試験）



### 3. 飛翔実験

#### 3.1. 2017年実験の概要

2017年は2実験を行った。計測対象となった気球実験の概要を表4に示す。B17-02とB17-04におけるゴンドラ外寸の高さはいずれもゴンドラ底面から放球リングまでの距離である。姿勢ロガーはいずれの気球実験においても、図1に示した(1)から(6)の全ての箇所に設置した。設置例を図10に示す。気球頭部にはアダプタを用いて取り付け、命綱を取手に結束した。気球尾部では、ケースの取り付け穴を介して紐で結びつけ、命綱を尾部と荷姿を接続するシャックルに結んだ。吊紐上では、ガラステープを用いて吊紐に固定し、命綱を最寄りのシャックルに結束した。

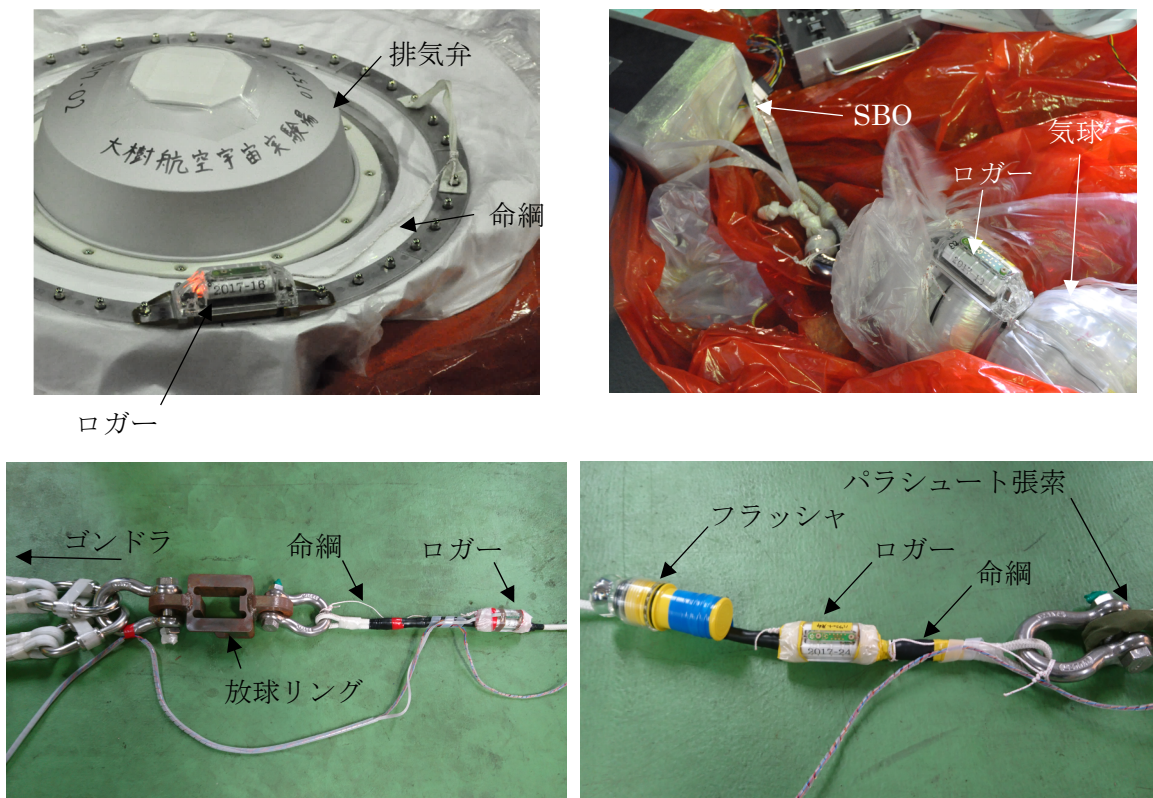


図10：気球、荷姿への設置の例（左上：気球頭部 右上：気球尾部 左下：放球リング直上 右下パラシュート尾部）

表4：2017年実験の概要

実験番号	B17-02	B17-04
実施日	2017年6月23日	2017年6月24日
水平浮遊高度	28 km	25 km
上昇／水平浮遊／降下時間	90 / 40 / 30 分	75 / 60 / 30 分
気球満膨張体積	30,000 m <sup>3</sup>	5,000 m <sup>3</sup>
荷姿長	37.5 m	28.5 m
放球時気球懸架重量	692 kg	440 kg
ゴンドラ外寸	1.5 × 1.5 × 1.5 m	0.7 × 0.7 × 0.7 m

##### 3.1.1. 17-02 実験概要

2017年6月23日に実施された。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。搭載した6台の姿勢ロガーのうち計測点(2)(3)(6)については、回収時点においても正常動作しており、回収後正常な手順で電源OFFした。計測点(1)(4)(5)に取り付けたロガーには回収後の点検作業においてケース内部への少量の浸水が認められた。浸水により基板上のコネクタの他、電源制御部よりも上流の基板パターンでシリコンコーティングされていなかった一部が電蝕により損傷した。しかしMCU、フラッシュメモリなど基板の主要部はシリコンコーティングにより海水の接触を免れた。回収後作業で基板を精製水で洗浄し乾燥後、損傷したコネクタの交換と回路の修繕を行った。この結果、全てのロガーからデータを回収することができた。

回収したデータのまとめを表 5に示す。おおむね計測と記録は正常に行われた。しかし、計測点(2)の磁場X、および計測点(3)の角速度X、Zの値がフライト計測区間全てで飽和しており、正常に計測できなかった。また、角速度には温度に依存するとみられるバイアスが存在しており、ロガーの個体によって大きさは異なった。大きいものでは7°/s程度であった。

表 5 : B17-02 計測結果のまとめ

計測点	GPS	加速度	角速度	磁場	温度, 電圧	備考
(1)	正常	正常	正常	正常	正常	
(2)	正常	正常	正常	X に異常	正常	
(3)	備考欄以外 正常	備考欄以外 正常	X, Z に異常	備考欄以外 正常	正常	700-1200s で欠測
(4)	正常	正常	正常	正常	正常	
(5)	正常	正常	正常	正常	正常	
(6)	正常	正常	正常	正常	正常	

### 3.1.2. B17-04 実験概要

2017年6月24日に実施された。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。搭載した6台の姿勢ロガーのうち計測点(1)(6)については回収時点においても正常動作しており、回収後正常な手順で電源OFFした。計測点(2)(3)(4)(5)に取り付けたロガーには回収後の点検作業においてケース内部への少量の浸水が認められ、B17-02で浸水した個体同様に、基板上のコネクタとシリコンコーティング外の基板パターンが電蝕により損傷した。MCU、フラッシュメモリなど基板の主要部は海水の接触を免れ、B17-02同様に回収後作業と修繕作業を行い、全てのロガーからデータを回収することができた。

回収したデータのまとめを表 6に示す。おおむね計測と記録は正常に行われた。しかし、計測点(1)(4)(6)の磁場計測値がフライト全区間で飽和していた。

## 3.2. 2018 年実験の概要

2018年は豪州実験で最大2実験、国内実験で最大2実験を計画した。実際には豪州で実施されたB18-02実験のみ行うことができた。

### 3.2.1. 計測システムの変更

豪州実験では、国内実験との運用の違いを踏まえ、国内実験システムと以下の点に変更された。

1) B18-02ゴンドラに設置するGPS姿勢ロガーについては、放球から着陸までの全フライト時間を計測する。その他のGPS姿勢ロガーは、搭載電池のできる限り計測する。

表 6 : B17-04 計測結果のまとめ

計測点	GPS	加速度	角速度	磁場	温度, 電圧	備考
(1)	正常	正常	正常	Z に異常	正常	
(2)	正常	正常	正常	正常	正常	
(3)	正常	正常	正常	正常	正常	
(4)	正常	正常	正常	X, Y, Z に異常	正常	
(5)	正常	正常	正常	正常	正常	
(6)	正常	正常	正常	X, Y, Z に異常	正常	

2) 気球頭部, 尾部に設置されるGPS姿勢ロガーは地上で気球から回収することが困難であることが予想された. そのためパラシュート頭部にデータ保存用ロガーを設置し, 気球頭部, 尾部のGPS姿勢ロガーと有線接続して, 計測データを記録した.

3) 豪州実験ではフライトが24時間以上に及ぶことが予想された. そのためGPS情報として日付を獲得できるGPZDAを追加した. 気球頭部, 尾部から保存用ロガーへの通信では後述するようにデータ量に対して通信速度が不足するため, ASCII保存していたGPSデータをバイナリ保存に変更しデータ量を圧縮した.

1)について, GPS姿勢ロガーはB18-02実験のゴンドラ姿勢計測における完全独立冗長系としての役割も担った. 豪州実験は国内実験よりもフライト時間が総じて長く, 24時間を越えるフライトもあり得た. 標準のSAFT LS14500では前述のように-40°C環境で12時間程度しか電力を供給できないとみられ容量が不足する. そのためB18-02ゴンドラに設置するGPS姿勢ロガーの電源は, 標準電池の代わりに, 外部にElectroChem社製リチウム一次電池3B0070 2直列 (常温50mA出力時 7.0V 7Ah, -55°C時 3.9Ah) を置き, ケースに穴を空け電源線を通し基板と電池を接続した. これにより-55°C環境においても十分な容量を確保した. その他のGPS姿勢ロガーについてはフライト全期間のログを取ることもよりも特に外乱力大きいとみられる上昇中から水平浮遊に遷移する間の姿勢データが得られればよいので, 計測時間よりも国内実験と同様に設置できることを優先し電池は標準と同様とした.

2)については, 国内実験よりも大きな気球フィルムの塊から手のひらサイズのGPS姿勢ロガーを探し出すのは作業負担が大きく, 現地の回収運用の都合を考えると現実的ではなかった. 一方気球には気球尾部と頭部の間に排気弁に電力を供給する電線が予備を含め2対存在する. また, GPS姿勢ロガーは電源制御 I/FにUARTの送受信1対を絶縁した上で引き出してあった. GPS姿勢ロガーの計測結果を内部のフラッシュメモリに書き込むのと同時に外部に出力し, 外部に設置した別のデータロガーに保存することとした. 概念図を図 11に示す. データロガーのハードウェアとしてGPS姿勢ロガーを用い, ファームウェアを書き換えてデータロガーとして機能させた. 気球頭部のGPS姿勢ロガーとデータロガーの間は排気弁線の予備線を用い, 気球尾部のGPS姿勢ロガーとデータロガーの間は, 新規に線を1対追加した. GPS姿勢ロガーとデータロガーの信号は電流信号とし, 独立した電源を用意した. 長距離の電流信号通信のため通信速度は低くせざるを得ず, 9600 bpsとした.

3)について, 国内実験は未明に始まり最長でもその日の昼頃には実験が終了するため, フライトが特定できればデータの日付は特定でき, 時刻も一意である. 豪州実験では24時間以上の運用が予定されたことから時刻だけではタイムスタンプとして情報が不足する恐れがあった. そこで受信するNMEAセンテンスにGPZDAを増やし, 日付情報も記録するようにした. しかし位置情報を得るためのGPGGAは最大87 Byte/sampleと日付情報を含むGPZDAは最大35 Byte/sampleとなるため, GPS情報だけで9760 bpsのデータ発生量となり, GPS姿勢ロガー-データロガー間の通信速度をオーバーしてしまう. データをバイナリに変換し圧縮して送信した.



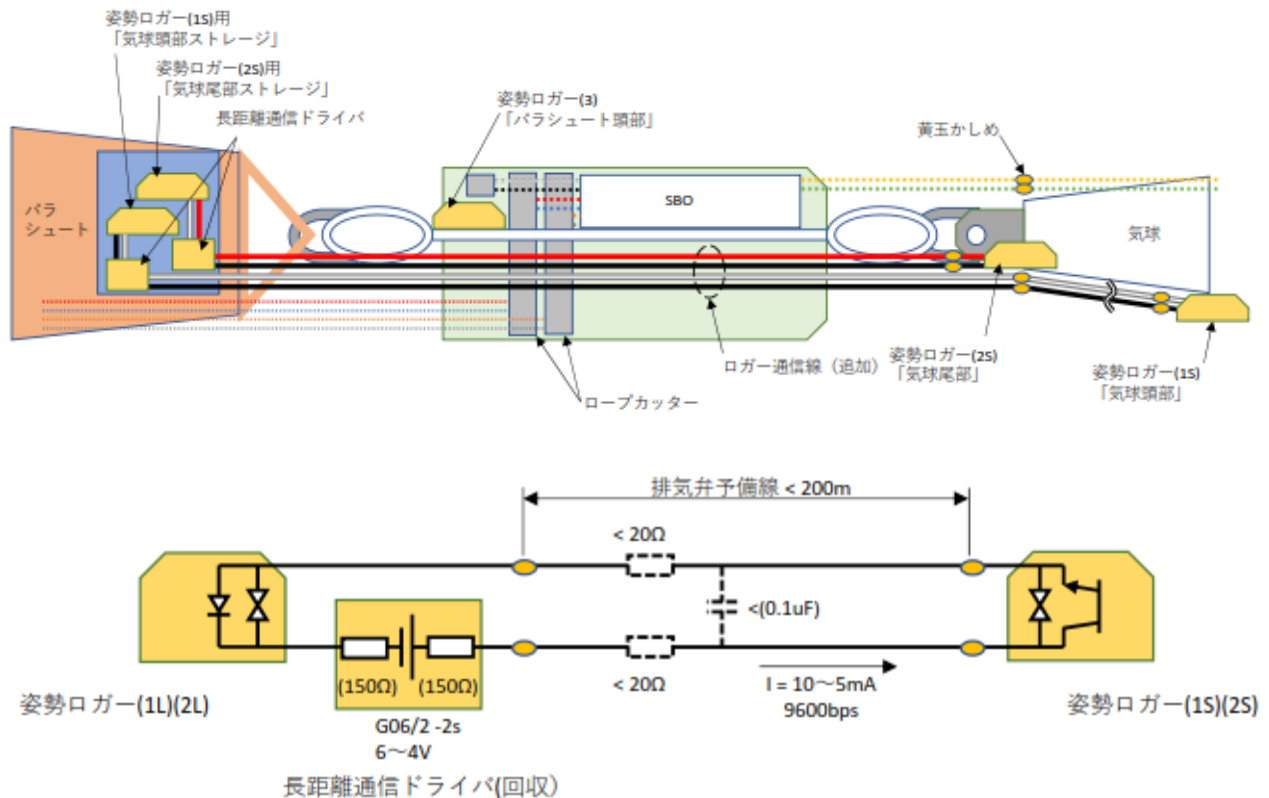


図 11：GPS 姿勢ロガー（センサ）とロガー（ストレージ）の配置と等価回路図

### 3.2.2. B18-02

2018年4月6日に放球され、約26時間飛行した。GPS姿勢ロガーは計画どおりに運用され回収された。初期解析から、ゴンドラに設置したGPS姿勢ロガーは放球前から着陸後回収時に電源OFFされるまで姿勢センサの計測記録を行ったことが確認された。またその他のGPS姿勢ロガーも水平浮遊の途中まで計測記録を行ったことが確認された。一方、GPSの計測はゴンドラに設置したGPS姿勢ロガーにおいても日の入り頃に停止した。詳細解析は今後行う。

## 4. データ解析

### 4.1. 姿勢データ処理の流れ

#### 4.1.1. 座標系と姿勢表現

座標系はGPS姿勢ロガーに固定される座標系をボディ系，姿勢リファレンスが定義される系をローカル系とする。ボディ系は図 2に示すX, Y, Z軸に3軸をとり，原点をセンサ中央とする。ローカル系は東, 北, 上を3軸とする。ボディ系のあるベクトル $\mathbf{x}_B$ とそのローカル系表現 $\mathbf{x}_L$ の関係をつぎのように定義する。

$$\mathbf{x}_B = C(\mathbf{q})\mathbf{x}_L$$

ここで $C(\mathbf{q})$ は座標変換行列， $\mathbf{q}$ は座標変換行列を定義する姿勢クォータニオン $\mathbf{q} = [q_v^T \ q_s]^T$ であり， $\mathbf{q}^T \mathbf{q} = 1$ である。クォータニオン $\mathbf{q}, \mathbf{p}$ の積 $\mathbf{q} \otimes \mathbf{p}$ を次式のように定義する。

$$\mathbf{q} \otimes \mathbf{p} = \begin{bmatrix} q_s I_3 + q_v^\times & q_v \\ -q_v^T & q_s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p_v \\ p_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} p_s I_3 - p_v^\times & p_v \\ -p_v^T & p_s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_v \\ q_s \end{bmatrix}$$

$I_3$ は $3 \times 3$ 単位行列を表す。 $q_v^\times$ は $q_v = [q_1 \ q_2 \ q_3]^T$ の外積オペレータであり次式で定義される。

$$q_v^\times = \begin{bmatrix} 0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & 0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & 0 \end{bmatrix}$$

$\mathbf{q}$ の共役クォータニオンを $\mathbf{q}^* = [-q_v^T \ q_s]^T$ と表し， $\mathbf{q} \otimes \mathbf{q}^* = \mathbf{q}^* \otimes \mathbf{q} = 1$ である。



#### 4.1.2. 姿勢リファレンスの生成と計測データのオフセット除去

ある時刻の姿勢を定めるためには、姿勢リファレンスが必要である。本研究では、重力方向 $\mathbf{r}_{Lg}$ と地磁場ベクトルを用いる。重力方向については全ての時刻に対して、

$$\mathbf{r}_{Lg} = [0 \ 0 \ -1]^T \quad [\text{G}]$$

とした。また地磁場ベクトル $\mathbf{r}_{Lm}$ はIGRF12モデルに、記録したGPS時刻、位置（緯度、経度、高度）を入力して得た。GPSデータには数秒に1度程度の頻度で欠測があったため、欠測点の前後の値から1次内挿した。

GPS姿勢ロガーの設置場所によっては、特に磁場計測にオフセットや歪みが生じる。得られたデータをそれぞれ検討したところ、オフセットが目立つことからこれを次の手順で除去した。オフセットの推定に用いたデータ区間は、放球後から切り離し直前までとした。この区間では、GPS姿勢ロガーはおおよそ鉛直軸周りに回転するため、磁場ベクトルの計測値はボディ系内のある面に円を描くように分布する。円はゴンドラの揺れによって厚みを持つので、厚みの平均値を底面とし、地磁場の俯角を底角とする円錐の頂点を磁場計測の真の0点とみなす。計測原点から真の0点までの距離をオフセットとし、計測値からオフセットを除去した。

#### 4.1.3. 計測点の姿勢推定

ある時刻における姿勢の推定は、加速度ベクトルと地磁場ベクトルをリファレンスとするq-methodを用いた。ここでは導出手順を簡単に述べる。q-methodの詳細については参考文献[5]を参照されたい。

$\mathbf{q}_v$ はクォータニオンのベクトル部、 $q_s$ はスカラ部である。ローカル座標系における基準方向ベクトルを $\mathbf{r}_i$ 、姿勢ロガーのボディ系で観測した基準方向ベクトルを $\mathbf{b}_i$ と表すと、次式で表されるWahbaの評価関数 $L$ を最小化する $\mathbf{q}$ が求めるクォータニオンである。

$$L = \sum_{i=1}^n \frac{1}{2} a_i |\mathbf{b}_i - A(\mathbf{q})\mathbf{r}_i|^2$$

ここで、 $A(\mathbf{q})$ は方向余弦行列であり、 $a_i$ はセンサノイズの分散 $\sigma_i^2$ を用いて $a_i = \sigma_i^{-2} / \sum \sigma_i^{-2}$ で定める重み係数である。q-methodではゲイン関数 $g = 1 - L$ を最大化する $\mathbf{q}$ を求める。 $g$ は次式のように書き換えられる。

$$g = 1 - L = \sum_{i=1}^n a_i \mathbf{b}_i^T A(\mathbf{q}) \mathbf{r}_i = \mathbf{q}^T K \mathbf{q} = \mathbf{q}^T \begin{bmatrix} S - \eta I_3 & \mathbf{z} \\ \mathbf{z}^T & \eta \end{bmatrix} \mathbf{q}$$

$$S = B + B^T, \quad \eta = \text{trace}(B), \quad \mathbf{z} = \sum_{i=1}^n a_i (\mathbf{b}_i \times \mathbf{r}_i), \quad B = \sum_{i=1}^n a_i \mathbf{b}_i \mathbf{r}_i^T$$

ラグランジュの未定乗数 $\lambda$ と $\mathbf{q}^T \mathbf{q} = 1$ という関係を用いて、

$$g' = \mathbf{q}^T K \mathbf{q} - \lambda \mathbf{q}^T \mathbf{q}$$

を最大にする $\mathbf{q}$ は

$$K \mathbf{q} - \lambda \mathbf{q} = \mathbf{0}$$

より、 $K$ の最大固有値 $\lambda_{\max}$ に対応する固有ベクトルとなる。

本研究では姿勢運動が十分にゆっくりであるとして、遠心力などの慣性力は考慮していない。また、ジャイロデータを用いず同時刻の基準方向ベクトルのみを用いるため、計測姿勢の前後関係は考慮しない。

#### 4.1.4. 相対姿勢の導出

本研究の方法では、全てのGPS姿勢ロガーについてフライト実験前の相対姿勢関係の調整や計測はできない。そこで、水平浮遊中に全体の姿勢運動が穏やかになった時刻の姿勢を基準として各センサの姿勢を定める。GPS姿勢ロガー $i$ の任意の時刻 $t$ におけるローカル系に対する姿勢を $\mathbf{q}_i(t)$ 、基準時刻におけるローカル系に対する姿勢（基準姿勢）を $\mathbf{q}_{i0}$ 、 $\mathbf{q}_{i0}$ に対する任意の時刻 $t$ の相対姿勢を $\hat{\mathbf{q}}_i(t)$ とする。これらの関係は

$$\mathbf{q}_i(t) = \hat{\mathbf{q}}_i(t) \otimes \mathbf{q}_{i0} \Leftrightarrow \hat{\mathbf{q}}_i(t) = \mathbf{q}_i(t) \otimes \mathbf{q}_{i0}^*$$

で定義される。

つぎにロガー間の相対姿勢を定める。気球頭部に設置したGPS姿勢ロガーをロガー1とし、図1の番号のとおりロガー番号*i*を定める。GPS姿勢ロガー*i-1*と*i*の間のロガー間相対姿勢 $\Delta\hat{\mathbf{q}}_i(t)$ を $\hat{\mathbf{q}}_{i-1}(t)$ ,  $\hat{\mathbf{q}}_i(t)$ を用いて以下のように定義する。

$$\hat{\mathbf{q}}_i(t) = \Delta\hat{\mathbf{q}}_i(t) \otimes \hat{\mathbf{q}}_{i-1}(t) \Leftrightarrow \Delta\hat{\mathbf{q}}_i(t) = \hat{\mathbf{q}}_i(t) \otimes \hat{\mathbf{q}}_{i-1}^*(t) \quad (i \geq 2)$$

*i* = 1のときは、常に $\hat{\mathbf{q}}_0(t) = [0 \ 0 \ 0 \ 1]^T$ であるとする。このとき、 $\Delta\hat{\mathbf{q}}_1(t) = \hat{\mathbf{q}}_1(t)$ となる。

$\Delta\hat{\mathbf{q}}_i(t)$ からGPS姿勢ロガー*i*の*i-1*に対するロール角 $\theta$ , ピッチ角 $\phi$ , ヨー角 $\psi$ への変換は以下のように行う。まず、クォータニオン $\mathbf{q}$ から座標変換行列 $C(\mathbf{q})$ を求める。

$$C(\mathbf{q}) = (q_s^2 - \mathbf{q}_v^T \mathbf{q}_v) I_3 + 2\mathbf{q}_v \mathbf{q}_v^T - 2q_s \mathbf{q}_v^\times = [C_{i,j}]_{3 \times 3}$$

これは $\theta$ ,  $\phi$ ,  $\psi$ を用いたときの座標変換行列,

$$C(\theta, \phi, \psi) = C_1(\theta)C_2(\phi)C_3(\psi)$$

$$= \begin{bmatrix} \cos \phi \cos \psi & \cos \phi \sin \psi & -\sin \phi \\ \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \theta \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \theta \cos \psi & \cos \phi \sin \theta \\ \sin \theta \sin \psi + \sin \phi \cos \theta \cos \psi & \sin \phi \cos \theta \sin \psi - \sin \theta \cos \psi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix}$$

と等価なので、 $\cos \phi \neq 0$  のとき次式のように $\theta$ ,  $\phi$ ,  $\psi$ を求められる。

$$\begin{aligned} \theta &= \tan^{-1} \left( \frac{C_{2,3}}{C_{3,3}} \right) \\ \psi &= \tan^{-1} \left( \frac{C_{1,2}}{C_{1,1}} \right) \\ \phi &= \begin{cases} \tan^{-1} \left( -\frac{C_{1,3} \sin \theta}{C_{2,3}} \right) & (\cos \theta = 0) \\ \tan^{-1} \left( -\frac{C_{1,3} \cos \theta}{C_{2,3}} \right) & (\sin \theta = 0) \end{cases} \end{aligned}$$

## 4.2. 計測点間の相対姿勢履歴

ここでは一例としてB17-02実験で得られたデータを示す。図12は一番上に、B17-02気球頭部の高度履歴、上から2段目から順に気球頭部(1)に対する気球尾部(2), 気球尾部(2)に対するパラシュート頭部(3), パラシュート頭部に対するパラシュート尾部(4), パラシュート尾部に対する放球装置I/F(5), 放球装置I/F(5)に対するゴンドラの姿勢履歴を表しており、左列にロール角( $\theta$ ), ピッチ角( $\phi$ )を、右列にヨー角( $\psi$ )を示す。横軸は放球時刻を0 sとするXtimeで、放球前300 sから切り離し後60 sを示した。姿勢基準の時刻はXtime=6950~7200 sとした。 $\theta$ ,  $\phi$ について、気球の上昇中に片側振幅 $10^\circ$ 程度の振動が発生し、気球が水平浮遊に移行した5500 s以降振動が緩やかになった。この振幅は気球フライトシステムの構成部品の変形としてとらえると想定よりも大きい。この振幅については次節にて考察する。 $\psi$ について、(6)-(5)で示される放球I/Fとゴンドラの間鉛直軸周りのねじれ変形は小さい。一方、荷姿部のねじれを表す(3)-(2), (4)-(3), (5)-(4)では、特に気球が対流圏界面に到達した2000 s以降、位相のそろった単振動的なねじれ運動を示した。さらにこの順で、振動振幅が大きくなった。一方、吊紐部の最大ねじれ角も $360^\circ$ 程度であり、複数回ねじれている様子は見られない。このねじれ振動も $\theta$ ,  $\phi$ と同様に5500 s以降振幅を減じた。気球部のねじれを示す(2)-(1)の $\psi$ は放球から5500 sまで振幅 $30^\circ$ 程度のねじれ振動を示し、5500 s以降運動は非常に緩やかになった。5500 sまでの振動周期は荷姿のねじれ振動周期とは一見して一致しておらず、荷姿の運動の影響を受けていないように見える。

## 5. 実験の評価および考察

### 5.1. GPS 姿勢ロガーの開発に関する評価

従来気球運用、ミッションのいずれの機器もほとんど搭載されることがなかった気球頭部、尾部や荷姿に機器を設置し運動を計測記録し、データを回収できることを実証した。これによって気球フライトシステムのダイナミクスにフィルタリングされずに、直接フライトシステム各部の姿勢運

動を観測できることが示された。一方、表 5, 表 6に示したように、いくつかのGPS姿勢ロガーでは計測項目の一部で正しく計測が行われなかった。また、角速度のように計測はされたものの、センサのデータシートに示されている以上の温度バイアスとみられる0点の移動が見られた。これは姿勢センサの故障の他、基板の変形によるストレスがMEMS回路をひずませ、影響を及ぼした可能性が考えられる。この現象は低温試験時のセンサデータに対する評価が不十分で見過ごされていた。今後、正常に計測できなかつた基板について詳細な検査を行い、基板設計に対する改善策を検討する。また、低温試験の方法についても見直し、温度ドリフトを評価する方法を検討する。

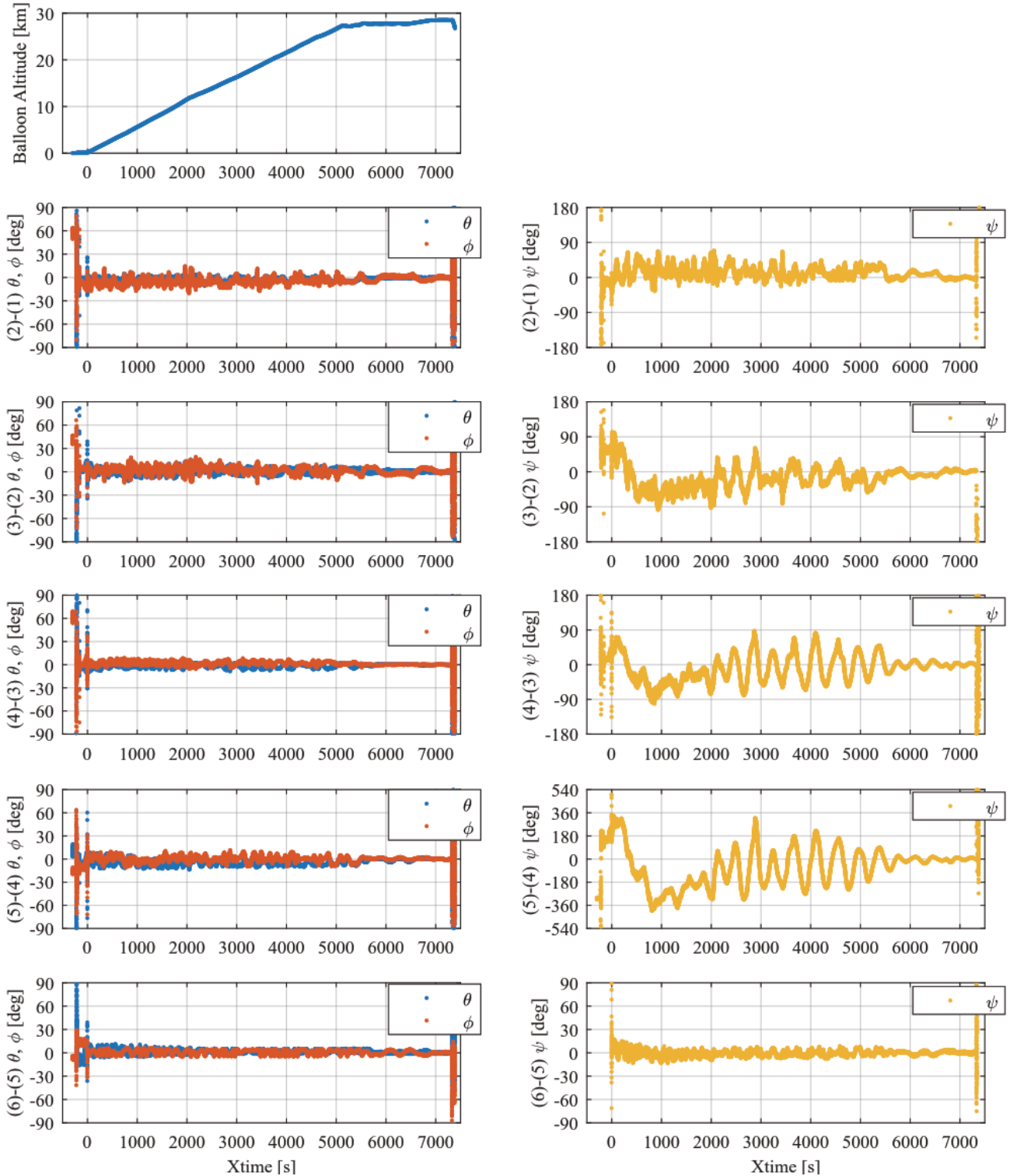


図 12 : B17-02 気球頭部の高度履歴と設置した GPS 姿勢ロガー間の相対運動

## 5.2. 実験データの評価および考察

GPS姿勢ロガー間の相対姿勢は、ロール角 $\theta$ 、ピッチ角 $\phi$ の振幅が比較的小さく、ヨー角 $\psi$ の振幅が大きいであろうという当初の予想に沿った結果が得られた。 $\psi$ について、切り離し部((3)-(2))、パラシュート部((4)-(3))、吊紐部((5)-(4))の振動位相が2000sから5500sにかけてそろっていることから、荷姿全体が同じ方向に振動しているとみられる。しかしその振幅比は、各部の長さの比と一見して一致しておらず、切り離し部((3)-(2))、パラシュート部((4)-(3))の振幅がおおよそ同程度に見える。パラシュート部を貫通して上下をつなぐ吊紐の剛性に、パラシュート部の傘体による剛性が重畳しているものとみられる。さらなる検討により、地上では試験が困難なパラシュート部のねじれ剛性と減衰特性を明らかにできると期待される。一方、振動が小さいと期待された $\theta$ 、 $\phi$ および(2)-(1)、(6)-(5)の $\psi$ でも数度から十数度の振幅が得られた。実際にこのような振動をしていた可能性の他、解析で取り切れていないセンサのバイアスやセンサのミスアライメントが影響している可能性がある。具体的には、磁気センサの周囲環境によるオフセット、異方性や、加速度センサに重畳した姿勢運動による遠心力の影響などである。遠心力については、姿勢運動が十分ゆっくりであるとして姿勢クォータニオン算出アルゴリズムでは無視した。しかし厳密性を欠くことから $\theta$ 、 $\phi$ の検討に先立って姿勢推定アルゴリズムの改良が必要である。

## 6. まとめと今後の展望

本研究では、飛翔中の気球フライトシステムの各部姿勢運動を直接計測するための姿勢ロガーの開発と、フライト実験による実証を行った。従来、ミッション機器はもちろんのこと、飛翔運用機器も搭載していなかった箇所へ姿勢ロガーを搭載し繰り返し実験を行うために、ピギーバックとして使用できる汎用性、自己完結性と、気球の飛翔運用に影響を与えない安全性を両立したGPS姿勢ロガーを開発した。2017年度、2018年度に計3回のピギーバックフライト実験を行い、気球からゴンドラに至るまでの姿勢運動を計測することができた。またGPS姿勢ロガー間の相対姿勢を推定することで、気球フライトシステムの各部の変形を推測することが可能であり、B17-02実験のデータを用いて手法を評価した。各ロガーの姿勢推定アルゴリズムにさらなる改良が必要であるものの、吊紐のねじれなど、ゴンドラの姿勢運動に大きな影響を与える運動を計測することができた。

今後の課題として、正常に計測できなかった個体の原因究明と改良、低温試験方法の改善、姿勢推定アルゴリズムの改善が挙げられる。このような課題に取り組むと同時に、現状で使用可能なGPS姿勢ロガーを用いてさらにデータを蓄積していく。

## 謝辞

本研究はJSPS科研費15K21130の助成を受けたものです。実証実験は宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所が提供する大気球による飛翔機会を利用させていただき、JAXA大気球実験班、北海道大樹町の現地スタッフらから多くの支援を頂きました。この場を借りて感謝の意を表します。

## 参考文献

- [1] 西村, 他, “水平浮遊時における気球の動作について”, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第7巻, 第1号(1971), pp.257-268.
- [2] Chaffee, E., Smith, Jr., S. I., Noll, J., Martin, B., “The Investigation and Measurement of Balloon Dynamics at the Apex and Base of a Scientific Balloon”, Proc. of AIAA Balloon Systems Conference, AIAA2017-3286(2017).
- [3] Y. SHOJI, et al., “FUJIN-2: Balloon Borne Telescope for Optical Observation of Planets”, Trans. JSASS Aerospace Tech. Jpn, Volume 14, Issue ists30(2016), pp. Pk\_95-Pk\_102.
- [4] 土居, 他, “気球VLBI ミッション”, 大気球シンポジウム: 平成27年度予稿, isas15-sbs-037, 相模原市2015,
- [5] 姿勢制御研究委員会編, “人工衛星の力学と制御ハンドブック—基礎理論から応用技術まで”, 培風館(2007), pp.450-485.