

レーザー周波数比較による 一般相対性理論の高精度検証に向けた基礎実験 (I)

国分 紀秀^{*1}, 和田 篤始^{*2}, 太田 方之^{*3}, 森 英之^{*4}

Basic experiment toward a precise validation of the General Relativity by laser frequency comparison (I)

KOKUBUN Motohide^{*1}, WADA Atsushi^{*2}, OHTA Masayuki^{*3}, MORI Hideyuki^{*4}

ABSTRACT

Ultra-high stability frequency reference technologies including the optical lattice clock have been rapidly developed in the recent decades, and a 18-digit accuracy has been already achieved on the ground. If frequency comparison experiments at balloon altitudes can be realized in combination with a precise frequency transfer technology, there is a possibility that the validation accuracy of the General Relativity is significantly improved. In order to realize an optical link between the ground and the balloon, it is necessary to precisely determine the position and altitude of the balloon in real time. Thus we have performed a piggyback balloon experiment with two high-precision GNSS receiver modules. We demonstrated that it is possible to continuously achieve high-precision positioning with the PPP-RTK method, even at the balloon altitude above 25 km.

Keywords: GNSS, PPP-RTK, Optical Frequency Transfer, General Relativity

概要

近年、光格子時計を始めとする超高安定度の周波数基準技術が急速に発展し、すでに地上では18桁の精度に到達している。同程度の精度を持った周波数比較技術と組み合わせて気球高度での周波数比較実験が実現できれば、従来の一般相対性理論の検証精度を大幅に改善できる可能性がある。地上と気球との間の光リンクを実現するためには、高い精度で気球の位置をリアルタイムに決定する必要があることから、大気球実験への相乗りピギーバック実験によって高精度衛星測位モジュールを搭載し、大気球の到達高度においてもPPP-RTKによる高精度測位が連続的に実現可能であることを実証した。

1. はじめに

本研究の最終的な目的は、極めて高精度に周波数安定化されたレーザーを、大気球によって高度数10kmで飛翔させ、レベルフライト中に地上のレーザーとの光周波数比較を実施して、一般相対性理論の高精度実証を行うことにある。現在の基礎物理学は、2012年のヒッグス粒子の発見によって素粒子物理学の標準理論における最後の要素が実証されたことで、「標準理論を超えた」物理現象の探索や破れの検証が強い動機となる時代を迎えている。より具体的に学術的「問い」となっているのは、4つの力(電磁気力、弱い力、強い力、重力)の統一、および宇宙の質量とエネルギーの大部分を占めるダークマター・ダークエネルギーの起源の解明である。これに対して「より高いエネルギーの粒子衝突実験」で観測質量範囲を広げることや「より大型の望遠鏡」を地上や軌道上に実現して観測可能領域を広げるといった路線が代表的であり、必然的に計画の大型化へと繋がっている。一方で、「より高精度に測定する」ことで、検証の精度範囲を広げるとは、本来的には実験物理学の

* 2023年11月28日受付 (Received November 28, 2023)

^{*1} 宇宙科学研究所 宇宙物理学研究系 (Department of Space Astronomy and Astrophysics, Institute of Space and Astronautical Science)

^{*2} 研究開発部門 システム技術ユニット (System Technology Unit, Research and Development Directorate)

^{*3} DESTINY+プロジェクトチーム (DESTINY+ Project Team)

^{*4} 宇宙科学研究所 大気球実験グループ (Scientific Ballooning Research and Operation Group, Institute of Space and Astronautical Science)

王道的な手法であり、必ずしも巨大科学のような予算をつぎ込むことなく、標準理論を超えた現象の探索を実現できる可能性がある。例えば4つの力の統一を試みる超大統一理論の中には、重力を記述する一般相対性理論の破れを示唆したものがあり、過去にも原子時計による検証が行われてきた^{1,8)}。一般相対性理論によれば、重力ポテンシャルが ΔU だけ異なる場所に置かれた時計の周波数 f は、 $\Delta f/f = -\Delta U/c^2$ だけシフトする。これは地上の重力加速度下であれば、1cmの高さの違いが18桁目の周波数の違いとなって観測されることを意味する。しかし従来の原子時計は15桁程度の不確かさしか持てなかったため、衛星やロケットに高精度水素メーザーを搭載し、大きな重力ポテンシャル差を持たせた時の周波数シフト量を測定しても、検証精度は $O(10^{-5})$ 程度が限界であった¹⁾。近年、光格子時計²⁾や単一イオン時計などのように、従来の原子時計に比べて3桁も高い精度・安定度に到達する光周波数基準が技術的に確立しつつあり、国際単位系における「秒の再定義」を担うことが確実視されている。実際に、2018年にスカイツリーにおいて450mの高度差を持たせた2台の光格子時計の周波数を比較することで、これまでの検証精度限界とほぼ同等の成果が得られている^{3,4)}。仮に、こうした高精度・安定度の周波数源を大気球によって数10km程度の高度に飛行させ、さらに地上との自由空間光伝送において18桁精度での周波数比較を行うことができれば、地上実験での高度差より2桁近く大きな周波数差を測定することが可能になることから、従来の検証精度を大きく向上させることが期待され、科学的な意義は極めて大きい(図1)。また気球実験は、100億円規模の予算が必要となる衛星計画に比べると圧倒的に低コストかつ短期間で実施可能である上に、二点間の相対速度差が小さいことは高精度測定の見点からも有利となる⁵⁾。

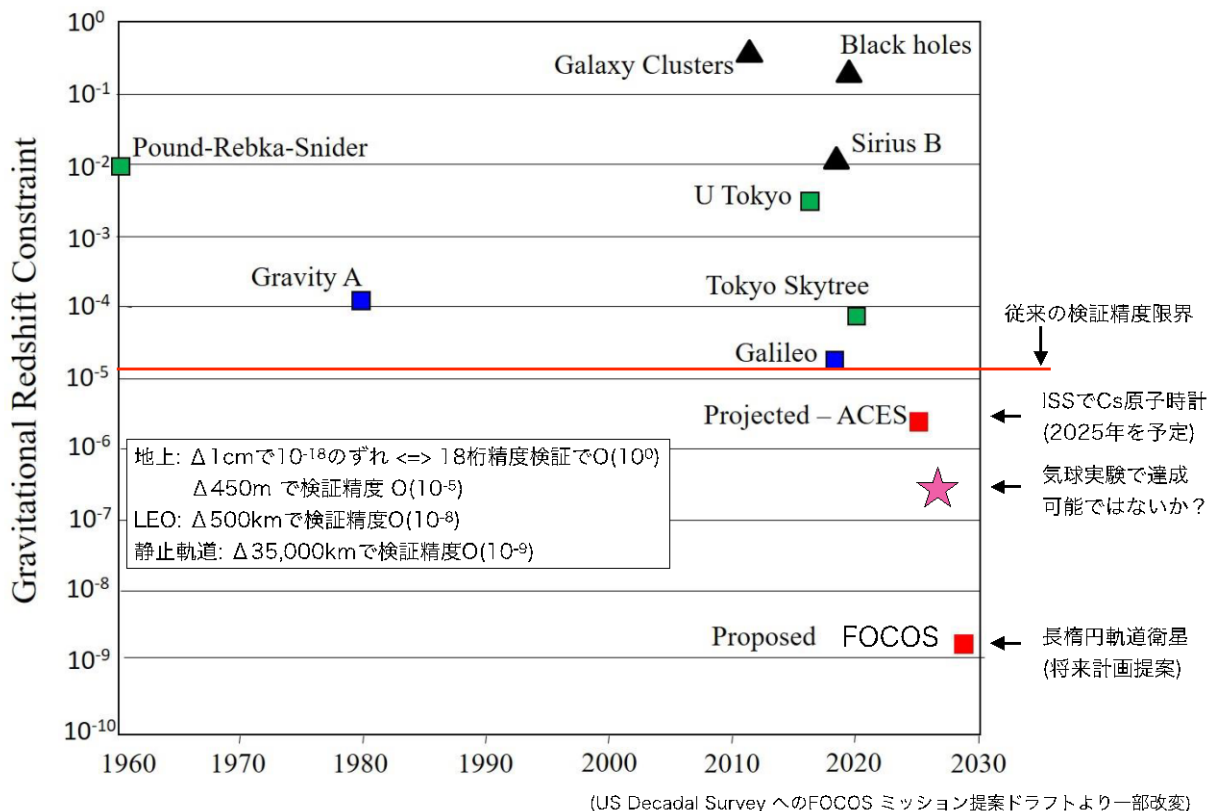


図1 一般相対性理論による重力赤方偏移の検証精度の歴史と将来計画

2. 実験計画

2.1. 基礎実験のステップ

こうした最終目的を目指すにあたり、現実的には、気球に搭載可能な光格子時計(または周波数安定化レーザー)の開発だけでなく、超高精度の周波数比較システムの実装や、気球と地上の間で光リンクを維持する技術の構築など、いまだ多くの技術的課題がある上に大型の予算が必要となり、段階的に進めることは不可避である。一方で、国際的な情勢としては、光格子時計をはじめとする高

精度周波数基準の急速な発展を受けて、それらを衛星に搭載して宇宙空間で精密基礎物理学実験を行おうとする機運が世界的に高まりつつある。たとえば米国では、今後10年程度を対象として科学衛星の目標にふさわしいテーマを広くあつめる **Decadal Survey** が行われ、その中で、光格子時計を搭載した衛星を長楕円軌道に投入し、地上の時計と周波数比較を行って一般相対性理論の精密検証を行う専用衛星計画(FOCOS)などが提案されている。いずれもまだ提案段階であり、実際に衛星として実現するかどうか未定であるが、地上での光格子時計の開発状況などを踏まえると、2030年代には、こうした計画を実施可能な状況になると想定される。従って、こうした衛星計画よりも前に、気球実験によって高度数10 km 程度での周波数比較を実施できるように準備して進めることが将来の衛星計画実現にとっても肝要であり、図2に示すような複数段階のステップを踏みつつ、一步步着実に進めることを想定している。

最終的な目的である一般相対性理論の精密検証を気球実験によって行うためには、気球ペイロードおよび地上設備として以下のようなシステム構成が必要となる。すなわち、1) 極めて高い安定度で周波数制御されたレーザー光(気球搭載用と地上設置用の2式)、2) 気球と地上を結ぶ自由空間における光伝送で超高精度の光周波数比較を実現する手法と実装システム、3) レベルフライト中の気球と地上との間で連続的に光リンクを維持するための自動追尾型光学ターミナル(2式)と追尾制御に必要な高精度の気球位置決定システム、の3つのブロックである。このうち、1) については光格子時計に代表されるような地上実験で実証済みの技術が存在し、また1時間以下のフライト時間であれば光共振器に安定化させたレーザーなども候補となりうる。2) については、近年世界的にも精力的に開発が進められており、中でも **Optical Two-Way Time and Frequency Transfer (OTWTFT)** と呼ばれる方法が地上で水平方向数kmの距離において18桁精度を実証していることから有力である⁶⁾。これに対して 3) については、**Satellite Laser Ranging (SLR)**などの精密軌道決定技術が確立している衛星と異なり、風に乗って飛行している気球と地上の固定点の間で双方向にレーザー光を追尾させる技術の開発から行う必要があることから、最初のステップとしてまず技術的な成立性を実証する必要がある。そこで2023年度の実験では、将来の本格的な相対性理論検証実験に向けた基礎実験の第一歩として、今後の本格的な開発を進める前提となる、レベルフライト中のcm級リアルタイム測位の実証にフォーカスした構成とし、ピギーバックとして大気球のフライトに相乗りする形での実験を計画した(図2)。

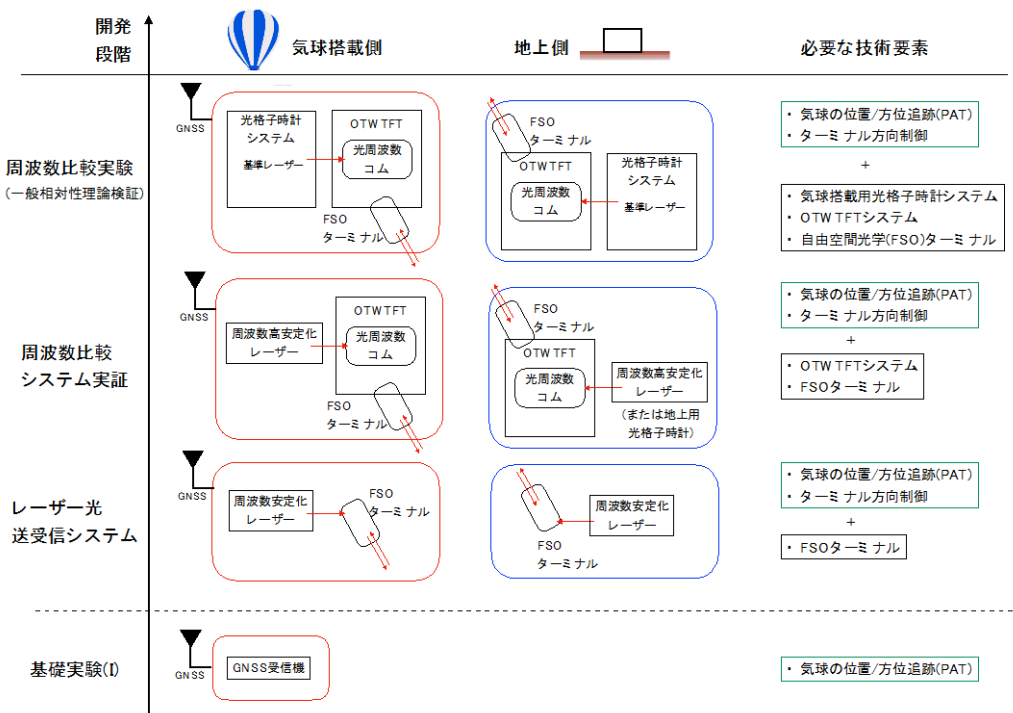


図2 一般相対性理論の高精度検証実験に向けた開発のステップと基礎実験(I)の位置付け (OTWTFT: Optical Two-Way Time and Frequency Transfer, FSO: Free Space Optics)。

2.2. 高精度 GNSS 測位

衛星測位は、米国GPS衛星のみを用いて始まった1980年代以後、継続的に測位補完や測位補強が行われ、精度向上のための改良が行われてきた。特に近年では、高精度に位置が定まっている基準点を参照しながらGNSS信号の搬送波を用いることで、リアルタイムに cm級の高精度な測位を実現するまでに至っている。測位方式を大まかに分類すると、基準点を用いるかどうかで単独測位と相対測位(ディファレンシャル方式)に大別され、また、時間的には演算結果を得るのにリアルタイム性があるかどうかでリアルタイム測位と後処理測位に分かれる。一般相対性理論の検証実験を気球によって行うことを想定すると、気球追尾のためにはリアルタイム性が要求され、かつ、地上と気球間で基準局からの信号をテレメトリ・コマンドとは別系統の電波によって伝送する仕組みが現状では存在しないという観点から、単独測位が選択肢となる。一方で、cm級の高精度測位が短い時間で達成されやすいのは一般には相対測位方式であり、特に搬送波位相を用いて二重位相差を求める Real Time Kinematic (RTK) 方式であれば1 cm以下の精度が得られる。ただし、相対測位では大気中の電離層遅延などが基準点と測位対象点で大きく変わらないことを前提としているため基線長が大きいほど精度が劣化する傾向にあり、大気球のように数10kmの距離を飛行するような場合には無視できなくなる。単独測位方式で高精度な測位結果を得るには Precise Point Positioning (PPP) 方式があるが、これは数10分程度の時間をかけて収束解を得ることから気球実験には不向きである。以上を踏まえると、気球に搭載してリアルタイムに数 cm精度の測位を実現する方法としては、この両手法の特徴を併せ持ち、ここ数年で実用レベルに到達した、PPP-RTK法を採用することが最適と考えられる。これは、衛星から送信される補強信号を利用して仮想的な基準点の観測量を計算した上で RTK法を行うもので、補強信号としては Centimeter Level Augmentation Service (CLAS) を用いる。

CLAS は、2018年11月より開始された、準天頂衛星システム(Quasi-Zenith Satellite System; QZSS)におけるセンチメートル級測位補強サービスであり、QZSSから送信されるL6信号(1278.75 MHz)を使用して、日本の測地系と整合可能なセンチメートル級の位置精度が得られる測位補強情報を日本全国およびその近海に送信する。CLASでは、日本全国数100箇所の電子基準点のGNSS観測データを用いて、衛星測位における誤差要因に対する各種の補正情報を生成し、定期的に地上から衛星へ送信する。衛星からは 2 kbps に圧縮された情報として、標準規格に準拠したフォーマットで地上へと常時更新されながら送信されている。近年、L6信号を受信してデコードするためのチップが u-blox社などから廉価に入手可能となり、RTKに必要な各種の処理を内部のマイコンに実装したPPP-RTK対応の受信機も登場するようになったため、今回の基礎実験(I)の実施にあたり現実性のある機材が揃う状況となった。CLASには衛星から放送されている衛星位置情報と内部クロック情報の補正パラメータに加えて、電離層における電波遅延量を補正するためのモデルに用いるパラメータが、グリッド状に区切られた地域ごとの値として含まれる。日本の国土を19のネットワークID(NID)に分割されて送信しており、事前の検討では、気球の飛行経路の途中でNIDが切り替わることが予想されている。

2.3. B23-06 ピギーバック実験の概要

本実験は、B23-06 として実施されるGamma-Ray and AntiMatter Survey (GRAMS) 実験のゴンドラに相乗り機器(ピギーバック)として搭載された。ピギーであることから、主実験の目的達成に対して影響を与えないように、なるべく構造・熱・電気的なインタフェースを簡素化した上で主実験と干渉しないような設計が求められる。ゴンドラへの配置や取り付け方法などについては、GRAMS以外にも、同時に相乗りしたもう一つのピギーバック実験である形状可変構造実証試験(MEDUSA)と気球HK側も含めた調整を行なって決定した。図3に示すように、構造としてはGNSSアンテナ以外の全ての構成要素を気密容器の内部に格納した状態とし、ほぼ立方体形状のGRAMSゴンドラの底面部の一角への配置とした。ゴンドラへの構造取り付けはベークライト板を挟むことで電氣的に絶縁を行なっている。気密容器の外寸法は 36 x 36 x 10 cm、内部機器を含めた気密容器全体の重量は約12.8 kg、GNSSアンテナ・ベークライト板・取り付けネジ類を含めた総重量は約17.2 kgであった。十分に熱容量が大きいこと、底面にはベークライト板を敷いていることから、熱設計としては断熱用のスタイ

ロフォームを自前で持つことはせず、ゴンドラ全体を覆うスタイロフォームのみで外気と断熱する設計としている。

GNSS受信アンテナはゴンドラの最上面のフレーム上に、面中心について対称な位置に2セット搭載し、ゴンドラフレームに沿った同軸ケーブルで気密容器コネクタへと配線した。GNSS受信機とアンテナを2セット搭載することで、冗長性を担保すると同時に、2台のアンテナ間の相対測位によって衛星測位結果の精度検証を行うことができる。気球から地上へのテレメトリ回線容量(57.6 kbps)は全機器で共通に使用されるため、本実験については最低限の内容に限定することとし、GNSS受信機1台のみからの測位演算結果(NMEA形式)と、9軸センサと圧力センサの測定データをそれぞれ1Hzで出力することで、1.2 kbps 程度の回線使用量とした。テレメトリに出力できない全データは内部のSDカードに記録して、ゴンドラ回収後に気密容器内部から取り出す。放球後にコマンドを送信することは想定せず、気球HK機器からのコマンド受信ラインは接続されないが、単独試験時にはコマンド受信できるように気密容器のコネクタへ配線し、ゴンドラ搭載後はループバックコネクタを取り付けてコマンド受信ラインを使用しない状態としている。

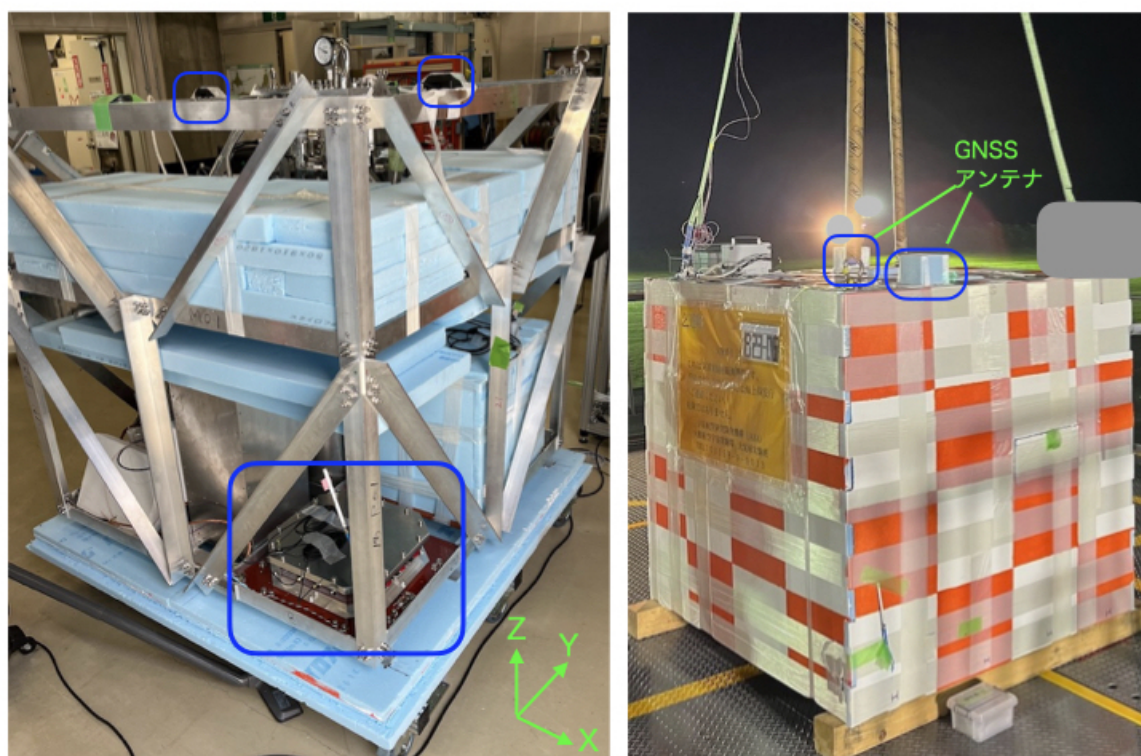


図3 (左) B23-06のゴンドラ外観と本実験機器(青枠)の配置、(右) GNSS受信アンテナ取り付け位置

2.4. システム概要と設計

本実験機器の全体構成を図4に示す。GNSS受信機2台、センサおよびCPU基板(Arduino mega, Spresense)、気球HK機器とのインタフェース装置(PI-IF)、充電可能な2次電池から構成され、GNSSアンテナ以外の全てを気密容器内部に収納する。容器にはハーメチックタイプのD-sub コネクタを3箇所に取り付けて、それぞれ、気球HKとの通信、単独試験時のPC接続、および外部からのバッテリー充電と内部機器への電源投入用フライトコネクタに使用する。GNSSアンテナは同じくハーメチックの同軸SMAコネクタ2箇所を介して接続する。

気密容器は10 mm厚のアルミ製とすることで十分な耐圧性と構造強度を持たせる設計とし、放球・開傘・着水時の衝撃加速度に対して構造破壊などが起きることはない。気密容器内部は常圧の乾燥空気で置換した上で密閉し、容器内部での熱循環を維持することで、局所的な発熱で機器の動作温度上限を超えないようにしている。容器全体の熱容量が十分に大きいので、気球の上昇とともに外気温が-40度以下に下がっても急激に温度が変化することはなく、数時間程度の飛行時間であれば容

器の内部温度としては0度以下になることはない想定される。消費電力が最も大きなGNSS受信機でも 1.25 W 程度であるが、容器底面に密着させるように取り付けて積極的に容器全体へと排熱している。

電源として、充電可能な2次電池である Anker社の PowerCore 20100 を搭載した。2系統出力で最大電流はそれぞれ2.4 Aあることから、今回の実験の機器消費電流(最大約 0.8 A)に対して十分に余裕があり、満充電で放球した場合には連続で18時間程度の使用が可能である。安全性の観点から、ポリマータイプではなく金属円筒タイプの電池を使用している型番を選定しており、内部に 18650 タイプ (直径18 mm、長さ 65 mm)の金属円筒型リチウムイオン電池(出力電圧約3.6 V)が6個並列に搭載されており、バッテリーからの出力電圧としては内部回路により約5Vで安定化される。金属円筒の電池個別に保護回路とベンチレーション機構が内蔵されている他、バッテリー全体として過充電・過放電や高温防止などの各種の防護回路を備えている。あらかじめバッテリー単体での低温試験(-20度)を実施し、内部抵抗の増加による挙動などを確認した上で使用した。気密容器外部から充電可能なようにD-subコネクタと充電ポートを接続し、出力側もいったんコネクタへ引き出すことで外部からのフライトコネクタの着脱による電源On/Offを可能にした上で、内部は単純な電線分配にてGNSS受信機やCPU基板などへ分配した。

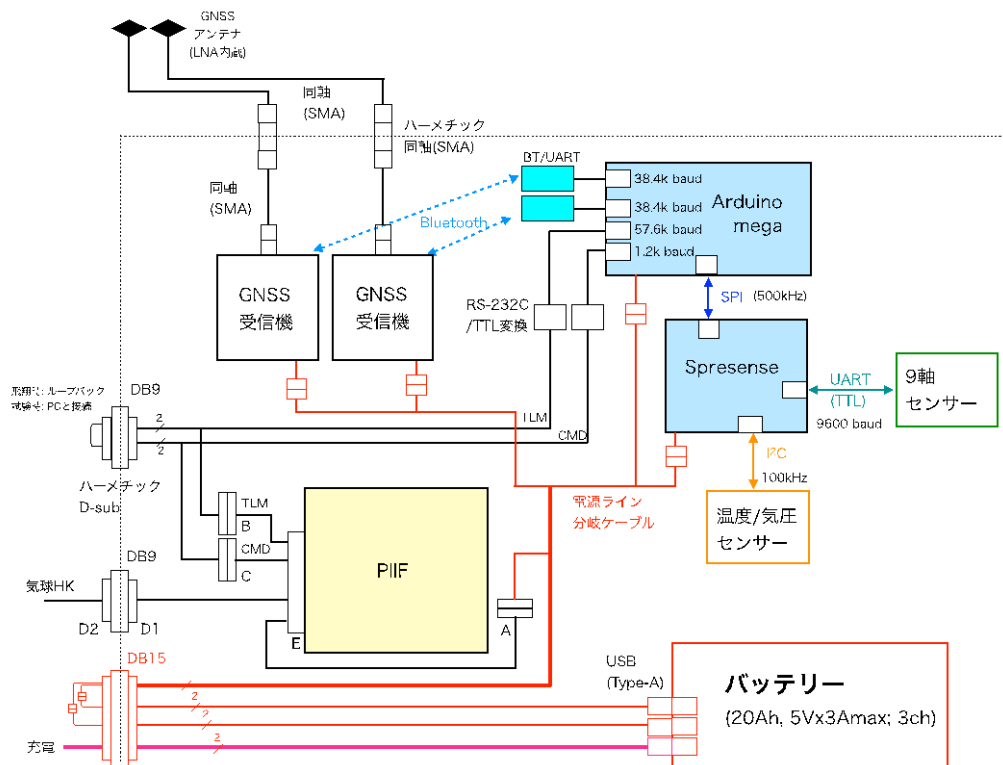


図4 基礎実験(I)実験機器の全体構成

気球HK側との通信や、搭載するGNSS受信機およびセンサ類からのデータ収集のためのCPU基板として、Arduino Mega および Spresense (SONY) をそれぞれ1台ずつ使用した。Arduino Megaはシリアル通信を4系統同時に使用可能であるため、GNSS受信機2台とのBluetoothを介したシリアル通信と、気球HK側とのテレメ送信およびコマンド受信用の中継機として用い、Spresenseが収集したセンサー出力を Serial Peripheral Interface(SPI)通信により受け取る。Spresense は Arduino互換の超低消費電力CPUボードであり、拡張ボードを用いることでSDカードへのデータ記録ができる。また本実験では使用しなかったが、GNSS受信機能も備えていることから、将来の気球実験搭載も見据えて採用することとした。いずれも Raspberry Pi に比較するとクロック速度も低く、搭載メモリなども小さいものの、本実験ではオンボードのデータ処理などをほとんど行わないことから、必要十分なスペック

である。ただし後述するように気球HK側で使用するコマンド受信周波数帯域(数10 MHz)と搭載CPUのクロック速度(16 MHz, 156 MHz)が近いことから電磁干渉の観点ではやや影響があった。

GNSS受信機はスマートフォンとの連携を前提とした仕様となっており、データ通信は Bluetoothに限定される。そこでArduino Mega上に Bluetooth-シリアル変換モジュールとTTL/RS-232C変換モジュールを2枚ずつ搭載し、GNSS受信機からの出力を中継する形でPI-IFに向けたテレメトリとして送信している。GNSS受信機の設定としてはNMEA形式の測位演算結果を2 Hzで出力して受信機内部のSDカードに記録しているが、GRAMS側のテレメトリを圧迫しないように、飛行時は1台の受信機のみ、1 Hzで出力としている。搭載前の単体試験時にはコマンドによって全てのデータを出力して動作確認ができるようにした。なおGNSS受信機に搭載された受信チップ(u-blox ZF9P)の時刻精度はGNSS時刻系に対して精密に(30 ns RMS)同期しているが、出力される測位解の時刻精度はNMEAメッセージのフォーマット上、10 ms以下の精度を持たないため、2台の受信機の出力を比較して相対測位を行う場合の精度もこの時刻精度に律速される。仮にゴンドラの回転速度が 3 deg/s 程度だった場合でも、100 ms に対応する円周方向の位置精度が 3 mm であることから十分に小さく、本実験の範疇では問題ないと言える。

今回の基礎実験(I)の主目的は高精度GNSS測位の実証であるが、今後の実験に向けて、ゴンドラの回転や振動などの計測も同時に行うため、角速度・加速度・磁場をそれぞれ3軸で測定可能な9軸センサを搭載し、さらに気密容器内部の環境モニタとして気圧センサも搭載した。これらはそれぞれシリアル(UART)および I²C通信でSpresense に接続して、読み出したデータをSDカードへ記録し、同時に、SPI通信を用いて Arduino Megaへ部分的に送信してテレメトリでもモニタできるようにした。

2.5. 搭載機器の詳細とハードウェアの実装

GNSS受信機としてはビズステーション社製のDG-Pro1 RWS.DC を使用した。仕様諸元を表1に示す。この受信機は u-blox社製の ZED-F9P チップを採用しており、2周波(L1,L2)同時受信と4つのGNSS群(GPS+QZSS, Galileo, GLONASS, BeiDou)の同時受信に対応する。測位補強信号としてはSub-meter Level Augmentation System (SLAS), Space Based Augmentation System (SBAS) に加えてCLAS にも対応し、PPP-RTKによる単独高精度測位が可能である。

表1 GNSS受信機の諸元

Characteristics	Specification
Size (W×D×H)	50 x 51.5 x 13.1 mm
Mass	49 g
Current	230 mA
Operating Voltage	+4.5~6.5 V
Operating Temperature	-20 ~ +65 C

ナビゲーション更新レートは最大で25Hzで、SDカードを内蔵して受信データを記録することが可能であるが、生データ記録時には機器の仕様によって測位の更新レートが最大で 2 Hz に制限される。屋外測量などでの使用を想定した防水仕様であるが、本実験では気密容器内に搭載した。単独測位、相対測位(DGNSS)などの複数の測位モードに対応し、アンテナからの信号に基づいて、より精度の良い測位方式が利用可能であれば自動的に切り替わるようになっている。逆に、受信状況が劣化した場合などは測位方式も自動的にダウングレードされる。出力するデータの種別や頻度、各種の受信モード設定などを内部に保存することが可能であり、電源を投入すると保存したモードで自動的に再起動するように設定してから気密容器内部に搭載した。スマートフォンなどとBluetooth通信して使用することが前提となっているため、有線の接続端子は存在せず、従って気密容器密閉後は、外部から直接接続することはできない。一般に、GNSS受信機の測位結果の出力には高度制限があるが、"航空機"モードに設定することで、受信チップの上限である高度50kmまで利用可能となる。測位結果は Bluetooth を介してリアルタイムにテレメトリへ一部を出力する他にNMEA形式で

内蔵SDカードにも記録した。また、回収後のオフライン処理によってさらに高精度な測位演算を試みるため、生データ(obs, nav形式)も同時に記録した。測位機能に加えて9軸デジタルモーションプロセッサも内蔵しているが今回の実験では使用していない。

GNSS受信アンテナは3周波(L1, L2, L6)対応のパッチアンテナとしてGPSLX09U8W(INPAQ)を接続した。仕様諸元を表2に示す。低雑音アンプを内蔵しており、同軸ケーブル上で受信機から給電される。直径10cm程度のアلم板をグラウンドプレーンとしてアンテナ直下に配置し、アンテナはグラウンドプレーンに対して、グラウンドプレーンはゴンドラ(断熱材)に対してそれぞれテープ留めされることで飛行中に位置が動かないように固定される。アンテナが黒色であるため、上から立方体形状の断熱材をアンテナの形に繰り抜いて被せることで、直射日光を遮蔽した上で断熱している(図5; ゴンドラ回収後に断熱材を外した状態)。最終組み付け状態における2台のアンテナ中心間距離の実測値は 1215 mm であった。なおアンテナと受信機を組み合わせた一式についてIDを付けて識別しており、今回搭載したものはそれぞれ No.2 と No.3 と呼称した。ゴンドラ上での2つのアンテナの配置は図6中に示している。

表2 GNSS受信アンテナの諸元

Characteristics	Specification
Band	L1/L2/E5b/L6
Current	28+/-3 mA
Size (W×D×H)	65 x 65 x 27.7 mm
Mass	220 g
Operating Temperature	-40 ~ +85 C
Operating Voltage	2.7-5.5 V
Peak Gain (Patch)	3.0 dBic typ (L1,L2)
Gain (Patch + LNA)	33+/-3 dB (L1, L2)



図5 アンテナのゴンドラへの取付

使用した9軸センサはWitMotion製HWT905-TTLである。防水仕様の密封筐体内部に温度補償付きMEMS加速度計(SCA3300; muRata)、MEMSジャイロ、磁場センサ(RM3100; PNI)を搭載し、MCUでカルマンフィルタ処理した結果の角度情報と元となったデータをシリアルI/Fで出力する。標準の通信速度におけるサンプリングレートの初期値は10 Hzであり、本実験においては十分な頻度であるためそのままの設定で使用した。9軸センサは気密容器の中心に配置し、角速度・加速度・磁場の計測方向をローカル座標系と並行にすることでデータ解釈を容易にしている。

表3 9軸センサの諸元(X, Y, Z軸共通)

	Accelerometer	Gyroscope	Magnetometer
Range	+/-6 G	+/-2000 deg/s	+/-800 uT
Resolution	LSB: 0.75 mG	LSB: 0.061 deg/s	LSB: 13nT
RMS noise	1.2 mG	0.028~0.07 deg/s	15 nT
Static zero drift	+/-20 mG	+/-0.5~1 deg/s	8 nT (repeatability)
Temperature drift	+/-0.09 mG/degC	+/-0.005~0.015 (deg/s)/degC	15 nT (hysteresis)
Bandwidth	5~256 Hz	5~256 Hz	<146 Hz (3-axis)
Linearity			0.5% (@ +/-200uT)

9軸センサに加えて、気球飛行中の気密容器内部の密封性を確認するため、温度補償付きのピエゾ抵抗式気圧センサ(BM1390GLV; ROHM)を用いて容器内部の気圧と温度を測定した。それぞれの性能諸元を表4に示す。

表4 気圧センサの諸元

Parameter	Specification
Pressure Range	300~1300 hPa
Relative Pressure Accuracy	+/-0.06 hPa (Typ)
RMS noise	0.032 hPa (@ 8 average)
Absolute Pressure Accuracy	+/-1 hPa (Typ)
Operating Temperature Range	-40 ~ +85 C
I/F	I2C
Temperature Accuracy	+/-2.0 C
Measurement Time	20ms (@ 8 average)

これらの搭載機器を全て、機器取り付け板に固定した状態で、取り付け板を気密容器底面に対してネジ固定した。全機器とケーブルを接続し、フォーミングをした状態を図6に示す。当初の設計では、10mm厚アルミ製の気密容器筐体がシールドとなって、気球HK側への電磁干渉は無視できると考えていたが、簡易EMC試験の結果、ケーブルやコネクタを介して容器外部へと漏出したと思われる干渉が見られたので、電源ラインや通信ラインには接地した電磁波シールド材を巻き付け、なるべく気密容器の筐体に沿わせて、交差しないように配線を行った。HK機器とLVDSの通信を行うD-subコネクタには電磁シールドつきのコネクタを採用した上で、さらに電磁シールドテープをシェルに巻き付けた。ゴンドラへ気密容器を取り付けた状態での、9軸センサの測定座標系の定義とGNSS受信アンテナおよびゴンドラ全体との位置関係を図6に示す。

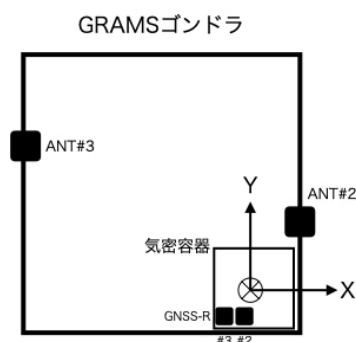
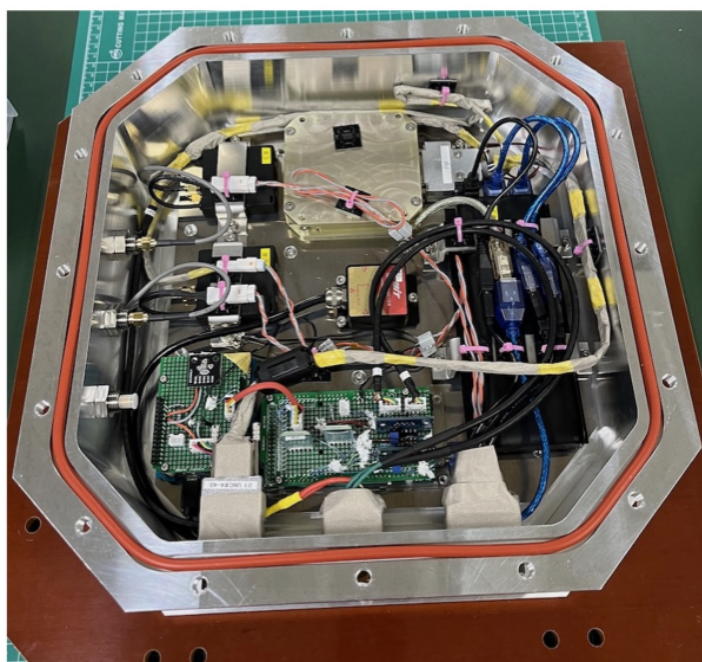


図6 (左) 気密容器内部の機器実装、(右) 9軸センサの座標系定義とゴンドラの相対関係(ゴンドラを上から見た状態で表示)

3. 事前試験・評価

3.1. 事前試験

大気球にピギーバックとして相乗り搭載する前の安全性・健全性・耐環境性の確認試験として、表5に示すような搭載前試験を実施した。まず気密容器単体の状態で、飛行時の差圧(1気圧)に対してマージンを加えた 1.5気圧以上の耐圧試験を実施した。本実験では熱容量の観点から容器の材質をアルミ10 mmと過剰なほど厚くしていること、正方形の角を落とした八角形状の対称な構造にして局所的な圧力集中が起きないように設計としていること、さらに蓋となる上面の固定はM8ネジ20本で行なっており、圧力に対してネジの破壊強度が十分にマージンを持っていること、などの理由により、標準的な水圧試験ではなく、直接、空気ボンベから気体を導入する形での試験を実施した。結果として、ゲージ圧0.2 MPaの状態で封じ切ってから15分間維持し、構造破壊やリークによる圧力低下や異音などが無いことを確認して試験終了とした。

次いで、内部機器を全て搭載しケーブルなどを実装した状態で、図7のように低温試験、真空試験を実施した。内部バッテリーから電源供給した状態で恒温槽内に設置し、恒温槽温度を常温から-40度まで連続的に下げつつGNSS受信機や各センサの正常動作を確認した。なおGNSSアンテナは電波受信のために恒温槽外部に設置してケーブルで容器と接続した。また恒温槽の設定温度変化率と容器内部の温度変化率を比較したところ、気密容器の熱容量が十分に大きいため、外部温度を急激に20度ほど変化させても、容器温度が同じ温度に達するまで2時間以上を必要とすることが確認できた。

次に実際の飛行時と同じ低圧環境を模擬するため、真空槽内に気密容器を設置してバッテリーで動作させ、低圧環境(1 Pa以下)とした時の正常動作を確認した。容器内部の気圧センサの値は容器内部の温度に追従して変化したのみで、リークによる圧力低下が起きないことを確認した。なお試験は宇宙研D棟2階の小型真空恒温槽内で実施したが、GNSSアンテナも容器に接続した状態で真空槽内に入れて試験を実施した。この際、D棟3階に設置されているGPSリピーターの電源をONにしていたため、その放射をフロアを跨いだ真空槽内で受信することで、アンテナが真空環境下でも衛星測位が可能であることも、飛行前にあらかじめ確認できた。最後に真空槽全体を囲っている恒温槽を動作させて低圧環境のまま低温状態とし、気球飛行時と同様の低温低圧環境下においても機器が正常に動作することを確認した。

気球実験においては、飛行安全に関わるため、気球制御のためのコマンド受信系に対して搭載機器が放射する電波が影響を与えないようにすることが求められる。そのため気球側のアンテナと受信機を模擬した試験系を用いて、搭載機器を動作状態にさせた際の放射受信強度が一定レベル以下であるかを確認するEMC干渉測定を実施する。本実験では電波放射源となる電源や機器類は全て気密容器の内部に搭載していることから外部への放射は少ないと見込んでいたが、実際には有意な強度で干渉放射が計測された。コマンド受信の周波数帯域や、アンテナを移動させた際の受信強度の物理的な配置などから、主に内部のCPU基板からのクロック信号がHK機器へのLVDS通信ケーブル上に容器内部で放射結合し、そのままコネクタを介して外部ケーブルへと露出して再放射されているものと推測された。そこで、電磁シールドテープやコネクタシェルへの放射対策などを追加した上でケーブルを再フォーミングを実施した結果、簡易EMC試験で影響が出なくなることを確認した。

表5 事前試験の一覧

試験名称	評価内容
耐圧試験	気密容器に対する耐圧性能(実差圧1.0 気圧に対して1.5 気圧以上)を評価
低温常圧試験	フライト想定環境下限の -40 度での動作確認
常温真空試験	差圧1 気圧の環境でのリークがないことを確認
低温真空試験	差圧1 気圧、かつ、フライト想定環境下限の-40 度での動作確認
EMC干渉測定	気球のコマンド受信系に対する感度影響を与えないことを確認

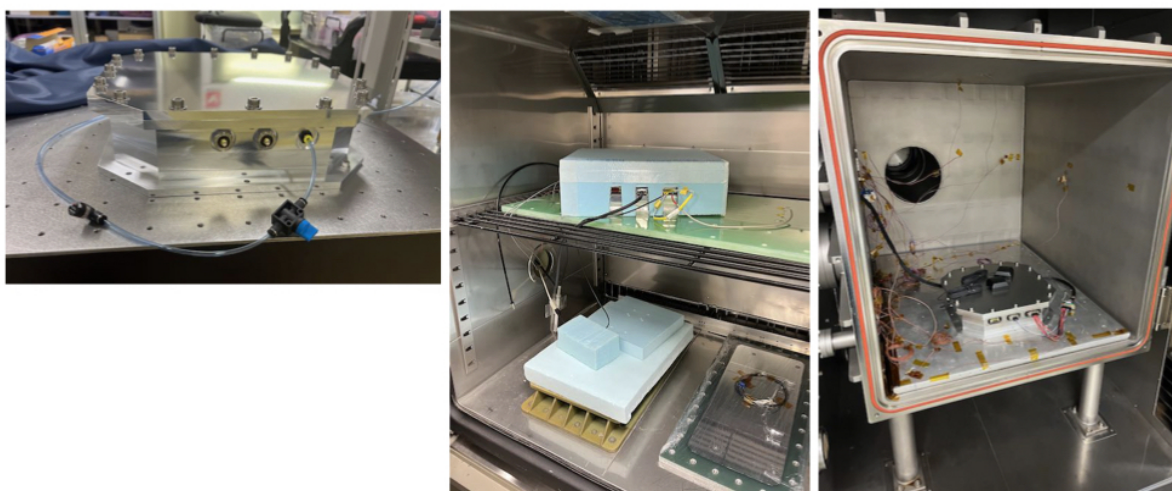


図7 事前環境試験のセットアップ(左: 耐圧試験、中: 低温常圧試験、右: 低温低圧試験)

3.2. 飛翔用受信機の事前評価

実際に気球搭載機器として実装を終えたコンフィグレーションにおいて、衛星測位、特に PPP-RTK によるセンチメートル級の高精度測位が実現できるかどうか、また、2 台の受信機の測位結果を用いることで受信機間の基線がなす方位角を求める(GNSS ジャイロ)ことが可能かどうかを確認するための事前評価をおこなった。すでに受信機単体とアンテナを接続した状態での高精度測位が可能であることは評価済みであり、本試験の目的は主に、気密容器内部に構築したセットアップが end-to-end の状態で正常に動作することの確認である。図 8 左に示すように、宇宙研 A 棟屋上に気密容器を設置し、約 1m 長さのアルミ製ポールの両端に GNSS アンテナを固定した上でポールを気密容器に対してテープ固定した状態で、全体を水平回転台の上に載せるセットアップを構築した。最初に回転台を固定してアンテナが静止した状態で測位を行い、2 台の受信機ともに RTK ステータスが FIX 状態(搬送波波数の整数値バイアスが定まった状態)になったことを確認してから、回転台を手動で数 rpm 程度の角速度で回した。回転中の測位ステータスは一時的に RTK が FLOAT になったものの、半分以上の時間帯で FIX を維持していた。この FIX 期間中のリアルタイム測位結果を用いて、片方のアンテナ位置を原点に固定し、もう一台のアンテナの相対位置を求めて水平面内にプロットしたものを図 8 右に示す。ただし、ステータスが FLOAT の期間は誤差が大きいため除外している。この結果から、静止している時間帯は 10 cm 程度の相対誤差で測位結果が得られていること、また回転している時間帯は、アンテナ間距離に相当する半径の円周上を移動していることから、GNSS ジャイロとして機能していることが確認できた。なおこの相対測定の結果は完全な円周上の運動とはなっていないが、測位衛星の配置や天候が必ずしも最適ではなかったこと、受信機とアンテナを屋上地面に近い高さで置いていることから反射波によるマルチパスの影響が大きい中で回転運動をさせたために、測位ステータスが FIX 状態を維持できなかったこと、などが原因として考えられる。気球ゴンドラに搭載した場合には放球前であっても地面からの距離が十分に高く、また上空ではマルチパスの影響はほぼ無視できることから、さらに精度良く測位が可能と考えられ、これ以上の事前評価は気球が大樹町へ移動した後に実施することとした。

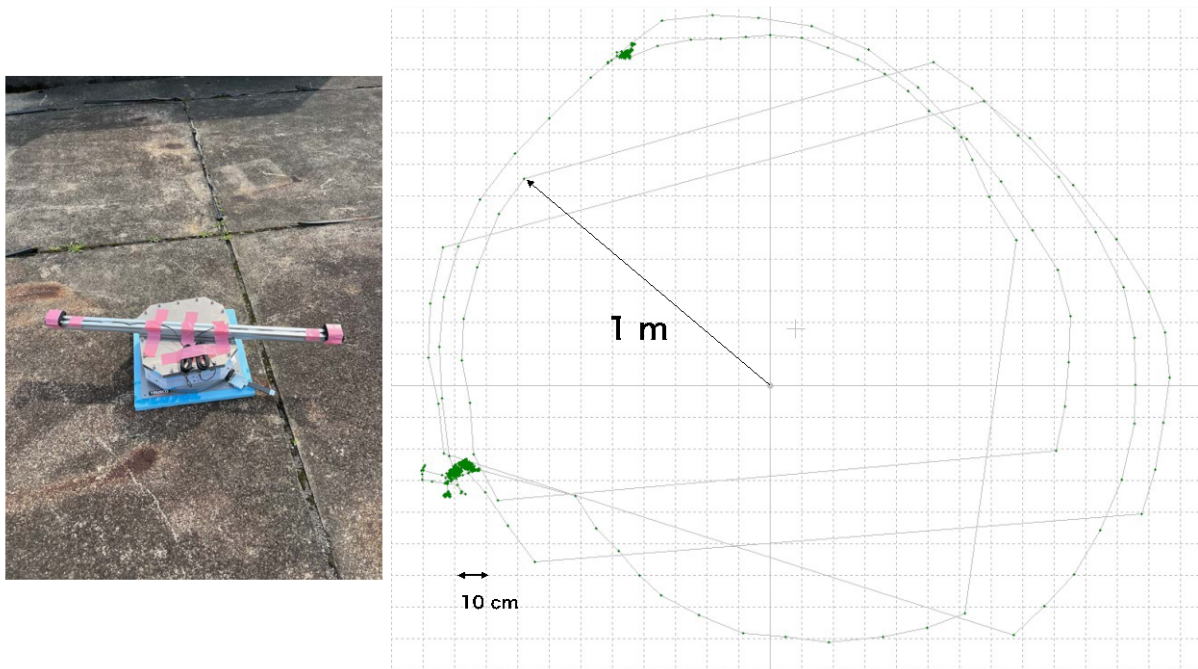


図8 (左) 事前屋外測位のセットアップ (右) 2台の測位結果の差分から、1台を原点に固定した場合に得られるアンテナ間の相対位置関係

相模原と大樹町では緯度経度が大きく異なるため、測位衛星の配置条件が異なるほか、CLAS補正情報における地図上のグリッド(NID)が異なる。そこで放球エリアでも高精度の衛星測位が実施可能であることを事前に確認した。大樹町へ機器輸送後、ゴンドラへの搭載前に実験場の屋外オープンスカイ環境下に気密容器とアンテナを台車に載せた状態で移動してバッテリー駆動させて衛星測位を行ったところ、2台の受信機ともに10分程度でRTKステータスがFIXになり、相対精度数cmの測位結果が出力されることを確認した。

今回使用するGNSS受信機は、L1信号(1575.42 MHz)以外に、L2信号(1227.60 MHz)やL6信号(1278.75 MHz)などの周波数帯域も受信することで高精度測位を実現している。一方で、従来の大気球実験においては、HK機器が使用しているGNSS受信機がL1信号の1周波のみに対応していることなどから、それ以外の周波数帯域、特に1.2 GHz帯域での干渉の影響はあまり実測されていない。従って、気球HKや主ペイロードであるGRAMS機器からの放射がL2やL6受信に影響を与える可能性が否定できない。そこで、放球前にあらかじめ全機器が搭載されて動作している状態でも高精度衛星測位が実施できることを確認する必要がある。一方で、高精度測位はオープンスカイ環境下でアンテナに受信させないとRTKがFIX状態にならないため、ゴンドラ全体が屋外に出ている必要がある。そこで、大樹町実験場において放球前の試験として実施されるコマンド受信感度試験の機会を利用することとした。この時点ではすでに機器はゴンドラに搭載されており、受信機に内蔵したSDカードのデータは取り出せないため、テレメトリに出力された1台分の測位情報で評価をした。結果として、全機器動作状態の時に、RTKステータスがFIXとなり高精度測位が出来ていることを確認した。

3.3. 地上基準局の設置と測位精度の評価

今回の基礎実験(I)の目的は気球高度での高精度衛星測位の実証であり、基本的には飛行体側だけで実験は完結している。一方で、次のステップとして気球と地上との光リンクの実現を考えた場合、衛星測位結果が地上からみた実際の方角角としてどの程度の精度を持つか、つまり測位結果の絶対精度を検証しておくことは非常に重要である。

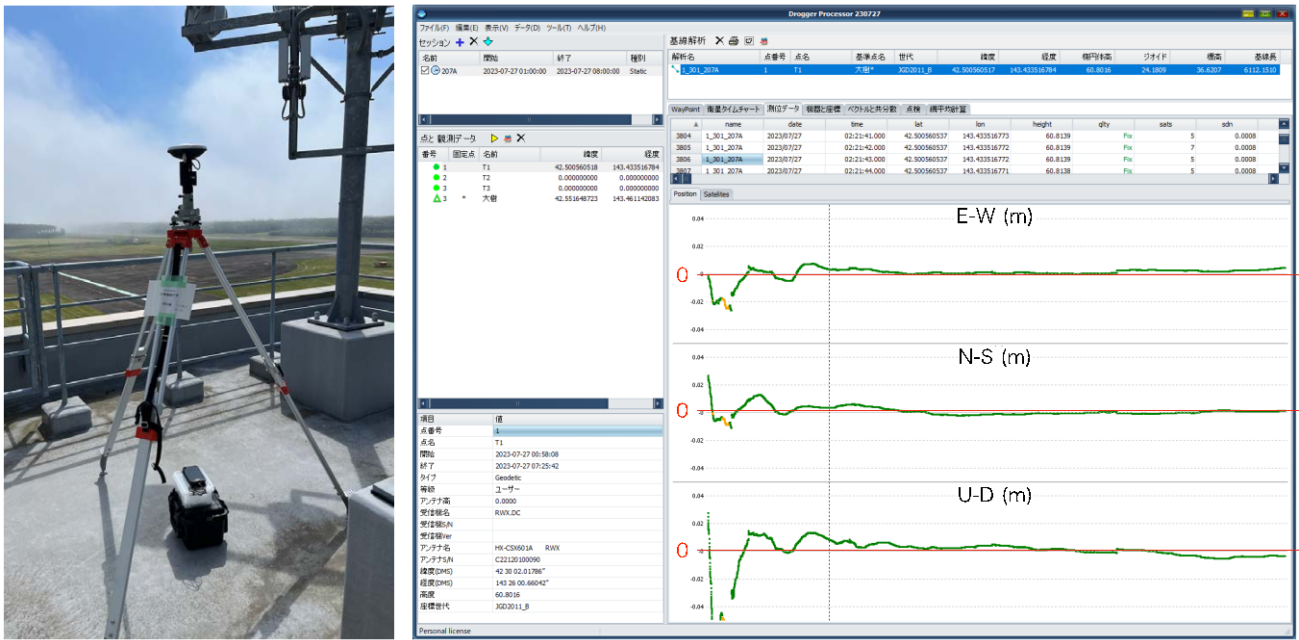


図9 (左) 設置した地上基準局、(右) 地上基準局と電子基準点を用いたスタティック測位の例

また最終的な目標である一般相対性理論の検証実験を行う際には、気球高度の絶対値を、レーザー周波数の比較精度より高い精度で決定する必要がある。たとえばスカイツリーで行われた実験では、高度差450 m を測量によって 1 cm 程度の精度で決定することで、5桁精度での一般相対性理論の検証を行うことが出来ている。気球高度を約25 kmとした場合、およそ50 cm が同程度の精度に相当することから、さらに高精度な検証を行うためにはそれより高い精度で、時間的に変化する気球の絶対高度を決定する必要がある。ただしこれはリアルタイムに求められる精度ではなく、実験後に回収したデータを用いて後処理で決定することができれば良い。そのような処理は、地上にも基準となる静止測量点を持って、同時帯の測位データをコード位相だけでなくいわゆる生データ形式の観測量として搬送波位相まで取得し、気球搭載側データの回収後に、両者をキネマティック処理することが必要になる。そこで本実験でも地上基準局を設置して、データ回収後のオフライン処理に備えることと併せて、地上局を用いてPPP-RTKによるリアルタイム測位の絶対精度の検証も行うこととした。図9に、大樹航空宇宙実験場(TARF)の大気球指令管制棟の屋上に設置した地上基準局の外観を示す。使用したGNSS受信機は気球搭載用と同一型番(DG-Pro1 RWS.DC)であり、受信アンテナとしては、より高性能な4周波測量用アンテナである Harxon HX-CSX601A を用いている。大樹町へ機器を輸送して以後の期間において、この地上基準局を用いて数時間から半日程度の連続した衛星測位データを取得して内蔵 SD カードに記録した。表 6 に測位を実施した日時の一覧を示す。同じような時間帯で複数日の測定をおこなった他、夜間などの異なる時間帯にも測位を行っている。地上局は日々の測定終了後に三脚ごと撤収し、次の観測前にまた設置しているが、床面にマーキングを行うことで三脚位置の再現性は数 mm 以下であり、測定開始前に水準器による水平出しを行うことで再現精度を高めている。取得したデータについて、最も近傍(約 6.1 km)にある国土地理院の電子基準点である大樹局の同一時間帯データを用いたスタティック解析を日毎に行った。解析に使用したソフトウェアは受信機の製造元であるビズステーション社が配布している Drogger Processor であり、測位処理において標準的に使用されている RTKLIB に基づいて開発されている。図 9 右に解析結果の例を示すように、スタティック解析では 30 秒間隔の電子基準点データに対応する相対座標から測位結果が算出される。これを時系列にみると後半の時間帯ほど収束しており、この収束時間帯の平均値をとったものが最終的な測位結果として得られる。このようにして測定データごとに得られたスタティック測位結果を表 6 に示した。緯度経度については小数点 6 桁目まで完全に一致しており、全 12 回のデータの最大と最小の差をとると、緯度でおよそ 0.9 cm、経度でおよそ 1.8 cm の範囲に収まっている。高度については同様に最大最小の差をとっても 2.1 cm の範

圈内であり、これが静止基準局を用いたスタティック測位の精度を示していると考えられる。図 10 上に、6/21 に得られたデータに対するスタティック測位の結果を時系列データと水平面内での相対座標として示した。このように、測定時間内での変動は水平方向で 1 cm 以内、垂直方向でも収束時間帯であれば 1 cm 以内に収まっている。なお高度は回転楕円体に対する高さとして与えられるが、この座標点でのジオイド高さ(24.2 m)と管制棟フロアレベルの標高(18.8 m)を差し引くと 17.8 m であり、これは建屋の屋上までの高さ+三脚高さ(1.8 m)としておおよそ妥当な数字になっていることが分かる。

表6 地上局を用いたスタティック測位結果 (JST)

日付	開始時刻	終了時刻	緯度 (deg)	経度 (deg)	楕円体高(m)
2023.6.20	14:58	16:58	42.500560463	143.433516830	60.801
2023.6.21	11:56	16:04	42.500560534	143.433516773	60.804
2023.6.22	09:10	13:08	42.500560531	143.433516820	60.807
2023.6.28	09:34	16:06	42.500560548	143.433516795	60.805
2023.6.29	10:04	13:23	42.500560529	143.433516776	60.805
2023.6.30	09:20	12:35	42.500560525	143.433516702	60.806
2023.7.07	09:35	14:25	42.500560534	143.433516683	60.808
2023.7.07	15:30	03:49	42.500560474	143.433516692	60.807
2023.7.24	09:18	14:13	42.500560510	143.433516719	60.793
2023.7.25	09:07	15:02	42.500560501	143.433516898	60.814
2023.7.26	08:24	13:04	42.500560518	143.433516798	60.814
2023.7.27	00:58	07:25	42.500560518	143.433516784	60.802

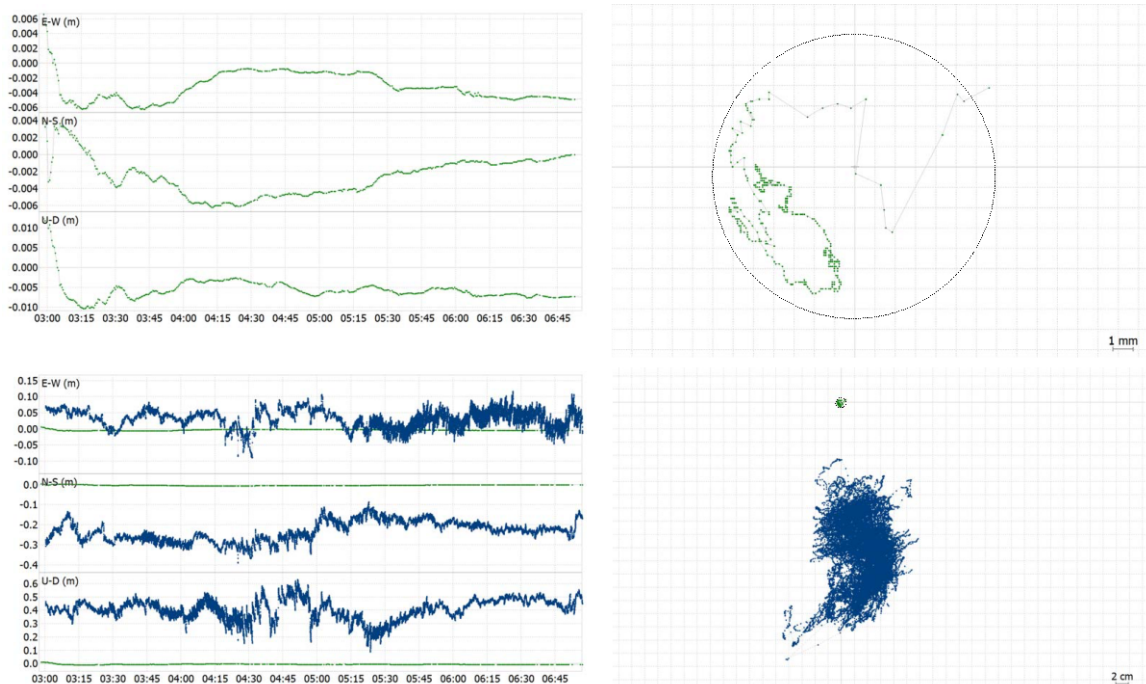


図10 (左上) 電子基準点に対するスタティック測位で得られた位置情報、(右上) それを水平面内に射影したもの (左下) 同時間帯の PPP-RTK による測位結果の位置情報、(右下) 水平面内への射影

次に、スタティック測位の結果を基準として、それぞれの測定中にリアルタイムに得られたPPP-RTKによる演算結果を比較することで、PPP-RTKによる測位の相対および絶対精度を検証した。図10下に、同じデータ(6/21測定分)に対するPPP-RTKの測位情報をスタティック測位の結果に重ねて示す。測定時間中の相対変動の大きさを評価したところ、水平面内方向で11.5 cm (2次元RMS)、垂直方向で 15.1 cm (RMS)となった。また観測平均値から求まる絶対位置をスタティック測位の結果と比較すると、緯度方向に 10 cm 程度、高さ方向にも数10 cm のオフセットがあることが分かる。この結果は一例ではあるものの、PPP-RTKによる演算結果を絶対位置として使用する場合にはこの程度のオフセットが生じる可能性があると言える。

3.4. 移動局模擬試験

気球飛翔中の移動速度は最大で20 m/s程度に達する。静止した環境ではなく高速で移動する場合にもPPP-RTKがFIX状態を持続するかどうかを事前に地上で検証するため、移動局の模擬試験を行った。気球搭載品と同等のアンテナを車の屋根上に直接固定し、同じく搭載用と同一型番の受信機に接続した状態で、大樹町から浦幌町付近まで往復で走行しながら測位データを取得した。図11に走行経路と走行中のRTKステータスの変化を示す。一部の地域でRTKステータスがDGNSSとなって高精度測位が実施できなくなっているが、それ以外のエリアではFIX状態が維持されていることが確認できる。図12に、PPP-RTKによる測位演算結果から得られた位置情報と速度のプロットを示す。速度によらずRTKのFIX状態が維持されていることが分かる。なお測位ステータスがDGNSSとなってしまった領域は往路復路ともに同じようなエリアとなっていることから、周辺地形などにより電波受信状態が悪かったか、あるいはCLASのエリア分割の境界領域と重なったなどの理由が考えられる。

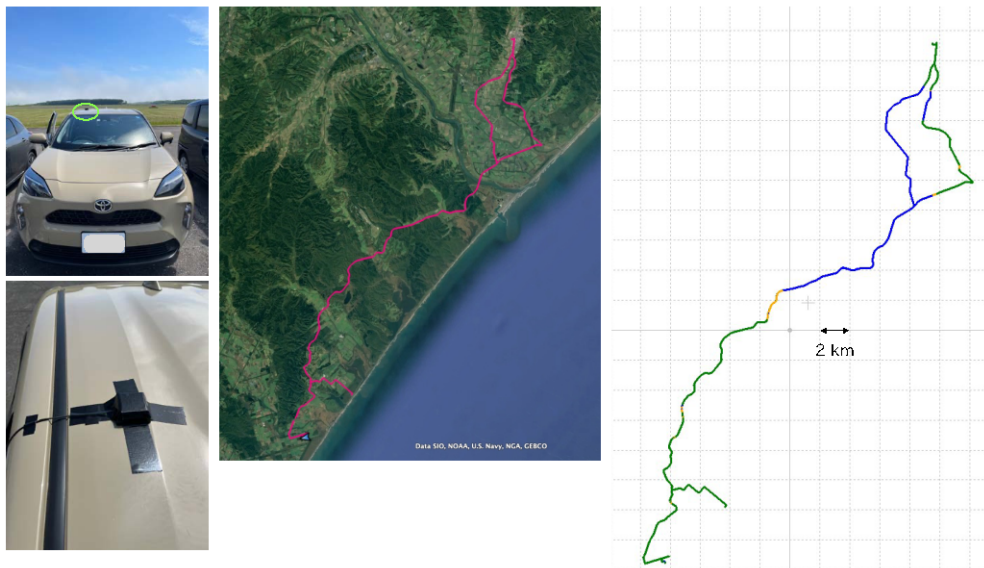


図11 (左:)アンテナ取り付け (中:)走行経路 (右:)RTK測位状態(緑: FIX, 黄: FLOAT, 青: DGNSS)

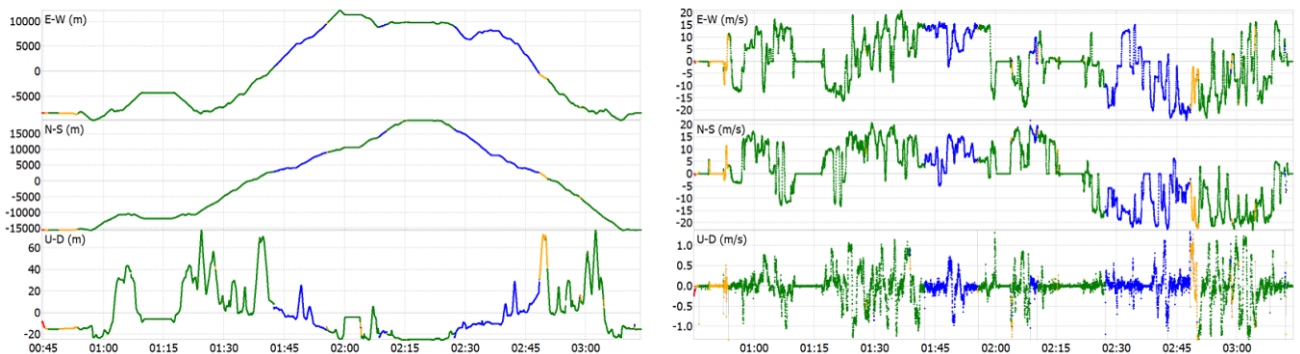


図12 走行中の測位演算結果の (左)位置情報と(右)速度情報の東西(上)、南北(中)、上下(下)成分

4. フライト結果

4.1. フライト履歴

大樹町に移動してから全ての事前試験やレビューを終えた後、放球のための気象条件が整うのを待って、2023年7月27日(木)午前3時55分(JST)に、B23-06実験の気球は大樹航空宇宙実験場より放球された。表7に、放球当日の一連の作業およびイベントの時刻を、GNSS受信機からのデータと照らし合わせるためにUTCでまとめて示す。本実験の搭載機器は17:05からのPI最終噛み合わせでフライトコネクタを取り付けて電源を投入した後、ゴンドラが回収されて実験場に戻った後にコネクタを外すまでのおよそ7時間にわたり、バッテリーにて駆動を続けていた。図13にB23-06気球の飛行経路を3次元表示にて示す。最高高度約28.6 kmに到達した後、およそ44分間の水平飛行をおこなった後にゴンドラが切り離され、着水後に回収船とトラックによって洋上および陸上輸送された。

表7 B23-06 イベント時刻の一覧(UTC)

時刻	イベント
16:20	放球前最終電気試験開始
17:05	PI最終噛み合わせ開始
17:29	電気試験終了(クレーン上昇)
18:30	同期走行開始
18:55	放球
21:00	水平飛行開始
21:42	ゴンドラ切り離し(落下開始)
22:07	着水
22:15	洋上回収・海上輸送
23:35	陸上輸送
23:50	実験場帰着

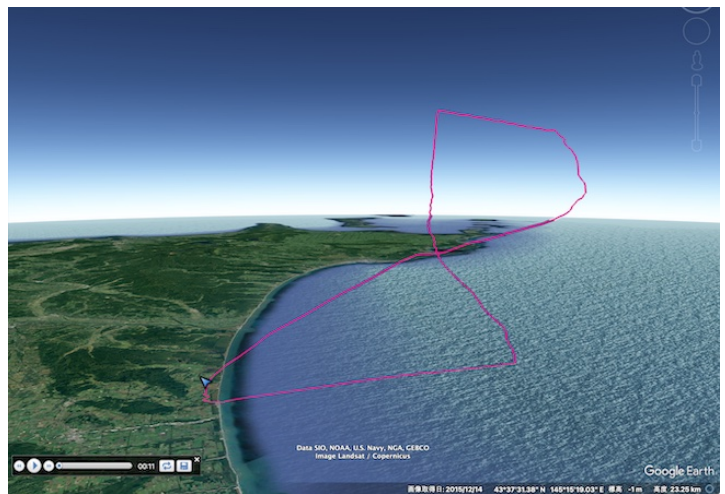


図13 B23-06実験飛行経路の3次元表示

実験機器に電源が投入されてから実験場に帰着するまでの間に記録された、気圧センサによる気密容器内部の圧力と温度の履歴を図14に示す。内部温度は最低でも15度までしか下がっておらず、ゴンドラの断熱材と容器の熱容量によって十分に温度維持されていたことが分かる。圧力の時間履歴と温度との相関プロットから飛行中は温度変化に追従しておおよそ容積一定関係に沿った変化をしており、着水時に気圧センサーが不連続な変化を示しているが、大きなリークは起きていなかったと判断できる。ゴンドラ回収後に気密容器の蓋をあけて内部を目視確認した際にも、浸水や結露などが起きていないことが確認された。

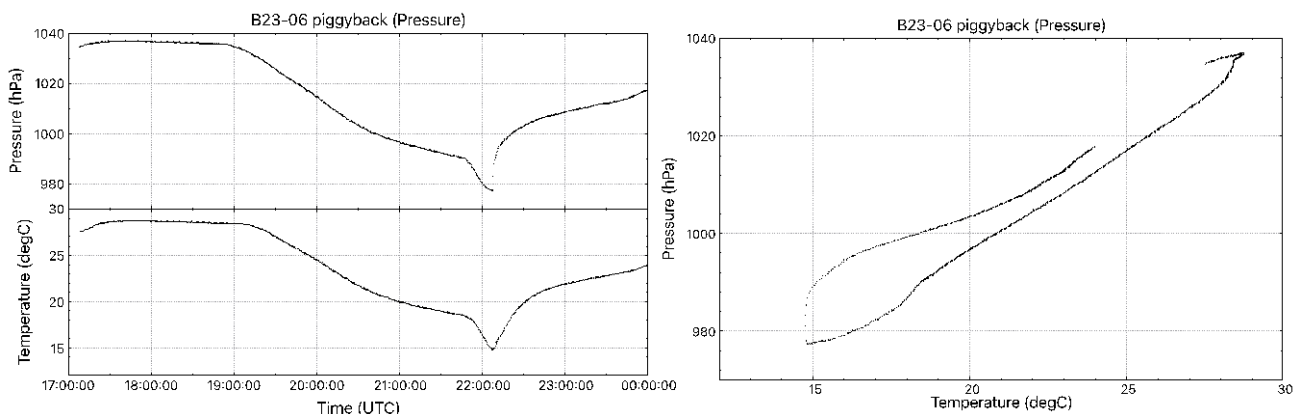


図14 (左) 気圧計による容器内の圧力・温度の時間履歴、(右) 温度-圧力の相関プロット

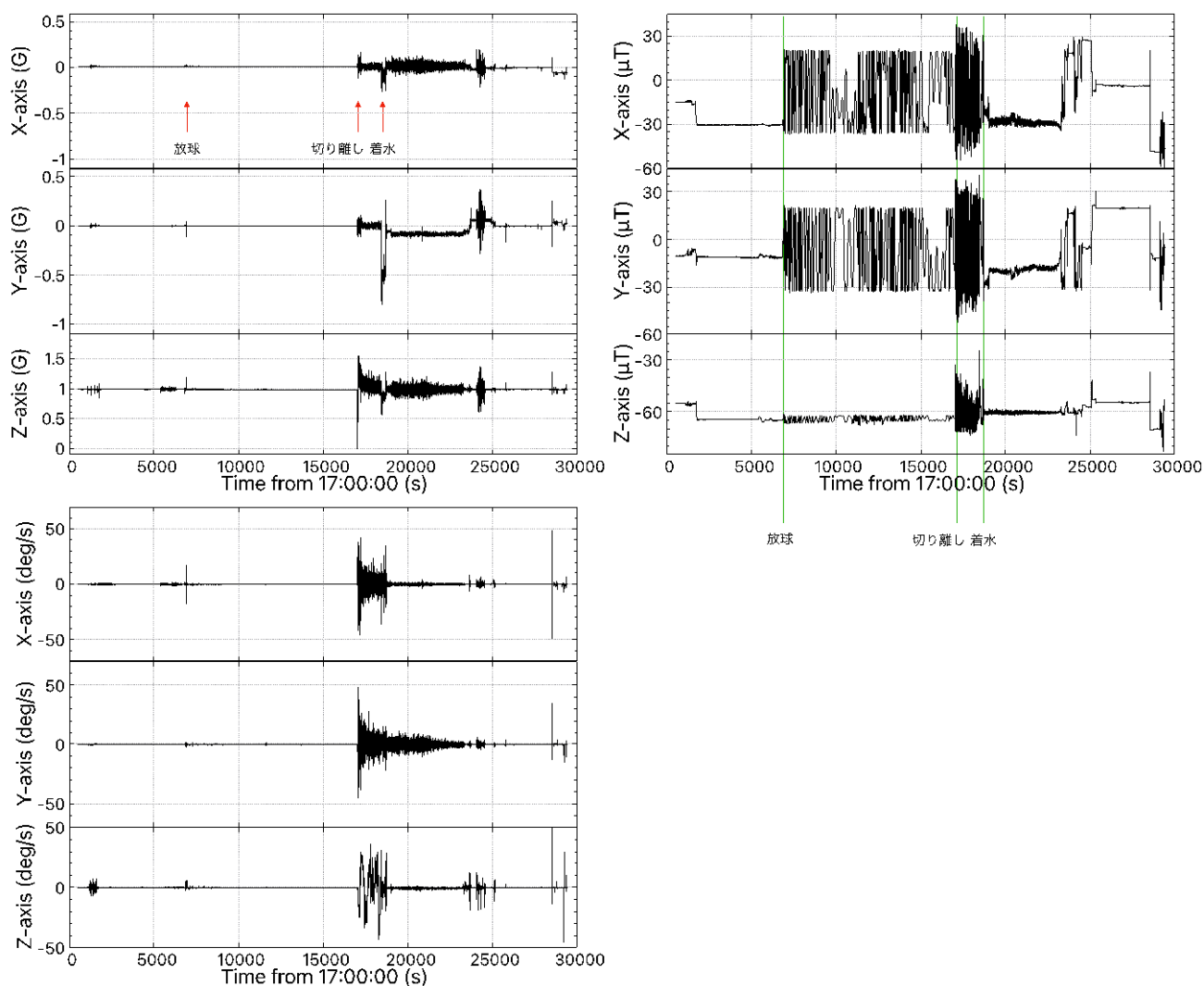


図15 9軸センサによる加速度(左上)、角速度(左下)、磁場(右上)の時間履歴。

図15に、9軸センサによって計測された、飛翔前後の時間を含む加速度、角速度、磁場の時間履歴を示す。3段のパネルはそれぞれ上から順にX, Y, Z軸のデータをプロットしている。また気球側のイベントとの対応づけのために、放球・切り離し・着水のタイミングを重ねて表示した。全時間を通してデータの欠損や大きな飛びなどは見られず、正常にセンサーとデータ収集が動作したことが分かる。加速度データでは、切り離し/パラシュート開傘時の垂直方向加速度と着水時の横方向加速度に大きな力が観測されている。角速度データからは、切り離し以後にゴンドラが回転しながら落下していくに伴う角速度の変化が見て取れるものの、それ以外の時間帯はほぼ有意な値になっておらず、飛翔中のゴンドラ回転スピードが緩やかであったことが分かる。逆に磁場センサの値は放球直後から着水に至るまでの時間帯に水平面内に準周期的な変化が見えており、ゴンドラの回転がむしろ地磁場変化として計測されていたことが推測される。また上昇中と水平飛翔中では回転周期などの挙動が異なっている。個別事象の詳細については衛星測位の結果と合わせて後述する。

4.2. GNSS 測位結果

B23-06 の気球運用およびゴンドラの回収に成功したため、気密容器から GNSS 受信機内蔵の SD カードに記録された測位演算結果を取り出し、内容を確認した。図 16 に、放球日に 2 台の受信機(No.3 および No.2)からそれぞれ得られた測位結果の時間履歴を示す。一見して明らかなように、受信機 No.3(図 16 左)では全時間帯を通して良好なデータが得られているのに対して受信機 No.2(図 16 右)のデータは高度 12 km 以上の時間帯の測位演算結果が得られていない。これは、受信機のモードを

"航空機"モードに設定できておらず、受信機が自動的に測位結果の出力を停止していたためと推測される。生データ形式での記録には成功していたため、後処理解析は可能であるものの、リアルタイム測位結果の評価については、高度 12 km 以上の時間帯は No.3 のみの結果を用いて行うこととした。図 17 に受信機 No.3 の測位結果から求められる速度と加速度の時間履歴を示す。飛行中の最高速度はおよそ 20 m/s と想定通りであったこと、切り離し後に急激に落下速度が大きくなった後、パラシュートと大気の制動によって徐々に落下速度が小さくなっていること、切り離し後のゴンドラの回転運動による横方向加速度が落下速度の低下に合わせて収束していく様子などが見てとれる。

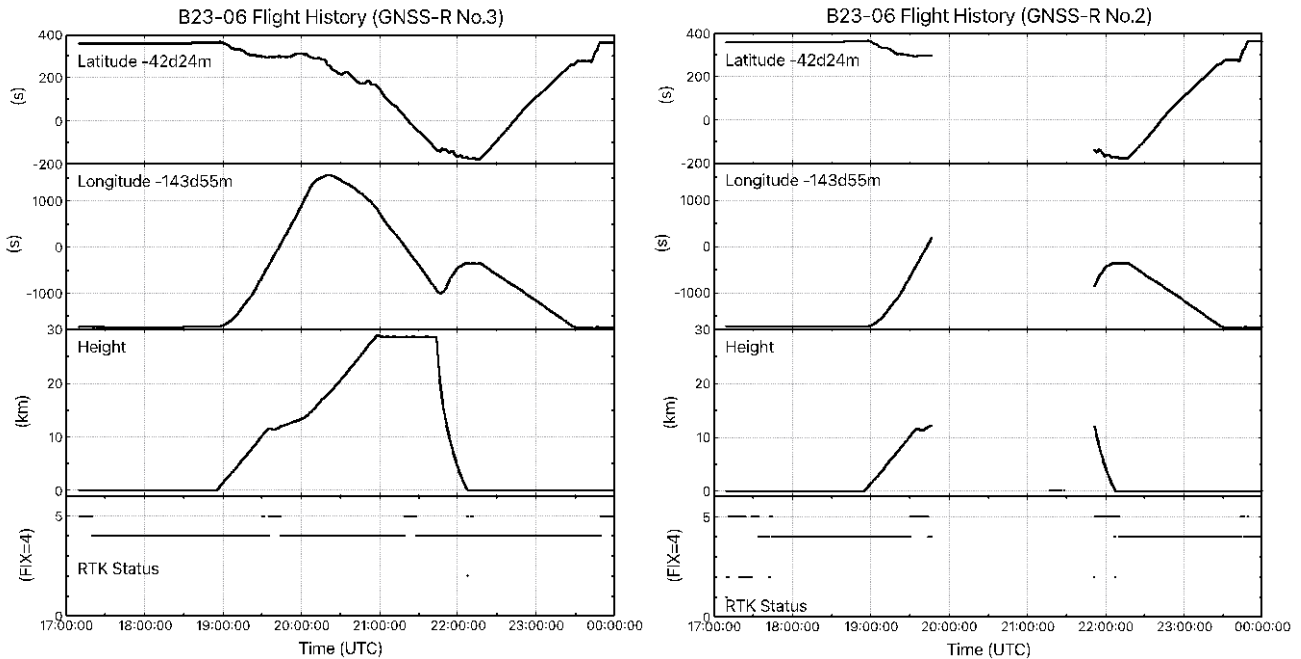


図 16 2つのGNSS受信機の測位結果の時間履歴(上から順に緯度・経度・高度・測位ステータス)

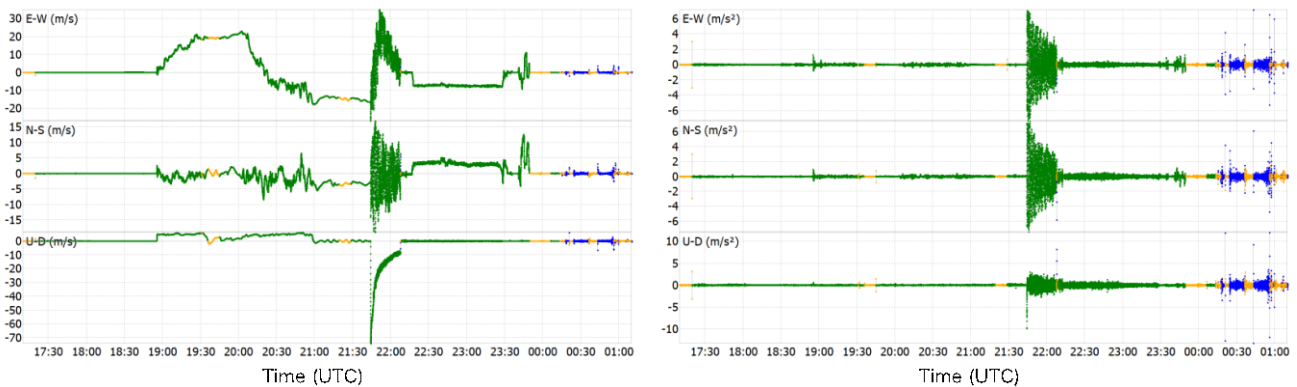


図17 GNSS受信機#3の測位結果から得られる速度(左)と加速度(右)の時間履歴

より詳細な解析を行うにあたって、便宜上、いくつかの時間帯に区切って行うこととした。図18に示すように、高度変化で以下の5つの時間帯に区切り、それぞれをフェーズ0~4という名称で識別することとした。すなわち、フェーズ0: 放球前、フェーズ1: 放球~最高高度到達まで、フェーズ2: 水平飛行中、フェーズ3: 切り離し~着水、フェーズ4: 洋上回収~陸上輸送、である。

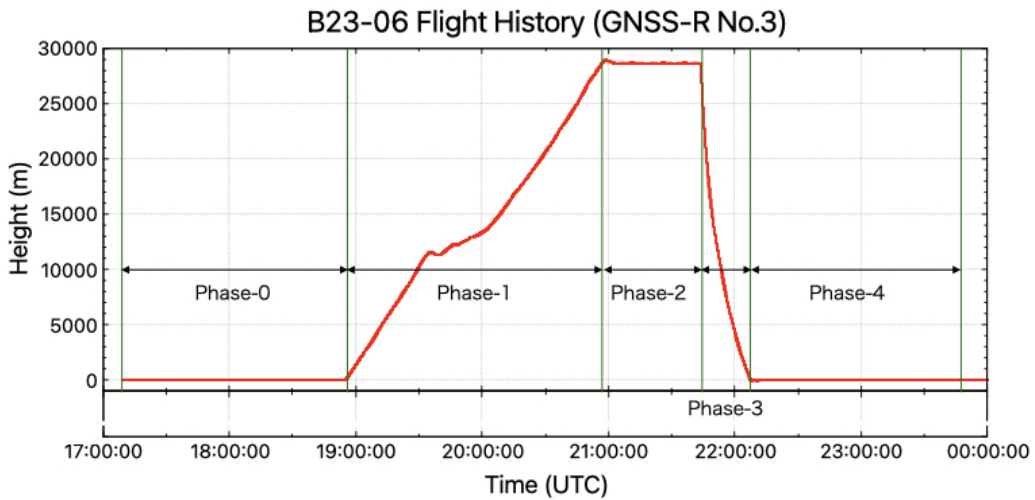


図18 高度変化図とフェーズ識別

4.2.1. フェーズ0: 放球前

放球前はゴンドラはまだ地上にあり、当然ながら高度に大きな変化はないはずである。そこで、逆にこの時間帯の測位結果を特に高度について詳細に確認することで、地上付近における高精度測位の高さ方向の精度を検証することが可能となる。

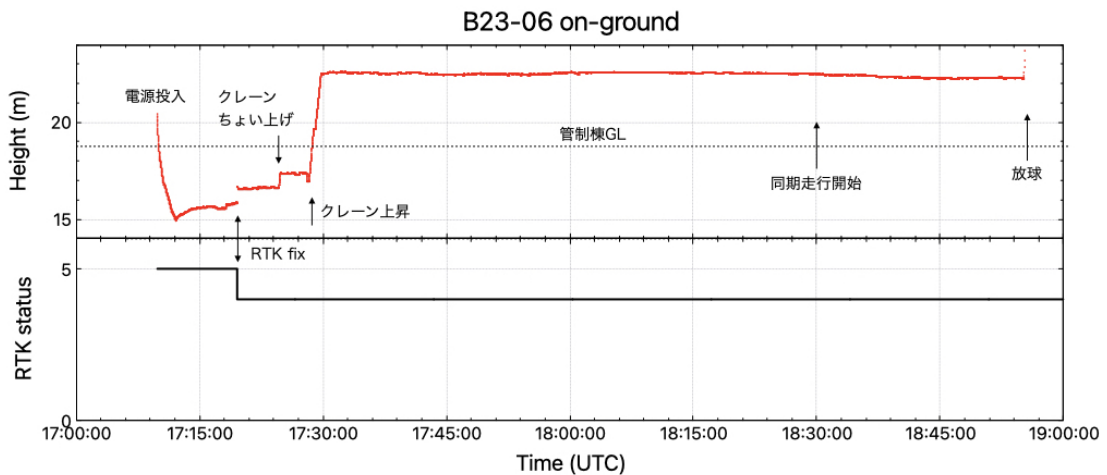


図19 (上) 放球前の測位高度の時間履歴、(下) ゴンドラ高さの変化に対応する作業風景

図19に示すように、放球前のリアルタイム測位結果の時間履歴からは、いくつかの不連続な変化が検出されている。17:20付近のジャンプは、機器の電源投入から10分ほど経過し、測位ステータスが FLOAT から FIXに変化したタイミングと一致しており、搬送波波数の整数不定性が解を得たことで、以後は正しい値を出力し始めたと解釈できる。17:30にかけて、写真に示すようにクレーンを上昇させてゴンドラを放球状態にするため 5 m ほど吊り上げたことに伴う高度変化が検出されている。以後は放球に向けてガス充填の作業などを行っていたためゴンドラはクレーン上で静止して

おり、高度の変化もほぼ見られない。台車が放球位置に向けて同期走行を開始して以後、連続的にわずかな高度の変化が見られ、これは台車位置に対応する地面高さの差である可能性がある。以上は実際にクレーンの高さや地面の標高を測量したのではないため今回の実験においては推測にとどまるが、今後の気球実験に向けては、あらかじめこうした高さを正確に測って比較することで検証が可能になると言える。また、気球実験の技術的な観点からも、高精度GNSS受信機を用いることで、放球前作業自体の高度化につながる可能性を示唆する。

4.2.2. フェーズ 1: 放球～高度 12km～最高高度

放球から高度 12 km 以下の時間帯については、2 台の受信機両方ともリアルタイム測位結果が取得できたため、それぞれ単独での結果の評価に加えて、2 つのアンテナ間の相対測位誤差による精度の評価と、GNSS ジャイロとしての動作確認を行うことが可能である。図 20 に示すように、放球後の受信機の測位ステータスは 2 台とも FIX(=4) を維持していたが、高度が 10 km を少し超えたところで、2 台同時に FLOAT に変化した(受信機 No.2 の測位ステータスは見やすくするために値から 2 を引いてプロットした)。完全に同時であることから、このタイミングで GNSS 衛星からの電波受信環境が悪化したなどの可能性が考えられるものの、一方で、ステータスが FIX に復帰するタイミングは 2 台で一致していない。FLOAT 状態では FIX 時よりも測位精度が劣化することから、相対測位を行うにあたっては測位ステータスの状態を識別しながら解析を行う必要がある。

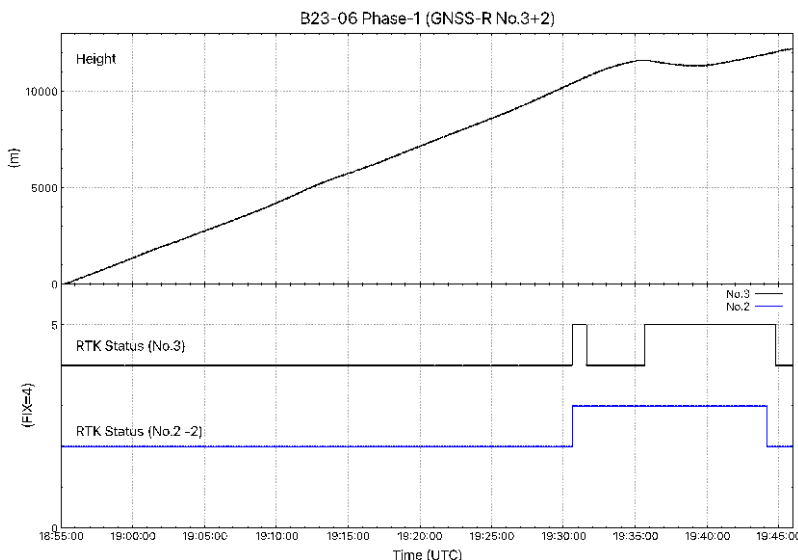


図20 高度12 km以下での高度変化(上)と受信機2台の測位ステータス(下)

図21に、受信機No.3単体での測位結果から得られる位置と速度の履歴を示す。色が緑色の時間帯がRTKの測位ステータスがFIXに対応し、黄色い部分はFLOATに対応する(以後のプロットでも同様)。19:35付近から高度変化が緩やかになっているのは、この時間帯には気球を予定軌道に維持するための気球運用の一環として、一時的に水平飛翔に近い状態となっていたためである。垂直方向の速度成分を見ると、この時間帯は徐々に上昇速度が低下し、高度が上昇と下降を繰り返していることが分かる。受信機No.2からも全く同様の結果が得られたため、両者の測位結果を用いて、2台のアンテナの相互位置と相対速度を求めた結果を図22に示す。

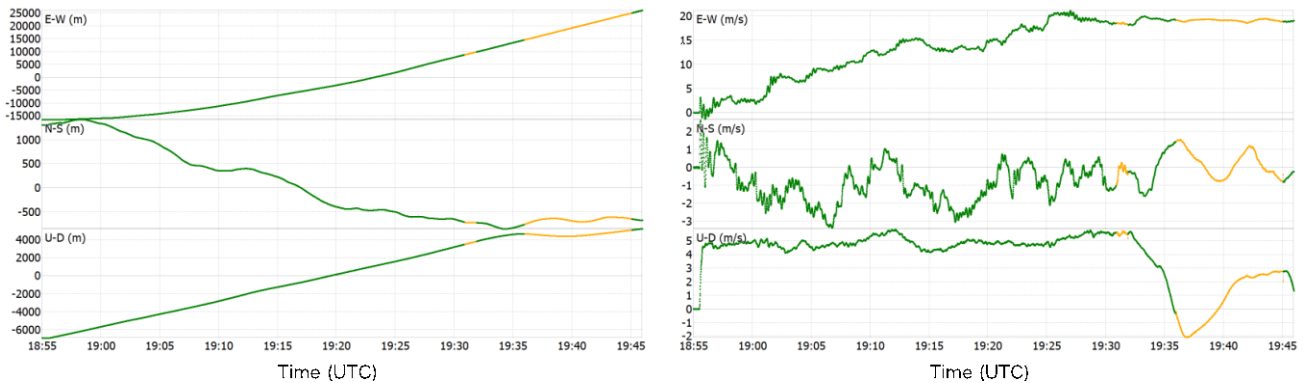


図21 受信機No.3 単独での測位結果から得られた、位置(左)と速度(右)の時間履歴

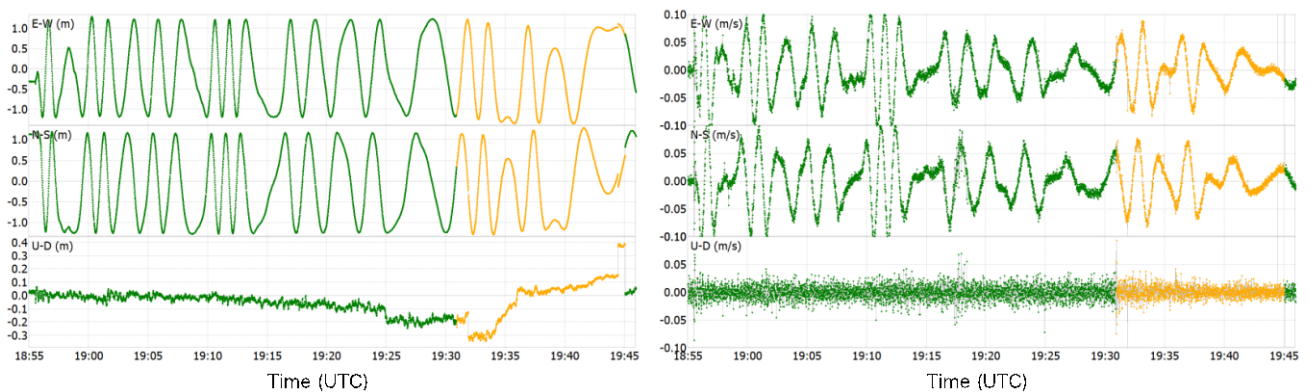


図22 2台の受信機の測位結果から得られた、相対位置(左)と相対速度(右)の時間履歴

水平面内での相互位置の時間変化を見ると東西と南北方向の変化が時間的に連動しており、100 cm程度の一定振幅の範囲内でおおよそ150秒程度の準周期的な動きをしていることが分かる。一方で上下方向の相対位置は、特に測位ステータスがFIXとなっている時間帯については10 cm程度の変動の範囲内に収まっておりあまり動いていない。この傾向は相対速度を見ても全く同様であり、さらに細かく東西と南北の速度成分の位相差を見ると、ちょうど $\pi/2$ だけずれていることが確認できる。従って、2台のアンテナが両者の中心周りに回転運動をしていることに相当する。図23に、一台の受信機から見た、もう一台の受信アンテナの相対位置をプロットして示す。これは、いわゆる Moving Base 方式と呼ばれる、2台の移動体間での相対測位を実施したことに相当する。ただし実際には2台の受信機間でRTK測位をしたわけではなく、それぞれの受信機単独でのPPP-RTK測位結果から演算したものであるため、両者の誤差が二乗和で含まれている。図23から分かるように、半径約1.2 m程度の円周上の狭い幅の中に相対位置が収まっており、測位ステータスがFIX状態だった時のみのプロットを拡大して確認したところ、おおよそ5 cm以内に収まっていることが確認できた。一方で測位ステータスがFLOAT時の相対位置関係を示す円周の中心は、FIX時の円周中心に対して水平面内にオフセットしており、測位結果に搬送波波数の整数値不定性分のオフセットが含まれた結果と思われる。以上の結果から、気球上昇中のリアルタイムなPPP-RTK測位結果の精度として、FIX時の水平面内方向の相対誤差が5cm以内を達成していると言うことが出来る。なお半径1.2mは、ゴンドラ上にアンテナを取り付けた際の相対距離の実測値(1215 mm)とも良く一致している。

回転運動の挙動を相対位置関係の時間変化としてアニメーション化して確認したところ、測位ステータスがFIX状態の時間帯を通して同じ方向に回転を続けており、反転がほぼ起きていなかった。これは相対位置の東西・南北の振幅がほぼ一定を保っており、最大値と最小値の間で折り返している箇所がほとんど見られないことから確認できる。一方で、FLOAT状態の時間帯、すなわち水平飛行中に近い状態の時には、時間が短いにもかかわらず途中で回転方向が反転する挙動をしている箇所が複数確認できる。水平飛行時には上昇速度が小さいことから、上昇時に気球形状によって生じる回転力も抑制されていると解釈可能である。

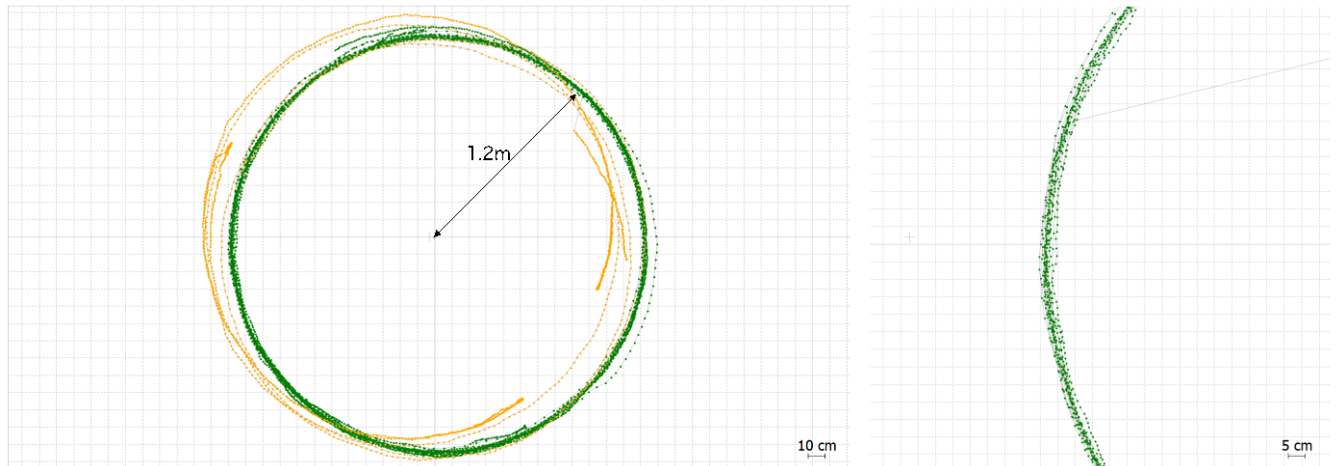


図23 2台の受信機の測位結果から求まる、水平面内での相対的な位置関係(左)とその拡大(右)

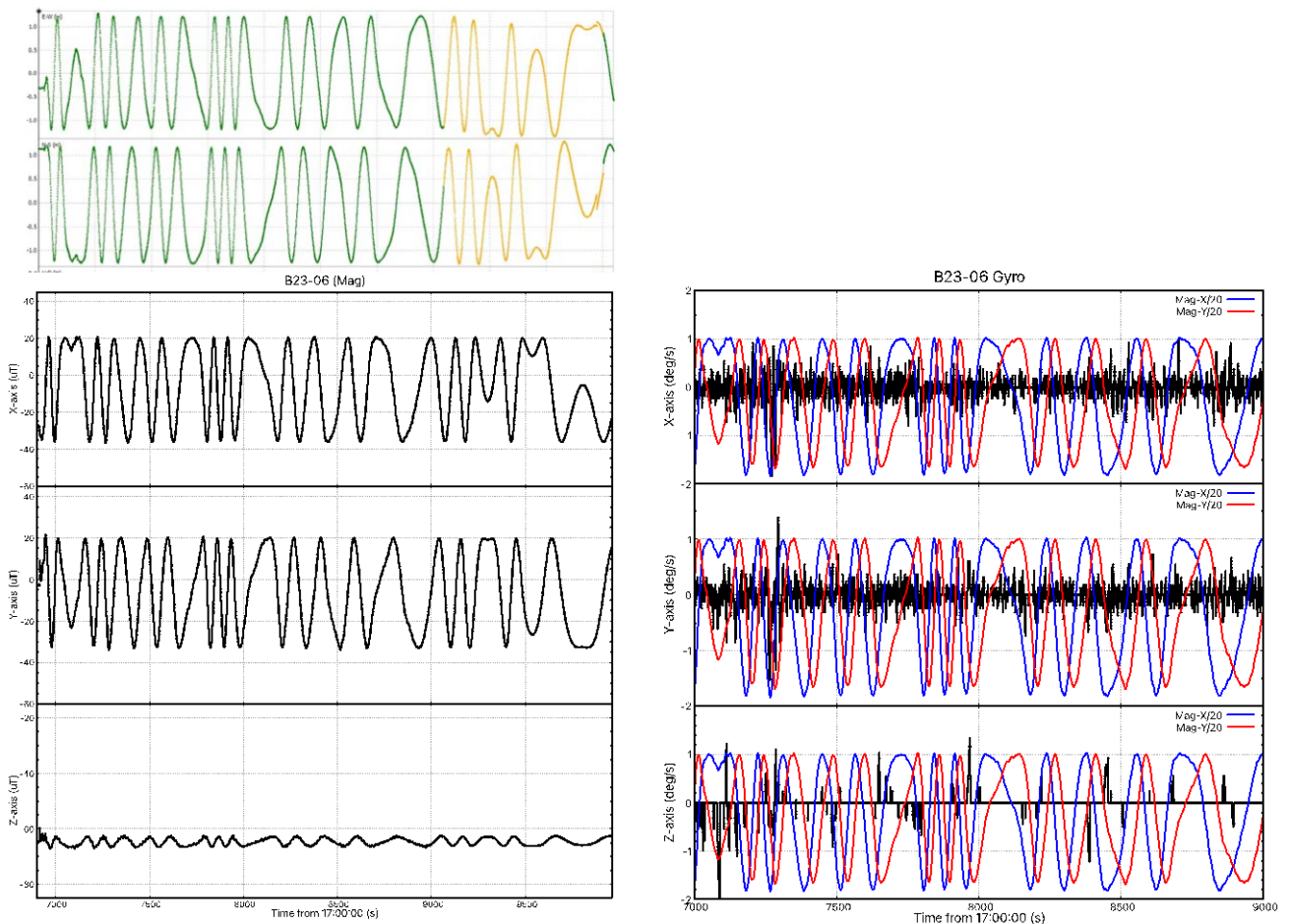


図24 (左下)高度12 kmまでの磁場センサの計測値、(左上)同時時間帯のGNSS受信機2台の相対位置(図22左と同じもの)、(右下) RTKステータスがFIXの時間帯のジャイロによる角速度の計測値(黒)に、左下図の磁場センサの値を1/20スケールして重ねたもの(青: X軸、赤: Y軸)

図24に、放球から高度12 kmまでの時間帯に9軸センサーによって計測された磁場と角速度の時間履歴を示す。比較のため、図22と同じ相対位置の履歴を時間軸を合わせて並べて示した。ゴンドラが垂直に吊り下げられている状態では、磁場センサーのXY座標面は水平面内と一致しているため、

直接的な比較が可能である。磁場センサーの計測値はGNSS測位の結果として得られたアンテナの相対位置の変化と非常によく一致した挙動となっており、このことから、ゴンドラの回転運動をトレースするための手法として利用可能であることが分かる。一方、図24右下に示すように、測位ステータスがFIXの時間帯に9軸センサーのジャイロによって測定された角速度は、図21でGNSS測位の結果から得られた準周期を150秒とした場合に期待される角速度(2.4 deg/s)に比べて小さな値にとどまっており、回転運動の有意な検出が出来ていない。同じ図に重ねて示した磁場センサーの計測値(1/20にスケールして表示)との相関も明確には見られないことから、今回使用したジャイロのスペック上は測定レンジ内であるものの、このような遅い回転の計測には不向きであったと推測される。

4.2.3. フェーズ 2: 水平飛行

B23-06 実験において、気球は高度およそ 28.5 km 付近に到達したところで、約44分間の水平飛行を実施した。この時間帯が環境条件としては最も安定していることから、搭載機器の観測や測定にとって最も重要な期間である。将来的に一般相対性理論の検証実験として地上との間でレーザーの周波数比較実験を行う場合も、気球高度がほぼ一定に保たれることは、高度差に対応する重力ポテンシャル差の変動が小さくなることに伴って、地上とのレーザー周波数差の変動幅も小さく、高精度実験に向いている時間帯であることを意味する。また地上との間での光リンクの維持の観点からも安定した飛行環境ほど高精度に追尾可能と考えられることから、水平飛行中を主な解析対象とすることが想定される。そこで、この期間の測位結果として、PPP-RTKによるリアルタイム測位の精度に特に着目して解析を行なった。なお残念ながら受信機No.2からは水平飛行中のリアルタイム測位結果は得られなかったため、相対測位を用いた解析は実施していない。

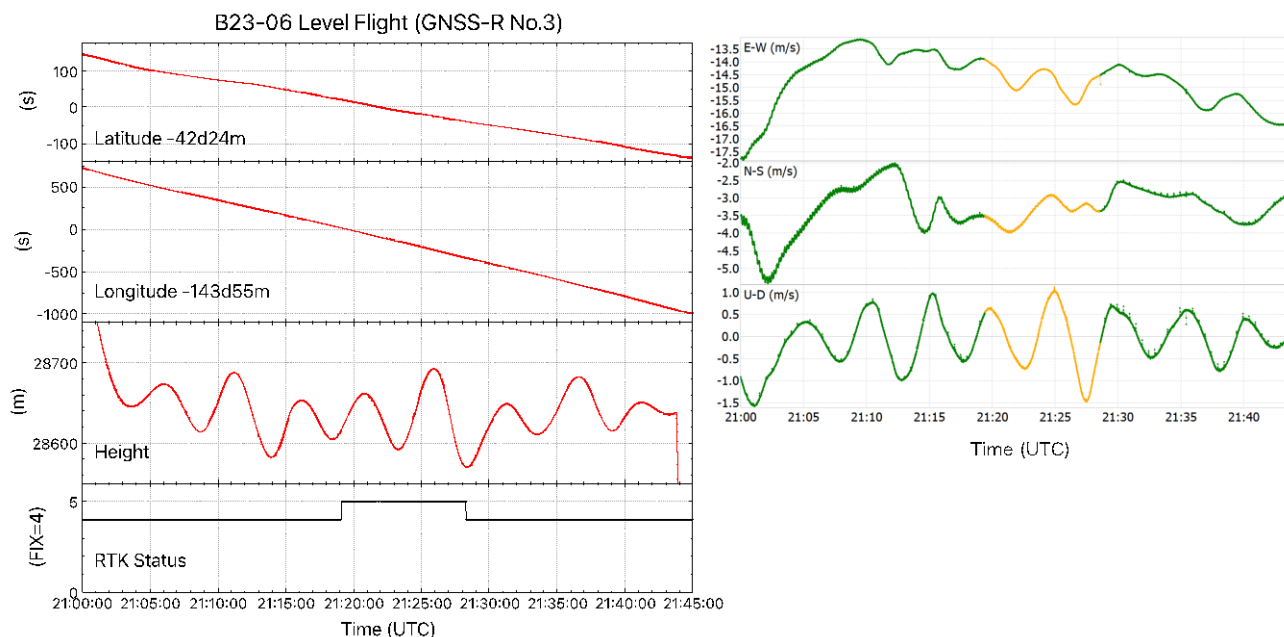


図25 水平飛行中のPPP-RTKによる測位結果(左)と、それを元に計算された速度(右)の時間履歴

図25左に、水平飛行中のPPP-RTKによる測位結果(緯度・経度・高度)および測位ステータスの時間履歴を示す。水平飛行中であっても100 m程度の準周期的な高度変動が見られており、これは高度に応じて断熱膨張・収縮する気球中の気体密度の変化に対応する高度を飛行しているものと解釈できる。測位のステータスはほぼFIXを維持していたが、中間付近の約9分程度の時間帯だけFLOATになっていた。この測位結果から水平面内と垂直方向の速度成分を求めたものを図25右に示す。水平面内速度の時間変化には、進行方向が直線的ではないことに対応する大きなスケールの変動に加えて、細かい振動成分が重畳されていることが分かる。拡大して確認したところ、図26に示すように東西・南北方向とも、周期が約12秒、変化の振幅が 0.1 m/s 程度であった。この周期はB23-06の気球から

ゴンドラまでの吊り紐長さ(約35 m)から想定される単振り子の周期(11.8 s)とほぼ一致していることから、ゴンドラ全体の振り子運動をGNSS測位によって捉えることが出来たと考えられる。周期を12秒、速度振幅を ± 0.1 m/s とすると、ゴンドラが ± 40 cm 程度の振幅で振り子運動をしたことに相当する。また東西および南北方向の振動位相のずれから、円錐振り子運動であったことが分かる。

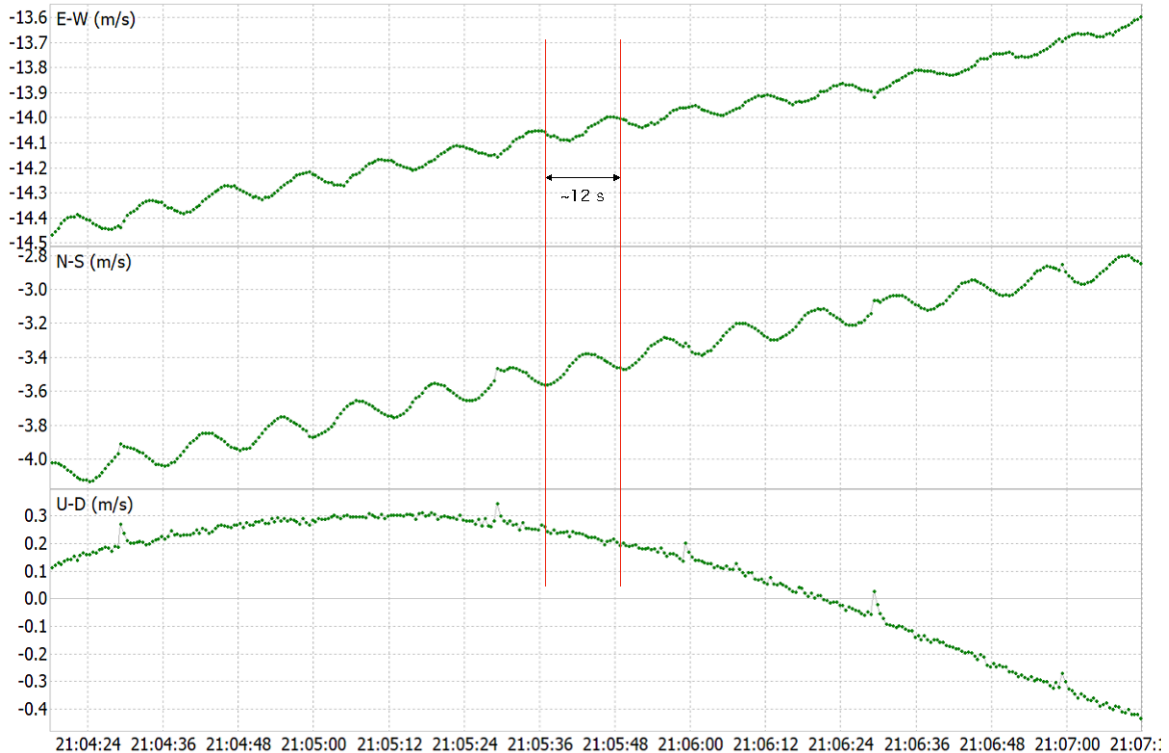


図26 水平飛行中の速度変化の一部拡大

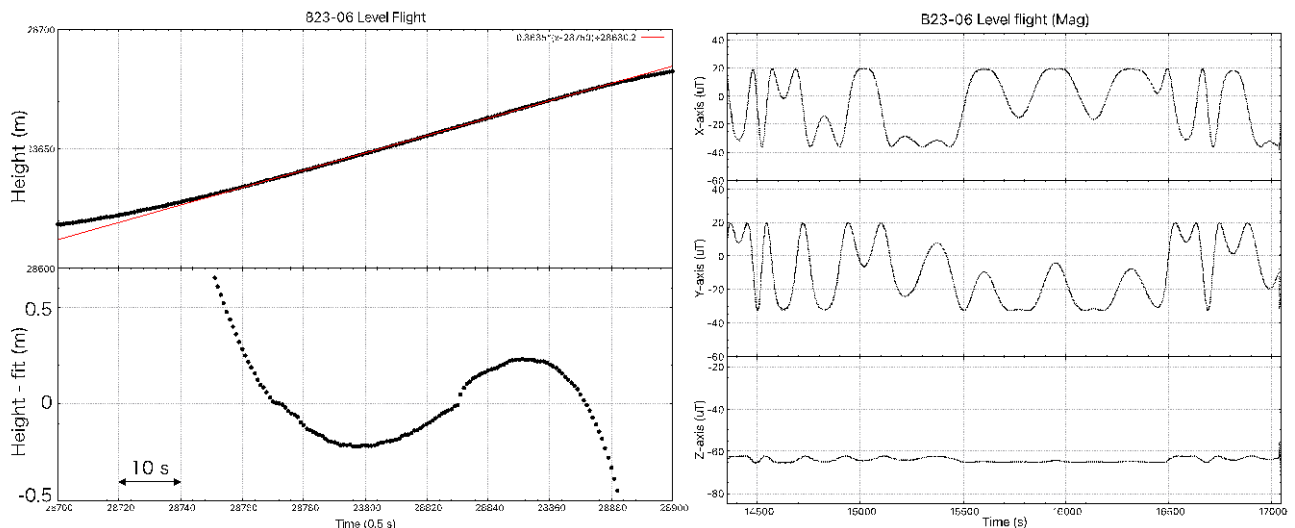


図27 (左)上昇中の時間帯を切り出した高度変化の一部に対して一次関数でフィットした時の残差、(右) 水平飛行中の磁場センサー計測値の時間履歴

一般的に衛星測位では垂直方向の精度の方が水平面内方向の精度より悪くなることが多い。そこで気球追尾性の観点から高度方向のリアルタイム測位精度を検証するため、準周期的な変動の中から測位ステータスがFIXの間に上昇のみを示す時間帯を取り出し、そのさらに一部に対して1次関数で直線フィッティングを行なった上で残差をとったものを図27に示す。元の高度変化は直線的では

ないため、残差にうねりが見られるのは当然の結果であるが、この連続的な変化の中でランダムな変動や不連続な飛びがあれば、それはPPP-RTKによる測位結果の精度を反映していると考えられることができる。図から分かるように、残差プロット上で隣り合った点同士の並び方はサイン波形状の上にはほぼ連続的にならんでおり、不連続な変動の最大値は約10 cmであった。元々の高度変動が気球中気体の密度変化による運動であることから考えると、秒のオーダーで高度が実際に不連続に変化するとは考えにくい。従って図中に見られる高度不連続の大きさがPPP-RTKによる測位精度の高度方向を表すと考えると、今回の実験の範囲内では、PPP-RTKを用いたリアルタイム測位によって、10 cm程度の精度が高度方向でも達成されているものと言える。

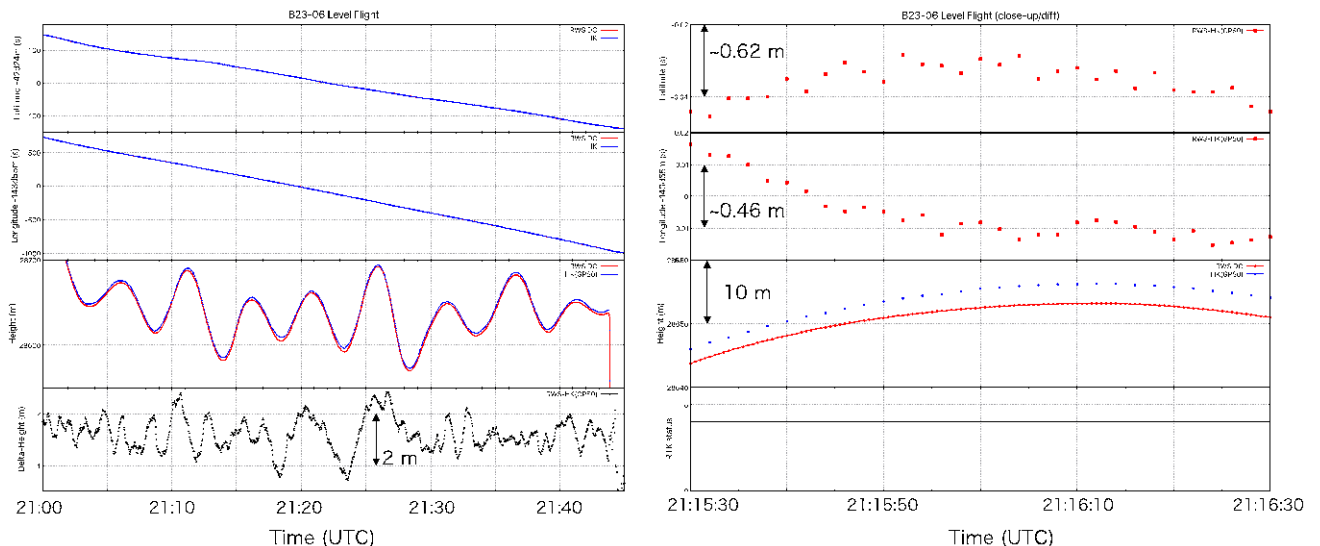


図28 水平飛行中高精度受信機と気球HK機器で使用しているGPS受信機の測位結果の比較

今回の実験で用いた受信機は2周波受信(L1, L2)やCLASによる測位補強を用いた PPP-RTK などによって高精度化を実現している。一方で気球HK機器側でも従来からGNSS受信機(L1, DGNSS)を搭載して飛行中の気球追尾を行っており、B23-06 でも同様であった。そこで比較として図28左に高精度受信機と従来の受信機それぞれで得られた水平飛行中の測位結果(上から緯度・経度・高度)を重ねて示した。高度成分についての両者の差分を最下段のプロットに示す。またこの中の特定の1分間の時間帯のみを切り出して、緯度・経度それぞれの受信機間の差分、および高度変化を重ねたものを図28右に示した。高度測位の差分プロットでは両受信機の間で最大で2 m程度の差があり、高度の絶対値の変化とは無関係に差分が変動していることから、この変動幅が従来型のGNSS受信機の精度限界を反映している可能性がある。一方で水平方向の差分からは数10 cm程度の変動があるものの、高度方向に比べれば良好な一致を示していることが確認できた。

今回の実験では受信機の片方が水平飛行中のリアルタイム測位を実施できなかったため、この期間の相対測位やGNSSジャイロの動作をすることが出来なかった。一方で、フェーズ1(上昇中)で見たように、ゴンドラの回転運動については磁場センサーによってもトレースすることが可能であると考えられる。図27右に、水平飛行中に対応する磁場センサー計測値の時間履歴を示す。フェーズ1の期間と同様に、水平面内の磁場の変動が準周期的な挙動を示していることからゴンドラの回転を検出していると思われる。図24と比べると、回転の周期はおよそ250秒程度と上昇中よりも遅くなっており、また、振幅の途中で折り返す箇所が多く見られることから、回転方向の反転が頻繁に起きていることが分かる。これらの結果は、今後、気球搭載用の光送受信ターミナルの開発を行うにあたって考慮すべき回転のスピードや振幅の参考として生かすことが出来る。

4.2.4. フェーズ3: 切り離し～着水

ゴンドラが気球から切り離されると、短時間の自由落下後にパラシュートが開傘して制動がかかりつつ落下を継続する。この期間はゴンドラ全体が錐揉み状態になっているため、高度上昇時や水

平飛翔中と比べるとはるかに大きな角速度と加速度を持って運動する。このような環境下において、GNSS受信機がどの程度の精度で測位結果を実施できているかを確認した。ただし高度が12 kmを下回るまでは片方の受信機(No.3)のみの測位結果しか得られていないため、相対測位を用いた検証もこの時間帯に限って実施した。図16に示したように、落下中の測位ステータスは受信機No.3は継続してFIX状態を維持していた一方で、受信機No.2は12 km以下の高度になってから着水までの間を通してFLOATであった。見やすさのため、以後の図29と図30では、2台の受信機の相対位置や速度のプロットを黄色ではなく黒色で表示している。

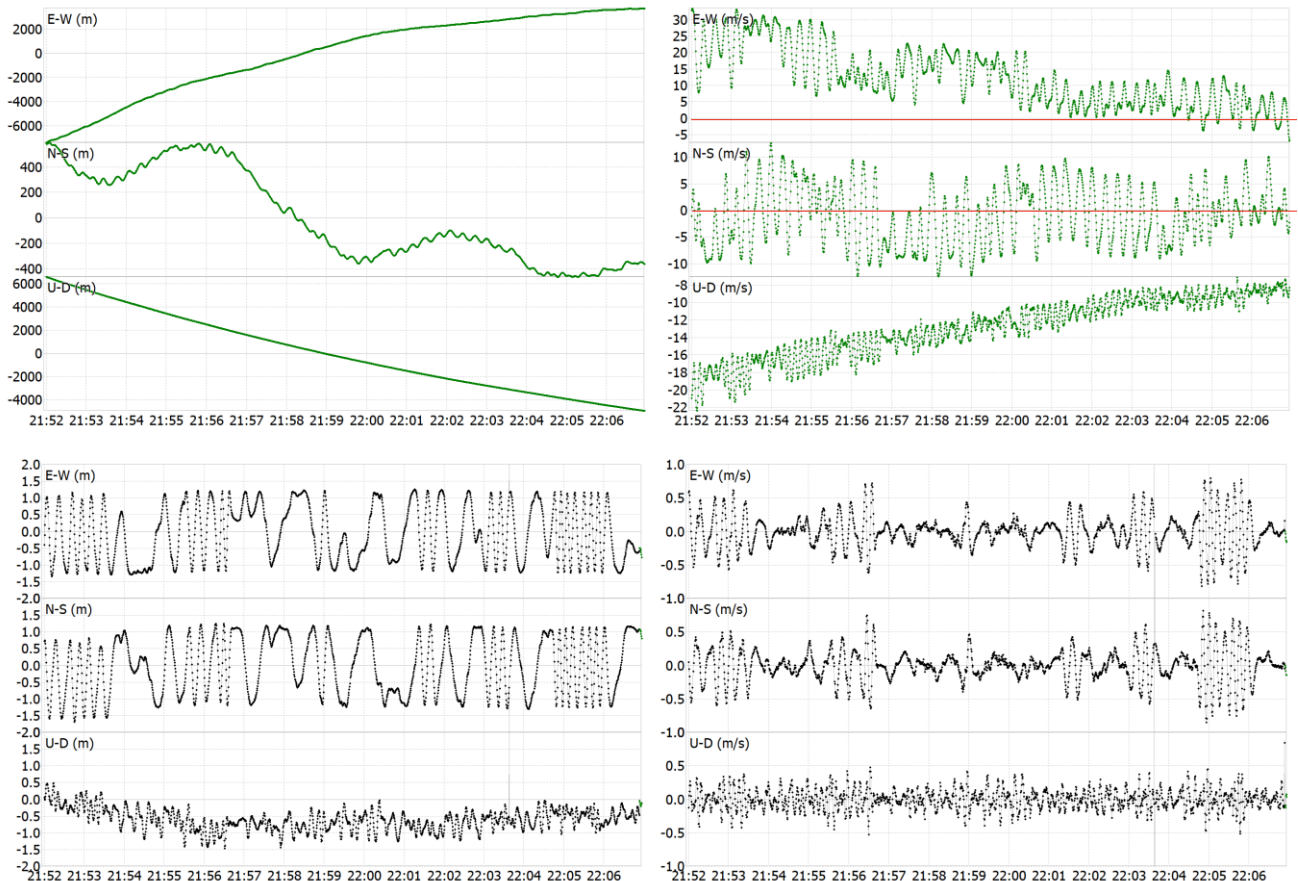


図29 (上段) 受信機No.3 単独での測位結果から得られた、位置(左)と速度(右)の時間履歴、
(下段) 2台の受信機の測位結果から得られた、相対位置(左)と相対速度(右)の時間履歴

図29に、受信機No.3から得られた落下中の測位結果(緯度・経度・高度)およびそれらから求まる速度の時間履歴を示す。上昇中(図21)や水平飛翔中(図25)に比べて、一桁程度も大きな速度変動が見られる。東西および南北方向のいずれにも15秒程度の準周期的な速度変動を受けながら落下しており、ゴンドラの回転運動を示唆するが、上下方向の速度成分にも同じような時間スケールの準周期的な変動が見られることから、回転はXY面内にとどまっていまいと推測される。図29下段に、2台の受信機のリアルタイムPPP-RTK測位結果から求まる相対位置と相対速度の時間履歴を示した。相対位置からは、上昇中と同様の一定振幅中の準周期的な変動が見られるが、周期は15秒程度であり、上昇中よりも10倍程度早い回転速度になっている。図30左に示すように、こうした激しい運動の中であっても、2台の測位結果から求まる相対位関係は半径1.2mの円周上の20cm程度以内の幅に収まっていることが確認できる。上昇中よりも1桁程度早い回転速度を持っていても、高精度衛星測位による位置決定を行ってリアルタイムにアンテナ位置を10cm級の精度で計測できていると判断できる。

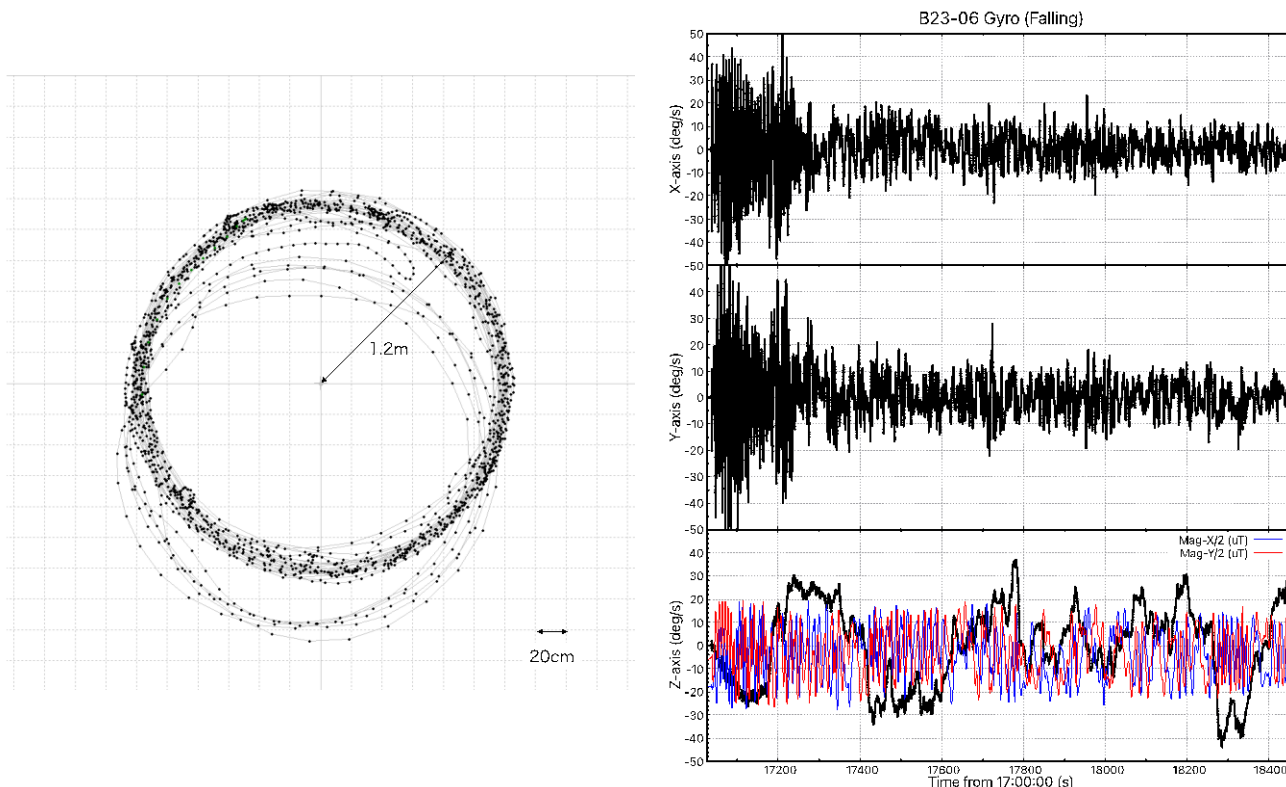


図30 (左)高度12 km以下における落下中の2台のGNSSアンテナの相対位置関係(基準側アンテナ位置を原点として表示)、(右)ゴンドラ落下中にジャイロで記録された角速度(黒)の時間履歴に、X軸(青)およびY軸(赤)方向磁場強度を1/2にスケールして重ねたもの

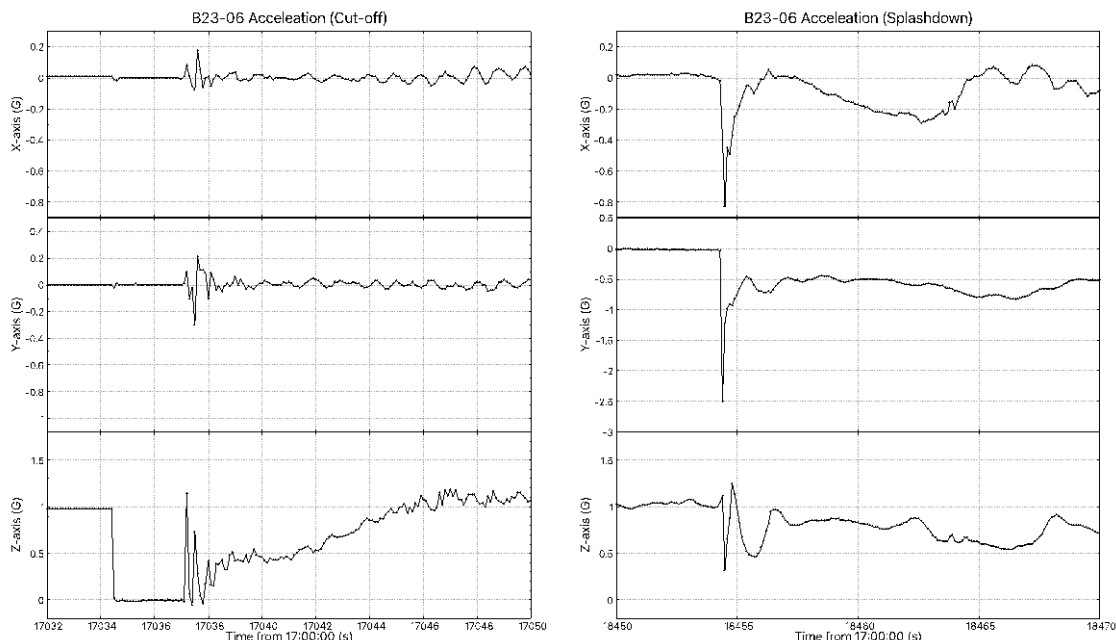


図31 (左)気球切り離し時と(右)ゴンドラ着水時前後で記録された加速度センサの計測値

図30右には、落下中に9軸センサーのジャイロと磁場センサーが計測した、3軸回りそれぞれの角速度と合わせてXY面内で計測された磁場強度を重ねて示した。ゴンドラの回転は主にZ軸回りであり、Z軸回りの角速度は両回り方向に最大で~30 deg/s の値を示しているがこれは測位結果から得られた準周期の約15秒と一致している。XY方向の磁場の計測値もおおむねゴンドラの回転周期に対応

した変動を捉えているが、ジャイロによるX,Y軸回りの角速度に現れているように、落下中の回転はZ軸回り以外にX,Y軸回りの成分もあるため、磁場強度だけから高速で回転するゴンドラの動きを推定することは困難であることが分かる。

気球切り離し、パラシュート開傘、着水それぞれのイベントに対応してゴンドラには大きな加速度が生じる。この値を9軸センサ内蔵の加速度センサで計測した結果を図31に示す。気球切り離し時には、Z方向加速度が瞬間的に1Gから0Gへと変化して自由落下を開始し、2-3秒経過してからパラシュートが開傘したことで急激に上向きの加速度が発生している様子が分かる。その後はパラシュートによる制動によって上向きの加速度が徐々に弱まっていく。10 Hzのサンプリングレートで捉えた最大加速度は、+Z方向の 1.0G であった。一方で、着水時のデータからは、Z方向よりもむしろY方向に大きな加速度が発生している様子が分かる。このことから、着水時のゴンドラ姿勢はほぼ+Y面が下になった状態だったと推測される。実際に、ゴンドラ回収後に確認された断熱用スタイロフォームは、+Y面側が最も激しく損傷していた。着水時の最大合成加速度はおよそ 2.7G であったと推定される。

4.2.5. フェーズ 4: 洋上回収～陸上輸送

通常の気球実験ではゴンドラが着水した時点で実質的な測定は終了していることが多いが、今回の基礎実験(I)の搭載機器は十分大きなバッテリー容量を持たせていたため、着水後の洋上回収から港までの海上輸送、トラックに積み替えた後の陸上輸送の期間中を通して測位を継続し、データを記録した。受信機の測位ステータスは着水直後にFLOATになったものの、どちらの受信機でも数分以内の短い時間でFIX状態に復帰したため、少なくともアンテナを取り付けていたゴンドラ上面は海面上に出たと考えられる。こうした結果は、気球実験技術の観点からは洋上回収作業における着水点位置の即時的な確認という意義があると見なせるが、高精度測位実験の観点からも、この期間のデータを解析することで何か有意義な結果が得られるか確認を行なった。

図32左 に、着水直前から洋上回収および海上輸送時間中に受信機No.3が測位した高度(GNSS測位で得られる楕円体高からその地点のジオイド高を引いて求まる標高)の時間履歴を示す。回収時の吊り上げに伴うものと思われる不連続な上昇以外に、海上輸送中にも緩やかに高度が数 m程度上昇していることが分かる。これは、海面がまさに等重力ポテンシャル面であることを考えれば不思議な結果であり、本来は高さも一定値となるはずである。この原因を探るため、図32右に、放球以後の航跡上の緯度経度に対応したジオイド高についての受信機からの出力をプロットした。全期間を通して1 m程度の変化しかしていないことが分かる。一方で、同じ緯度経度に対応したジオイド高を、国土地理院がまとめている最新版のジオイドモデル(「日本のジオイド2011⁷⁾ Ver2.2)を用いてプロットすると、最大で5 mもの変化がみられ、特に海岸線に近いエリアではジオイドの変化率が大きくなっていることが分かる。なお一部の座標ではジオイド高が得られていないが、これは「日本のジオイドモデル2011」の適用外領域に相当する。大樹町沖には千島海溝があり、その影響で、わずか数10 kmの距離においてもジオイド高にこれほど大きな差が現れている。一方で受信機の内蔵ジオイドモデルはメッシュ粗さの問題から十分な精度でそれを反映できていなかったために、高さを求める際に正確に差し引くことが出来なかった結果、洋上輸送中の測位高さの変化が数 m程度になったと考えられる。今回の実験で用いたGNSS受信機は、内蔵SDカードに最新の日本のジオイドモデルをダウンロードし、内蔵モデルを置換する機能を持っているが、必ずしも気球の飛行航跡に対応していない可能性を考慮して利用しなかった。将来的にGNSS測位結果を用いて地上から気球位置を方位角として追跡する場合には、ジオイド高を介在せず、地上局と気球の楕円体高さの差を用いれば良いため、内蔵ジオイドモデルの不正確さは影響を及ぼさないが、一般相対性理論の検証実験を行う場合には気球位置での重力ポテンシャル(ジオイド高)が時間の進み方を変化させることで周波数に変化をもたらすため、オフライン解析の際には、一般相対性理論の検証精度要求と同等以上の精度でジオイド高を求める必要がある。たとえばスカイツリーで実施した実験の場合には高度差450 mを水準測量によって1 cm程度の精度で測定することで5桁精度の一般相対性理論の検証を行っている。これは、仮に気球高度を25 kmとすれば50 cmに相当し、少なくともこれ以下の精度でジオイド高を

決定する必要がある。一方で、今回の洋上回収中のリアルタイム測位結果を見ると、輸送船の波による上下動に対応していると思われる 50 cm 程度幅の細かい変動まで検出できている。従って、ジオイドの高精度決定の解決法の一案として、周波数比較実験に使用する期間に対応する気球の飛翔航跡を海面上に射影したルートを船舶で航行し、高精度GNSS測位を行うことができれば、今回の実験で得られたようなジオイド高の実測値に相当する観測を実現可能であると言える。

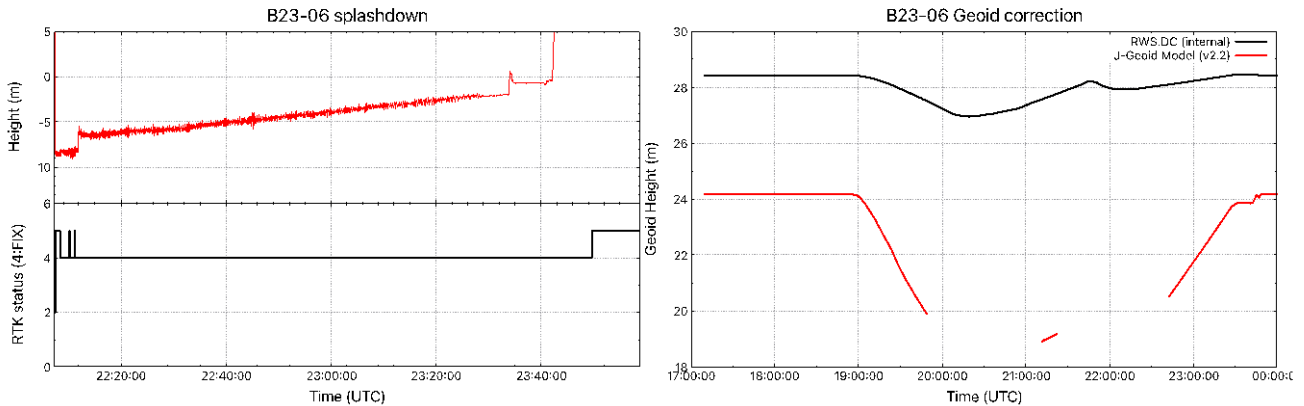


図32 (左) 受信機No.3による高度の時間履歴、(右) 受信機内蔵のジオイドモデル(黒)と国土地理院の最新版日本のジオイドモデル(赤)によるジオイド高の比較

5. まとめと今後

今回の気球実験によって、一般相対性理論の高精度検証に向けた基礎実験の観点からは、以下のような実証を得ることが出来た。

まず PPP-RTK 方式によるリアルタイム測位は大気球の到達高度である 25 km 程度の上層で、気球の飛翔速度下におけるゴンドラの回転・振り子運動の環境下においても正常に動作し、2 Hzの更新レートで測位演算結果を得ることが出来た。測位ステータスは大半の時間帯においてFIX状態を連続的に維持されたが、一部の時間帯ではFLOATになって測位精度が劣化することがあった。GNSS搬送波波数の整数値不定性が解けている状態では、測位結果の相対誤差として水平面内で5cm以内が達成されることが確認できた。同様に、高度の相対的な測位誤差も10cm以内に収まっていた。2台のアンテナと受信機を搭載して両者の測位結果を合わせることで、PPP-RTKの高精度測位を用いたGNSSジャイロとしての動作実証を行うことが出来た。磁場計測データと合わせることでゴンドラの回転による地上への方位角変化をトレースできる可能性を確認した。

今後、次のステップとして地上と気球間のレーザーを用いた光リンクを実現するためには、PPP-RTKによる測位結果が、相対誤差だけでなく絶対座標としてもどの程度正しいかを確認する必要があり、次年度以降の国内気球実験への提案を行いたいと考える。

謝辞

本実験は、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によって実施されました。大気球実験 G メンバーの皆様のご尽力に心から感謝いたします。ゴンドラに相乗りさせていただき、各種調整を反映して下さった GRAMS チームの皆様のご多大なご協力に感謝いたします。測位データの後処理解析においては、RTKLIB およびそれをベースとしたソフトウェアを使用しました。これらの開発に関わっている皆様に感謝いたします。本研究は JSPS 科研費 22H00148 の助成を受けて行われました。

参考文献

- 1) P. Delva, N. Puchades, E. Schönemann, F. Dilssner, C. Courde, S. Bertone, F. Gonzalez, A. Hees, Ch. Le Poncin-Lafitte, F. Meynadier, R. Prieto-Cerdeira, B. Sohnet, J. Ventura-Traveset, and P. Wolf, "Gravitational Redshift Test Using Eccentric Galileo Satellites", *Phys. Rev. Lett.* 121, 231101 (2018).
- 2) Masao Takamoto, Feng-Lei Hong, Ryoichi Higashi, and Hidetoshi Katori, "An optical lattice clock", *Nature*, 435, 321–324 (2005).
- 3) M. Takamoto, I. Ushijima, N. Ohmae, et al., "Test of general relativity by a pair of transportable optical lattice clocks", *Nature Photonics*, 14, 411–415 (2020).
- 4) N. Ohmae, M. Takamoto, Y. Takahashi, M. Kokubun, et al., "Transportable Strontium Optical Lattice Clocks Operated Outside Laboratory at the Level of 10–18 Uncertainty", *Advanced Quantum Technologies*, 2100015 (2021).
- 5) Qi Shen, Jian-Yu Guan, Ting Zeng, Qi-Ming Lu, Liang Huang, Yuan Cao, Jiu-Peng Chen, Tian-Qi Tao, Jin-Cai Wu, Lei Hou, Sheng-Kai Liao, Ji-Gang Ren, Juan Yin, Jian-Jun Jia, Hai-Feng Jiang, Cheng-Zhi Peng, Qiang Zhang, and Jian-Wei Pan, "Experimental simulation of time and frequency transfer via an optical satellite–ground link at 10^{-18} instability", *Optica* 8, 471–476 (2021).
- 6) Fabrizio R. Giorgetta, William C. Swann, Laura C. Sinclair, Esther Baumann, Ian Coddington, and Nathan R. Newbury, "Optical two-way time and frequency transfer over free space", *Nature Photonics*, 7, 434–438 (2013).
- 7) 小坂橋勝, 小島秀基, 根本悟, 宮原伐折羅, 平岡喜文, 矢萩智裕, "Establishment of New Geoid Model for islands in Japan “GSIGEO2011 (Ver.2)”", *国土地理院時報*, 130, 1-7 (2018).
- 8) F. C. Vessot, M. W. Levine, E. M. Mattison, E. L. Blomberg, T. E. Hoffman, G. U. Nystrom, B. F. Farrel, R. Decher, P. B. Eby, C. R. Baugher, J. W. Watts, D. L. Teuber, and F. D. Wills, "Test of Relativistic Gravitation with a Space-Borne Hydrogen Maser", *Physical Review Letters*, 45, 2081 (1980)