

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

大気球研究報告

2021年2月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目次

序文

原弘久

成層圏微生物採取実験 (Biopause プロジェクト) に関する 2017—2019 年大気球実験報告 …………… 1

三宅 範宗, 大野 宗祐, 石橋 高, 河口 優子, 奥平 修, 前田 恵介
飯島 一征, 梯 友哉, 山田 学, 加藤 健一, 山田 和彦, 高橋 裕介
山岸 明彦, 瀬川 高弘, 野中 聡, 福家 英之, 吉田 哲也, 松井 孝典

南極域における大気重力波のスーパープレッシャー気球観測計画

(LODEWAVE : LOng-Duration balloon Experiment of gravity WAVE over Antarctica) …………… 19

富川 喜弘, 佐藤 薫, 斎藤 芳隆, 村田 功, 平沢 尚彦, 高麗 正史
中篠 恭一, 秋田 大輔, 松尾 卓摩, 藤原 正智, 吉田 理人

LODEWAVE 実験にむけたスーパープレッシャー気球の開発 (I) …………… 35

斎藤 芳隆, 泉 芙由美, 秋田 大輔, 中篠 恭一, 松尾 卓摩, 富川 喜弘
橋本 紘幸, 松嶋 清穂

気球実験のための姿勢制御システムの開発 …………… 57

土居 明広, 河野 裕介, 山下一 芳, 佐藤 泰貴

SUNRISE-3 大気球太陽観測実験 : 偏光分光観測装置用スキャンミラー機構の開発 …………… 69

大場 崇義, 清水 敏文, 勝川 行雄, 久保 雅仁, 田村 友範, 篠田 一也
納富 良文, 浦口 史寛, 都築 俊宏, 原 弘久, 小出来 一秀
Sami K. SOLANKI, Jose Carlos del TORO INIESTA

SUNRISE-3 大気球太陽観測実験 : 高精度赤外線偏光分光装置に搭載する偏光変調ユニットの開発 …………… 83

久保 雅仁, 清水 敏文, 勝川 行雄, 川畑 佑典, 篠田 一也, 阿南 徹
一本 潔, 田村 友範, 納富 良文, 中山 聡, 山田 琢也, 田島 崇男
中田 森平, 中嶋 義人, 奥谷 耕生, Sami K. SOLANKI
Jose Carlos del TORO INIESTA

序 文

今年度の大気球研究報告では、成層圏における微生物捕獲実験の3年間にわたる実験報告のほか、スーパープレッシャー気球を利用した大気重力波観測計画とその実験用の気球開発、気球 VLBI 観測に向けた姿勢制御システム開発、そして太陽観測実験 SUNRISE-3 用の回転機構とスキャンミラー機構の開発に関する成果を掲載しています。

前年度最後から世界を襲った新型コロナウイルス感染症(COVID-19)により、2020 年はさまざまな社会活動が制限を受けました。海外では都市封鎖ロックダウンまで進み、国内でも学級閉鎖、卒業式や入学式の簡素化、在宅勤務への移行と、接触回避のため人の移動が大きく減少しました。そして、3月下旬に東京オリンピック延期が決定され、4月初めには緊急事態宣言が発出されました。大気球研究活動においても、その影響を受けることになりました。国内気球実験は実験開始時期を遅らせての実施、そして2021年に予定していた豪州気球実験は2022年へと延期することとなりました。前年度に問題となったヘリウム調達については、依然容易でない状況が続いていますが、例年よりも早めの対応を開始することで、実験に必要な量は確保することができました。

このような厳しい条件の中で、大樹航空宇宙実験場での国内大気球実験活動は例年より約1ヶ月遅い6月下旬からの開始となりました。そして、7月に「皮膜に網を被せたスーパープレッシャー気球の性能評価」と「マルチクロックトレーサーによる大気年代の高精度化」の大気球実験を実施しました。予定していた他の3実験は、実験開始時期の遅延で気象条件の良い飛行機会を逸したことや、ペイロードの実験準備がコロナ禍の制限のために十分できなかったこと等により、次期以降へと延期することになりました。

2018年度に実施した豪州国外実験はデータの解析が進み、GRAINE計画、SMILE-2+計画ともに天体からのガンマ線信号の検出に成功し、実験は次の段階へと進もうとしています。そして、国外実験は2022年度の実施に向けて始動しています。また、計画進行中の海外実施の大気球実験(XL-Calibur、GAPS、SUNRISE-3)は、2022-2023年の実験実施に向けて着実に準備を進めています。

国内・海外での研究会は、コロナ禍を受けて延期や中止、またオンライン形式での実施が続いています。このような情勢下で、今年度の大気球シンポジウムは、宇宙科学研究所としても初めてのオンライン形式での開催となりました。遠隔地からの参加も多く、参加者は例年よりも8割増となりました。より多くの方が参加できるように、今後のシンポジウムは、オンサイトのほか、オンライン参加も可能となるハイブリッド形式での開催について検討します。

大気球実験は、理学や工学の分野を超えて多岐にわたる研究分野に対してユニークな実験環境を提供しています。また、大気球実験グループは、新たな実験環境を提供するための調査や基礎研究も継続して行っています。多くの方々の積極的な協力により、今後も大気球実験を通して関連分野がますます発展していくことを期待します。

本誌、宇宙航空研究開発機構 研究開発報告 大気球研究報告では、論文ごとに二名の方々に査読を行っていただいております。2011年度より2020年度にかけては、以下の方々にお世話になりました。秋田大輔氏(東京工業大学)、秋田剛氏(JEDI/JAXA)、石村康生氏(早稲田大学)、井筒直樹氏(ISAS/JAXA)、稲飯洋一氏(気象庁)、今村剛氏(ISAS/JAXA)、岩上直幹氏(東京大学)、奥泉信克氏(ISAS/JAXA)、片坐宏一氏(ISAS/JAXA)、加藤裕之氏(CAC/JAXA)、河内明子氏(東海大学)、河端昌也氏(横浜国立大学)、加藤裕之氏(CAC/JAXA)、国分紀秀氏(ISAS/JAXA)、小谷政規氏(CAC/JAXA)、齋藤芳隆氏(ISAS/JAXA)、坂本啓氏(東京工業大学)、佐々木聰氏(東京工科大学)、莊司泰弘氏(大阪大学)、菅原敏氏(宮城教育大学)、竹内伸介氏(ISAS/JAXA)、田中宏明氏(防衛大学校)、富木淳史氏(ISAS/JAXA)、中篠恭一氏(東海大学)、中野壽彦氏(大分高等専門学校)、橋本博文氏(ISAS/JAXA)、坂東信尚氏(ISAS/JAXA)、福家英之氏(ISAS/JAXA)、藤原正智氏(北海道大学)、水村好貴氏(ISAS/JAXA)、山田哲哉氏(ISAS/JAXA)、吉田哲也氏(ISAS/JAXA)、(所属は査読当時)、他1名です。あらためてご協力に感謝申し上げます。

大気球専門委員会
委員長 原 弘久

成層圏微生物採取実験 (Biopause プロジェクト) に関する 2017—2019 年大気球実験報告

三宅 範宗^{*1}, 大野 宗祐^{*1}, 石橋 高^{*1}, 河口 優子^{*1}, 奥平 修^{*1}, 前田 恵介^{*1}, 飯島 一征^{*2}, 梯 友哉^{*2},
山田 学^{*1}, 加藤 健一^{*3}, 山田 和彦^{*2}, 高橋 裕介^{*4}, 山岸 明彦^{*5}, 瀬川 高弘^{*6}, 野中 聡^{*2}, 福家 英之^{*2},
吉田 哲也^{*2}, 松井 孝典^{*1}

A report on the 2017-2019 balloon experiments of the stratospheric bioaerosol sampling (Biopause project)

MIYAKE Norimune^{*1}, OHNO Sohsuke^{*1}, ISHIBASHI Ko^{*1}, KAWAGUCHI Yuko^{*1}, OKUDAIRA Osamu^{*1},
MAEDA Keisuke^{*1}, IIJIMA Issei^{*2}, KAKEHASHI Yuya^{*2}, YAMADA Manabu^{*1}, KATO Kenichi^{*3},
YAMADA Kazuhiko^{*2}, TAKAHASHI Yusuke^{*4}, YAMAGISHI Akihiko^{*5}, SEGAWA Takahiro^{*6},
NONAKA Satoshi^{*2}, FUKU Hideyuki^{*2}, YOSHIDA Tetsuya^{*2}, MATSUI Takafumi^{*1}

ABSTRACT

The aim of Biopause project is to conduct a sequence of bioaerosol sampling in the stratosphere, in order to determine the location of “biopause”, the upper boundary of the biosphere. By using JAXA’s scientific balloons equipped with our newly developed world’s first descending inertial impactor-style sampling device, we managed to collect some stratospheric bioaerosols in 2016. For the next step, to understand a vertical distribution of those stratospheric bioaerosols, we conducted the simultaneous bioaerosol sampling at the same location different altitudes in 2017 and 2019. We also carried out the cultivation analysis to have a quantitative comparison between culturable and unculturable stratospheric microorganisms. The results of a successful experiment in 2019 show the collection of zero number of bioaerosols including unculturable stratospheric microorganisms, which indicates the number of microorganisms at that time and altitudes of sampling was below the detection limit of our experimental methods. In this paper, we report the results from both balloon experiments of the Biopause project in 2017 and 2019.

Keywords: biopause, stratospheric aerosol, balloon experiment, extremophile, bioaerosol

概要

Biopause プロジェクトでは、地球生命圏の上端 “biopause” を理解するために成層圏微生物の採取実験を行っている。我々が新規開発した世界初の降下式インパクター型試料採取装置を搭載した JAXA (宇宙航空研究開発機構) の大気球を用いた第一回目となる 2016 年度実験では、成層圏微粒子の採取に成功した。次のステップとして、成層圏微生物の鉛直分布を把握するため、同時同地点異高度における試料採取を 2017 年度、並びに 2019 年度大気球実験にて行った。また、成層圏における培養可能な微生物と非培養な微生物の比率を推定し先行研究との定量的な比較を行うため、培養法分析も同時に行った。実験が成功した 2019 年度実験の結果から、非培養性微生物を含めた成層圏由来の微生物は一切検出されず、実験時における採取高度では微生物の存在量が検出限界未満であったことが示された。本稿では、2017 年度と 2019 年度に JAXA 共同利用実験として実施された本プロジェクトの大気球実験の概要とその分析結果について報告する。

* 2020 年 12 月 1 日受付 (Received December 1, 2020)

^{*1} 千葉工業大学惑星探査研究センター (Planetary Exploration Research Center, Chiba Institute of Technology)

^{*2} 宇宙航空研究開発機構 (Japan Aerospace Exploration Agency)

^{*3} ステラ精密株式会社 (STELLA Precision Co., Ltd.)

^{*4} 北海道大学 (Hokkaido University)

^{*5} 東京薬科大学 (Tokyo University of Pharmacy and Life Sciences)

^{*6} 山梨大学 (University of Yamanashi)

1. はじめに

我々千葉工業大学惑星探査研究センターを中心とした研究グループでは、成層圏由来の微生物採取実験を実施し、地球生命が上空の一体どこまで広がっているのか、そしてその生命圏に境界面が存在するのか、地球生命圏の上端“biopause”について理解することを目的としたBiopauseプロジェクトを進めている。

これまで中層大気（成層圏・中間圏）における微生物採取実験は世界で幾つも行われてきており、ロケット（Imshenestsky et al., 1976¹⁾）や高高度航空機（Griffin, 2005²⁾；2008³⁾；Yang et al., 2008a⁵⁾）、大気球（Wainwright et al., 2003⁴⁾；Yang et al., 2008b⁶⁾）などの手法を用いて様々な微生物の存在が報告されてきた。多くの先行研究では、その微生物の特異性を理解するために、採取したサンプルを培養し、増殖株を同定するという分析法が採用されてきた。しかし、成層圏の生命分布を正確に見積もりbiopauseについて理解する為に不可欠となる、1) 成層圏微生物のエアロゾルとしての粒径の観測、2) 系統的に同じ場所の異なる高度での採取実験、3) 培養によるコロニー計測だけでなく難培養性微生物の存在も含めた計測、の3項目について、未だそれらが全て実施された例はない。そこで我々は、北海道大樹町にある大樹航空宇宙実験場にてJAXA（宇宙航空研究開発機構）の大気球を用いた成層圏微生物採取実験を実施し、分析には培養法に加えて難培養性微生物でも計測可能な核酸染色法を用いた蛍光顕微鏡観測と、SEM（走査型電子顕微鏡）によるエアロゾル粒子の形態観察を併せて行うこととした。また、気球実験では、地上で気球や採取装置外壁に付着した地表や対流圏の微生物が汚染源となる可能性も指摘されていることから、気球からペイロードが切り離され、採取装置が周囲からのコンタミネーション（異物混入）より速いスピードで降下している最中にサンプル採取が行える、世界初の降下式インパクター型試料採取装置を開発した。試料採取部1組の概略図を図1に示す。流体計算とJAXA惑星環境風洞実験（成層圏での降下状態に相当する 0.05 kPa、30 m/s）を使った粒子計測により、試料採取部1組における1 μm粒子の採取及び検出効率が約50 %であることが実証された（大野 ほか, 2017⁷⁾）。

本プロジェクトで初となる成層圏微生物採取実験が、降下式インパクター型試料採取装置を搭載したJAXA大気球実験（B16-02）により2016年6月に実施された。B16-02大気球実験では、高度27 kmから高度13 kmの間での試料採取が行われ、核酸染色法分析により成層圏由来の微生物である可能性が高い微粒子が21個確認され、成層圏微生物数密度の上限値が標準大気（1気圧、15°C）換算で 7×10^1 個/m³ であることが分かった（大野 ほか, 2017⁷⁾）。これにより難培養性微生物を含めた成層圏微生物数密度の上限値を世界で初めて推定することに成功した。この結果を踏まえて、次の2017年、並びに2019年に実施されたJAXA大気球実験（B17-02とB19-02）では、成層圏微生物の鉛直分布を把握するため、同時同地点異高度における試料採取を試みた。また、成層圏における培養可能な微生物と非培養な微生物の比率を推定し先行研究との定量的な比較を行うため、培養法分析も同時に行った。本稿では、2017年、並びに2019年に実施されたJAXA大気球実験（B17-02とB19-02）の概要と分析結果について報告する。

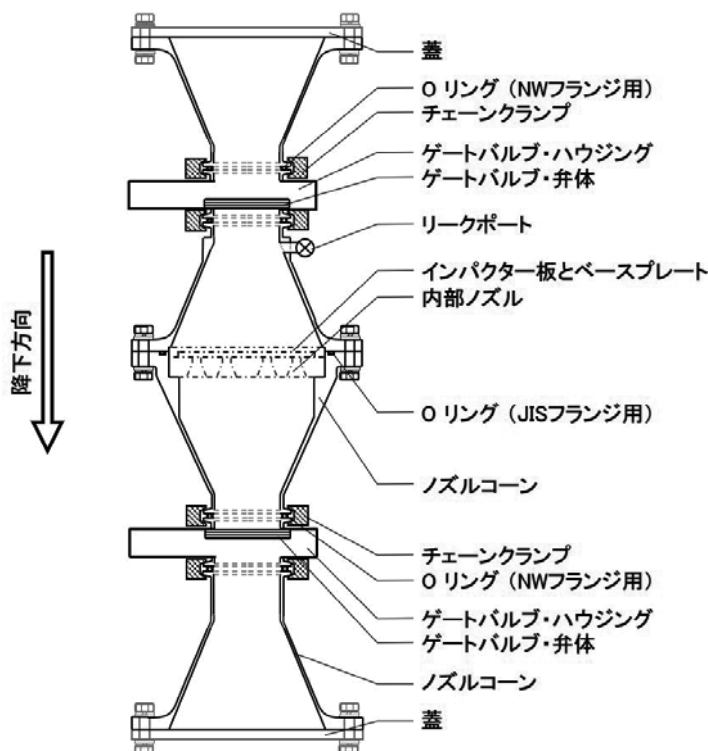


図1. 降下式インパクト型試料採取部（1組）の概略図

2. B17-02 大気球実験

2.1. 概要

2017年度のB17-02大気球実験では、成層圏微生物の高度分布を計測するための試料採取と培養法分析のための試料採取を同時に実施するため、それに向けた実験装置一式の準備を行った（図2）。降下式インパクト型試料採取部（Sampler, S; Control, C）は計5組を搭載した。その内訳は、高度分布観測用に3組（S1上端、S2中間、S3下端）、培養法分析用に1組（S4; 上端から下端までトータルで採取する）、コントロール用に1組（C1; 採取用と同じ準備や分析を行うが、成層圏では採取せず、準備や分析時でのコンタミネーション（異物混入）の有無を判断する）である。試料採取部の洗浄滅菌手順の詳細は次項に述べる。また試料採取部とほぼ同じ内部構造をもつ流量計1組（F1; 採取部内の流速を測定し、内部を流れる大気量を推定する）も搭載した。

前回のB16-02大気球実験では、ゴンドラスペース等の制約のため、採取部すべてに保温・温調を施せなかったことを踏まえて、本実験では全ゲートバルブに温調を加え、また6組すべての採取部に保温用スタイロフォームのカバーが設置できるスペースのあるゴンドラを製作した。増量された採取部に合わせて、制御部、バッテリー、ゲートバルブ開閉用高圧ガスタンクを更新し、JAXA大気球実験システム側の装置一式と合わせてゴンドラへ搭載した。B16-02大気球実験と同様に、降下中のコンタミネーションを軽減するため、採取部の下の先端ノズルコーンがゴンドラの下部に突き出るように設置した。

また、前回、装置の採取可否を確認するためのエアロゾル粒子観測に用いられたモリブデン製のインパクト板は、断面に微細なキズや砥粒等が残留しておりSEM観察に不向きだったため、本実験では、断面にスムーズな鏡面加工及び精密洗浄を施したニッケル製インパクト板に変更した。微生物の高度分布計測や培養法分析に用いられるスライドガラスのインパクト板は、採取効率を割り出した風洞実験（大野 ほか, 2017⁷⁾）に使ったものと同等のものであり、微粒子の採取効率性に変更はない。

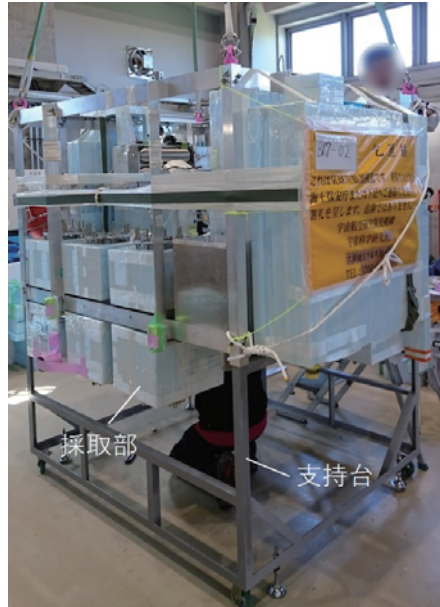


図2. B17-02実験装置一式を搭載したゴンドラの写真。写真では、ゴンドラは支持台の上に乗っているが、放球直前に取り外される。左側にゴンドラ下部から突き出た3組のスタイロフォームに覆われた採取部があり、更に右奥にもう3組ある。

2.2. 試料採取部の洗浄滅菌手法

B17-02大気球実験で用いられた採取部は、千葉工業大学惑星探査研究センター生命分析ラボ内にて洗浄滅菌及び組立作業を行った。その手順を以下に述べる。

- (1)採取部に使用される各部品：ゲートバルブ (Fujiseiki EX-63KF-XO) のハウジングと弁体、外側のノズルコーン、内部のノズル部、スライドガラスのインパクター板とベースプレート、内気圧リリース用ポート、蓋、チェーンクランプ (EVAC NW63 30.151.563)、Oリング (三菱電線工業 1294-70 青)、ネジやナットやワッシャーなど、をそれぞれ別々のオートクレーブバッグに収容した。
- (2)部品の表面に付いている油と微粒子を除去するため、溶媒洗剤 (Kaijo Co.) のソノクレン 277e (油分削除) とソノクレン 201 (バフカス削除) を部品の入ったオートクレーブバッグに交互に入れ、それぞれ 20 分ずつ超音波洗浄を行った。各溶媒洗浄の後には純水を使って 20 分間の超音波での濯ぎを行った。また各洗浄過程で、オートクレーブバッグ内の相互汚染を防ぐために、毎回オートクレーブバッグは交換した。
- (3)溶媒洗浄が終了した部品をオートクレーブバッグに入れたまま恒温槽に入れ、温度 120°C で 480 分間の乾燥を行った。
- (4)次に、部品に付着している微生物の滅菌を行うため、エタノール (99.5%; Wako) を使って 20 分間の超音波洗浄を行い、その後、純水を使って 20 分間の濯ぎを行った。
- (5)部品の入ったオートクレーブバッグを恒温槽に入れ、温度 120°C で 480 分間の乾熱滅菌を行った。それぞれ乾熱滅菌が終了した部品は、外気に触れないようにオートクレーブバッグの封を輪ゴムで閉じ、組立時までラボ内で保管した。
- (6)洗浄滅菌済みのスライドガラス数枚を使って、本実験と同じ染色法並びに培養法による分析を行い、コンタミネーションが無いことを事前に確認した。
- (7)最後に、ラボ内にある紫外線滅菌されたクリーンベンチ内で、洗浄滅菌済み部品をそれぞれオートクレーブバッグから取り出し組立を行った。組立終わった採取装置は、ゴンドラに搭載された状態のまま、放球当日まで上下の先端ノズルコーンを蓋で密閉したまま保管した。

2.3. 結果

6月23日午前4時47分頃、我々の実験装置を乗せた大気球は大樹航空宇宙実験場から放球された(図3)。気球は約2時間25分かけて高度27 kmまで上昇し、その後、上昇時に周囲大気にまき散らされた地上の微生物によるコンタミネーションを避ける為、やや上昇を続けながらも約38分間の水平飛行を行った。午前6時50分頃、我々の実験装置は気球から切り離され、高度28.4 kmからパラシュートによる降下が始まった。降下中に、予定通りS1(高度20.1 km~26.2 km)、S2(高度16.2 km~20.1 km)、S3(高度13.2 km~16.2 km)、S4(高度13.2 km~26.2 km)による試料採取を行った。そして降下開始から約30分後に海面へ着水した。大気球の飛翔プロファイルを図4に示す。

実験装置の回収後に、搭載された制御部内のセンサー出力値や採取部上端の録画記録を分析した結果、採取部上下に取り付けてあるゲートバルブは正常に開閉していたことが確認された。また、制御部や採取部に取り付けてある圧力計・温度計のログファイルから異常値は見当たらず、上空では実験装置は正常に動作したことが確認された。

回収後に実験装置から取り外された採取部は、念入りに外部を水道水で洗浄し、次亜塩素酸ナトリウム(ピューラックス®の200倍希釈液)で殺菌した後、大樹航空宇宙実験場管制塔内の専用作業スペースへ移した。作業スペースに予め設置し紫外線滅菌されたクリーンベンチ内で、採取部5組(S1、S2、S3、S4、C1)の内気圧リーク用ポートにフィルター(Minisart®、孔径0.22 μm)を取り付けてからリーク作業を行った。その際、成層圏で試料採取を行ったS1、S2、S3、S4の内部は負圧の状態であったことが確認された。その後、採取部を密閉したまま大樹町郵便局から千葉工大へ冷凍輸送し、放球実験から2日後の6月25日に千葉工大惑星探査研究センター生命分析ラボにあるクリーンベンチ内で開封作業を行った。その結果、全採取部内部への浸水が確認された(図5)。浸水した影響はゲートバルブの弁体から採取試料にまで及んでおり、その後の採取試料の分析が不可能となった。



図3. B17-02大気球実験の放球写真

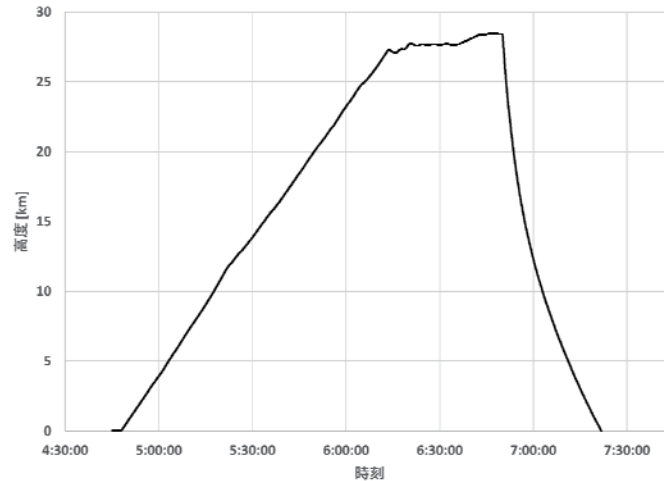


図4. B17-02大気球実験の高度プロファイル

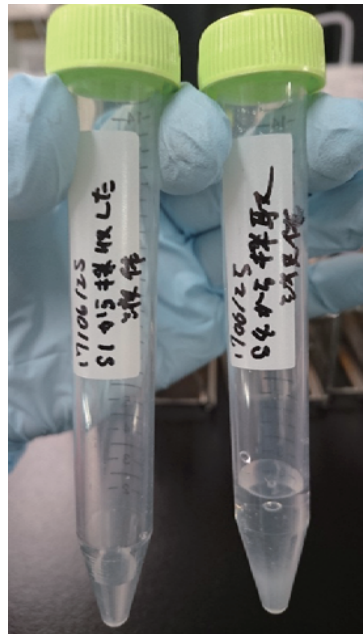


図5. 浸水した試料採取部内部から抽出された液体の例 (S1とS4)

2.4. 浸水原因の究明と対策

試料採取部内部への浸水の原因を究明し対策を立てる為に、データ解析と各種の事後試験を行った。その結果、悪条件がそろった場合には、着水時のゲートバルブ弁体からの浸水、もしくは着水後にJISフランジからの浸水が起りうる事が判明した為、それぞれについて対策を行うこととした（採取部概略は図1を参照のこと）。詳細を以下で述べる。

まず、採取装置の構成から、本実験の採取部への浸水源の可能性は、ゲートバルブの弁体のOリング、NWフランジのOリング、採取部コーンのJISフランジのOリング、内圧リーク用ポート、の計4カ所であることが示唆される。この4カ所のうち、内圧リーク用ポートは耐低温性能がスペック上保証されており、実験装置回収後に緩み等も全くなかったため、浸水原因である可能性は非常に低い。念のため製造業者に装置設計図面と耐低温性能について再確認したが、問題が無いことが分かった。採取部5組全てが浸水していることから、ネジやバルブの締め忘れなどの単純な人為的ミスの可能性も非常に低い。

また、当日のログから、放球をしてから着水直前に制御部電源を切るまで、ゲートバルブの温調は想定通り行われ、ゲートバルブの温度はOリング（フッ素化シリコーンゴム；三菱電線工業1294-70

青)の保証温度内に収まっていたことが分かった。さらに、ゲートバルブの駆動用空気の漏れ等は観測されておらず、おそらく最後までゲートバルブを閉じる側に駆動圧がかかった状態で着水したと考えられる。回収後に採取部リーク弁を開けた際、成層圏で試料採取を行った採取部4組(S1、S2、S3、S4)の内側は負圧の状態が保たれていた。これは、採取部の密閉状態が破れたのは非常に短時間であったか、もしくはごく微量のリーク量であったことを示唆する。考えられるのは、装置の着水時、その後実験場までの輸送時、実験場から千葉工大への輸送時の3つのプロセスである。

上記を踏まえ、最初の試験として、ゲートバルブ単体の水漏れ試験を行った。駆動用空気圧の無い状態で、ゲートバルブの片側に水を貯め、トラック輸送を模擬した振動やハンマーでの打撃衝撃等を与えたが、水漏れは見られなかった。ゲートバルブの製造業者(フジテクノロジー社)とも打合せを行ったところ、保証対象外ではあるものの、輸送の振動で簡単に漏れるとは考えにくいとのことであった。輸送時のゲートバルブからの浸水の可能性は低いと考えられるが、輸送時の浸水の可能性を完全に排除する為、気球実験を行う北海道大樹町から分析を行う千葉工大への輸送は、運送業者による空輸ではなく、PIチームメンバーが運転するレンタカーによる陸路・海路の輸送を行うこととした。

次に、試料採取部一式の水中への投下試験を行い(図6)、着水時に浸水しうる箇所と浸水が起こる条件を制約することが出来た。組み上げた試料採取部をクレーンで吊るし、貯水した水槽中に投下し、試料採取部内への浸水の有無を調べた。まず、実際の気球実験の着水時になるべく近い条件(秒速7m、ゲートバルブ駆動圧有り、採取部を水面に垂直な方向にして投下)にて水中に投下した(ラン1)が、試料採取部内への浸水は全く起こらなかった。さらに、採取部を水面と鉛直な方向にしたまま、秒速9mでの水中投下(ラン2)、ゲートバルブ駆動圧無しでの投下(ラン3)、水中への投下後にトラック輸送を模擬した振動を与える試験(ラン4)を行ったが、やはり浸水は起こらなかった。一方、ゲートバルブ駆動圧を掛けないまま試料採取部を水面と平行な向きにして水中へ投下したところ、試料採取部内部への浸水が見られた(ラン5)。その後、ゲートバルブ駆動圧を掛けた上で、それ以外は浸水したラン5と全く同じ条件で水中へ投下したところ、今度は全く浸水が起こらなかった(ラン6)。ラン5とラン6で条件が異なる点はゲートバルブ駆動圧だけである事と、浸水したラン5でゲートバルブ弁体のズレが目視で確認できたことから、ラン5での浸水はゲートバルブ弁体からのものであることが示唆される。さらに、採取部内部を真空に引き負圧にした状態での投下試験(ラン7, 8)、採取部全体を低温にした状態での投下試験(ラン9, 10)を行ったが、採取部内への浸水は起こらなかった。試験結果をまとめると、一つ目に、もし着水時に浸水が起こるとするとゲートバルブ弁体からである可能性が高いこと、二つ目に、ゲートバルブ駆動圧が掛かっていない状態で採取部が水面と水平に近い角度で着水した場合にのみ浸水が起こりうることを、が判明した。

そこで次実験への対策として、ゲートバルブ駆動用空気の配管の構造を変更し、万一漏れや電磁弁誤動作が有っても、着水時にゲートバルブ閉側に必ず空気圧が掛かり、開側に圧が掛からないようにすることとした。新たに電磁弁を搭載し、ゲートバルブ開閉用の高圧空気と電磁弁を入れる与圧容器内の余剰空気を排出できる構造に変更した。また、ゲートバルブ開閉用の他にもう一つガスタンクを搭載し、ゲートバルブ閉側に着水時に必ず圧が掛かるようにした(図7)。また、気球実験の際に採取部内の密閉が保たれていたことを確認するために、実験装置回収後に採取部内圧を測定することとした。

一方で、密閉した採取部を長時間(数時間から数日間)完全に水没させ浸水の状況を調べる試験を行った(図8)。その結果、採取部内部が負圧の状態でも長時間水没させると少量の浸水が発生することが分かった。その後、内部負圧の採取部の一部のみ長時間水没させる試験を繰り返した結果、この場合の浸水箇所は採取部コーンのJISフランジのOリングであることが分かった。採取部内のインパクター板ベースプレートと採取部コーンの内壁がわずかに干渉していた為、干渉が起こらないようベースプレートを薄くした。その上でOリングに真空グリスを塗布することで、内部負圧状態でも数日間水没させても浸水が起こらないことを確認した。合計3組の採取部を用いて同様の試験を行ったが全て浸水は起こらないことが確認出来た為、次実験の際は浸水対策として同様にJISフランジのOリングに真空グリスを塗布することとした。



図6. 採取部の水中投下試験の様子。実際の気球実験で用いる保温材を取り付けた採取部をクレーンで吊り、フックを用いて水を貯めた水槽へ自由落下させ、着水衝撃を模擬する。着水速度が実際の気球実験と同じ7 m/sの場合（ラン1）では高度2.5 mから、着水速度が実際の気球実験より大きい9 m/sの場合（ラン2～10）では高度4 mから、それぞれ投下した。

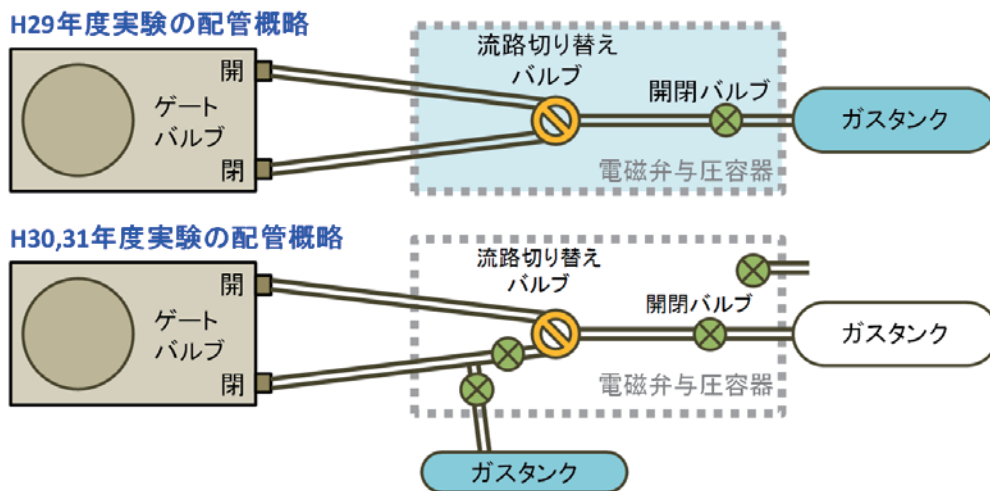


図7. B17-02実験用（上）とB18-07、B19-02実験用（下）のゲートバルブ駆動用空気圧配管の模式図



図8. 採取部水没試験の様子

2.5. B17-02 まとめ

2017年度のB17-02大気球実験では、成層圏微生物の鉛直分布を把握するため、同時同地点異高度における試料採取を行える装置の放球を行った。採取装置は、降下中に予定通りの高度で開閉が行われ、そして無事に回収された。しかし、分析の際に、全採取部内部への浸水が確認され、その影響が採取試料にまで及んでいたことから、その後の分析が不可能となった。

本実験で発生した浸水の原因究明が急務であるため、同採取部による水中投下試験及び水没試験を行った。その結果、浸水が起き得る条件を見出すことが出来た。これを踏まえて、総合的な対策を立案し、その対策を施した採取部への同条件下での浸水が確実に起こらないことを確認した。

3. B19-02 大気球実験

3.1. 概要

2018年度に実施予定だったB18-07大気球実験では、前年度（B17-02）と同じ試料採取部5組（S1、S2、S3、S4、C1）を搭載した実験装置一式に、項目2.4に記載した浸水対策を施した改定版を準備した。我々の実験グループは全実験グループの中で最初に実験準備を完了し待機したが、実験期間を通じて大気球実験に必要な気象条件が全く整わず、放球を断念せざるを得なかった。

それを踏まえ、2019年度のB19-02大気球実験では、前年度の未使用の実験装置一式を継承する形で準備を行った。ただし試料採取部5組に関しては、再度洗浄滅菌が必要との判断から、項目2.2に記載した手順に則り洗浄滅菌を行なった。ただ、採取部が全くの未使用ということもあり、最初の溶媒洗剤を使用した超音波洗浄だけは、最も重要なゲートバルブとインパクター板（スライドガラス）にのみ行い、他は熱水（70～80℃）での洗浄に留めた。備考として、前回まで使っていたカイジョー（株）の溶媒洗剤（ソノクレン277eとソノクレン201）が廃番となってしまったため、カイジョー（株）が推薦する類似溶媒のテクニクリーン200EF（Fuchioka Co.）とバフカスクリーナー（Harp Co.）を使用した。その後のアルコール洗浄や乾熱滅菌並びに組立は前回（項目2.2）と同様に行い、実験本番まで上下の先端ノズルコーンを蓋で密閉したまま保管した。採取実験後の分析手順の詳細は次項に述べる。

B19-02大気球実験では、試料採取部内を流れる大気流量を推定するための流量計F1に加え、装置外部の流速を計測するためにゴンドラ外部に直筒状のF2を設置した（図9）。それぞれ内部には熱式風速計（KANOMAX, model 0962-00）を設置し、専用回路6332Dを通してデータを記録した。この熱式風速計は、温度 t 、流速 v の流体中に置いた温度 T の熱線の放熱量が \sqrt{v} と $(T-t)$ におおよそ比例することを利用したものである。本製品は大気圧付近での使用を前提としており、原理的には気圧に反比例するものの、十分な確認試験を行える環境がないことから、F2の値が落下速度に比例するとみなし、F1とF2の比からF1内部の流速を推定する。先立ってF2の筒内外の流速比を風洞実験により求めた。設備の都合により、常圧のデータに限られてしまったが、その比は風速10～30 m/s において0.83～0.89であること、筒の傾きが20度以下ならばその影響は小さいことが分かった。なお、設備が利用できるようになり次第、低圧環境での試験を実施する予定である。

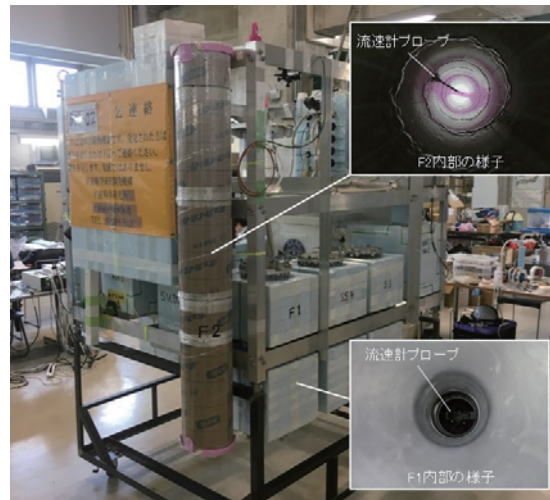


図9. B19-02大気球実験で使用したゴンドラに搭載された流速計F1とF2の内部に設置した流速計プローブの写真。

3.2. 結果

3.2.1. 実験装置の飛翔プロファイル及び作動データ

7月6日午前4時5分頃、我々の実験装置を乗せた大気球は大樹航空宇宙実験場から放球された（図10）。気球は約1時間30分かけて高度27.6 kmまで上昇し、その後約10分間の水平飛行を行った。午前5時45分頃、我々の実験装置は気球から切り離され、高度27.7 kmからパラシュートによる降下が始まった。降下中に、予定通りS1（高度20 km～26.5 km）、S2（高度16.5 km～20 km）、S3（高度12.8 km～16.5 km）、S4（高度12.8 km～26.5 km）による試料採取が行われた。しかし、S1とS4とC1（閉じたままのコントロール）において、一部想定外の動作が確認された。詳細は後に述べるが、よってS2とS3だけが開閉予定高度間のみでの試料採取となった。そして降下開始から約35分後に海面へ着水した。大気球の飛翔プロファイルを図11に示す。

実験装置の回収後に、制御部内のセンサー出力値等を分析した結果、S2とS3の採取部上下に取り付けてあるゲートバルブは正常に開閉していたことが確認された。だがS1では、想定通りに高度約20.6 kmでゲートバルブが閉じた後、高度17.0～20.1 kmの間、採取部上側のゲートバルブが半開、下側のゲートバルブが全開となり、さらに高度13.9～15.9 kmの間、下側のゲートバルブが半開となった。ここで半開とは、テレメトリによって確認されたゲートバルブのステータスで、開いているが全開にはなっていない状態を示す。どれくらい開いていたかは確認できていない。S4では、ゲートバルブが全開であるはずの高度13.9～15.4 kmにおいて上側のゲートバルブが半開状態となった。C1では、ゲートバルブは一度も開かないはずだが、高度11.4～18.5 kmにおいて上側ゲートバルブが半開となった。

実験装置から取り外された採取部は、実験場にて念入りに外部を水道水で洗浄し、次亜塩素酸ナトリウム（ピューラックス®の200倍希釈液）で殺菌した後、大樹航空宇宙実験場管制塔内の専用作業スペースへ移した。作業スペースに予め設置し紫外線滅菌されたクリーンベンチ内で、各採取部の内気圧リーク用ポートにフィルター（Minisart®、孔径0.22 μm）を取り付けてからリーク作業を行った。リーク作業は、常にパーティクルカウンター（KANOMAX, model 3889）でクリーンベンチ内の粒子数を計測しながら、粒径1 μm以上の微粒子がカウントされていない時に行った。また同じポートに圧力センサー（MEAS, PRESS XDCR US341-000005-3.5BA）も取り付け、採取部内気圧を測定しながら行った。その結果、リーク前のS1（内圧19.4 kPa、高度約12 km相当）、S2（内圧12.8 kPa、高度約14.5 km相当）、S3（内圧21.1 kPa、高度約11.5 km相当）、S4（内圧92.7 kPa、ほぼ地上大気圧）、C1（内圧27.8 kPa、高度約10.9 km相当）という内気圧データを得た。S4以外のデータは、制御部内のセンサー出力値の結果と誤差の範囲内でほぼ一致しており、採取部が最後に閉じられてから着水および回収されるまで、リーク等がなかったことが確認された。しかしS4の場合、センサーログでは最後に高度13.9 kmで閉じているにも関わらず、回収後には内圧がほぼ地上大気圧に戻っていたこ

とから、何処かでリークがあった模様と考えられる。

リーク作業が終わった採取部は、ゲートバルブの閉側に再度圧力を掛けながら作業スペース内に保管した。翌7月7日にゲートバルブへの圧力を維持したまま車で千葉工大まで輸送し、そのまま惑星探査研究センター生命分析ラボにて保管した。

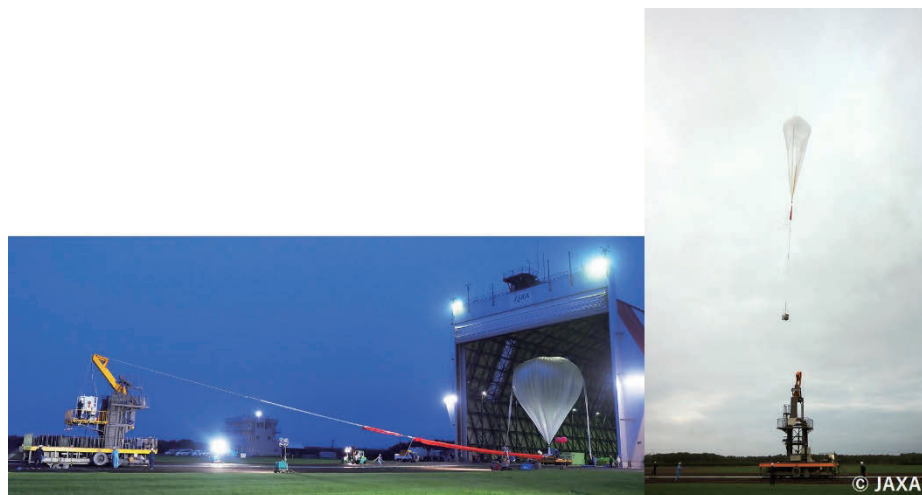


図10. B19-02大気球実験の放球写真

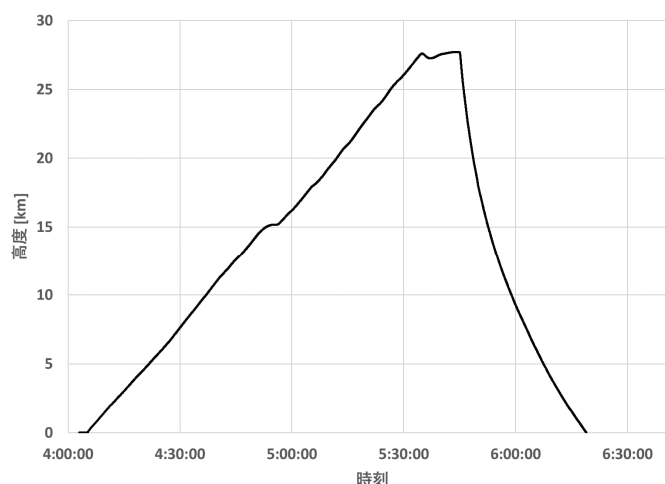


図11. B19-02大気球実験の高度プロファイル

3.2.2. 試料サンプルの分析手順及びその結果

放球日から4日後の7月10日、惑星探査研究センター生命分析ラボに設置されたクリーンベンチ内にて採取部4組（S1、S2、S3、C1）の開封作業及び分析用事前処理を行った。2017年度実験で発生した採取部内への浸水は、本実験では一切観測されなかった。培養法分析に使う予定だったS4がリークしてしまった為、S4の培養法分析は行うことが出来なかった。その為、急遽、他の採取部4組からインパクター板のスライドガラス3枚ずつを培養法分析に使うこととした。

まず、核酸染色法分析とSEM観察の手順を以下に述べる。

- (1)初めに、クリーンベンチ内で試料採取部の開封作業を行い、内部のインパクター板ベースプレートを取り外した。採取部搬入時にクリーンベンチのドアを大きく開ける際、外部から微粒子が流入する可能性がある為、搬入後、採取部を開封する前に、ドアを3 cmほど開けた状態でへパ(HEPA, High Efficiency Particulate Air) を起動したまま約30分間クリーンベンチ内を紫外線照射した。またクリーンベンチ内奥にパーティクルカウンター (KANOMAX, model 3889) を設置し、粒径 1 μm

以上の微粒子がカウントされていない事を確認してから開封作業を行った。

- (2)インパクト板ベースプレートからアウター（大、1枚の表面積が約 7.5 cm²）とインナー（小、1枚の表面積が約 4.25 cm²）スライドガラスを取り外し、dH₂O（Millipore water for Molecular Biology）で 1000 倍希釈された核酸染色溶液（Lonza Sybr[®] Green I nucleic acid stain; excitation at 494 nm, emission at 520 nm）をアウターに 10 μl、インナーに 6 μl 注入し、その上にカバーガラスを被せ、端周りを透明マニキュアで密封した。試料の取り外しから染色作業過程を通して、作業時のネガティブコントロール用（C2）に未使用のスライドガラスをクリーンベンチ内で約 108 分間暴露し、その C2 も同様に染色を行った。また、最後に暴露を行わなかった未使用のスライドガラスのみの染色も行った。染色された試料は、アルミ容器に保管し、翌日観測を行った。観測には、正立蛍光顕微鏡（Nikon Eclipse Ni, GFP filter[®]）の 400 から 600 倍率で観測を行い、NIS-Elements BR ソフトウェアを使用して解析を行った。
- (3)インパクト板ベースプレートからニッケル箔を取り外し、マグネトロスパッタ装置（Vacuum Device, MSP-mini）を使って金蒸着した。試料の取り外し作業過程を通して、作業時のネガティブコントロール用（C2）に未使用のニッケル箔をクリーンベンチ内で約 40 分間暴露し、その C2 も同様に金蒸着を行った。暴露を行わなかった未使用のニッケル箔のみの金蒸着も行った。金蒸着されたニッケル箔は、惑星探査研究センター物質分析室にある SEM（JEOL）を使用して分析を行った。

次に、培地作製と培養法分析の手順を以下に述べる。

- (1)まず実験前に培地作製を行った。寒天培地には、mTGE medium（1% Bacto tryptone, 0.6% beef extract, 0.2% glucose）と 1.5% Agar powder と dH₂O（Millipore water for Molecular Biology）を混ぜて、それをオートクレーブ（120℃で 20 分間）滅菌した後に、約 20 ml ずつシャーレに注ぎ固まらした。液体培地には、mTGE medium（1% Bacto tryptone, 0.6% beef extract, 0.2% glucose, Bacto）と dH₂O（Millipore water for Molecular Biology）を混ぜて、それをオートクレーブ（120℃で 20 分間）滅菌した後に、約 15 ml ずつ広口遠心チューブに注いだ。作製した培地それぞれ数個を使い、30℃の恒温槽内で 8 週間のインキュベーションを行った結果、コンタミネーションによるコロニー形成は認められなかったことから、使用可能な培地であることを確認し、残りは冷蔵にて保存した。
- (2)採取実験後には、染色法分析の手順（1）で述べた通り、採取部の開封と、内部にあるインパクト板ベースプレートの取り外しを行った。
- (3)取り出されたインパクト板ベースプレートからスライドガラスを取り外し、予め上に 10 mM potassium phosphate buffer（PB: pH 7.0）を 10 μl 添加した mTGE 寒天培地の上に、そのスライドガラスの採取した面が培地に接するように置き、スライドガラスの採取面に何らかの微生物があれば、それが培地に付着できるようにした。もし今回の培養条件（mTGE 培地、30℃）で増殖可能な微生物が寒天培地の上に付着することが出来れば、それらのコロニーが形成され、計測が可能となる。
- (4)次に、寒天培地の上に乗せたスライドガラスを取り出し、液体培地が入った広口遠心チューブに、スライドガラスの全面が浸かるように入れた。今回の培養条件で増殖可能な微生物が、寒天培地に付着できずスライドガラスの採取面に残留していた場合、それらの微生物の培養を液体培地で試みる。
- (5)(3)と(4)ではピンセットを使用し、使用後には必ず先端をバーナーで焼いた。また、試料の取り外しから培地へ移す作業過程を通して、作業時のネガティブコントロール用（C2）に未使用のスライドガラスをクリーンベンチ内で約 70 分間暴露し、他と同様に寒天培地と液体培地へ移した。
- (6)シャーレのフタについている水滴を滅菌ガーゼで拭き取り、シャーレと遠心チューブを透明テープでしっかりとシールした。

(7)最後に、液体培地を恒温槽内のシェーカーに乗せ、シャーレと共に30℃で3カ月間インキュベーションを行った。その期間、培地の写真記録を定期的に撮った。

前述の手順に則り培養を行った結果、S3の開封時にクリーンベンチ内で暴露したネガティブコントロール用スライドガラス(C2)3枚のうち1枚からコンタミネーションが確認されただけで(図12)、他のS1、S2、S3、C1から取り外したスライドガラスからは、寒天培地と液体培地共に増殖された微生物は発見できなかった。また、核酸染色による蛍光顕微鏡観測を行った結果、S1、S2、S3、C1並びにC2からも微生物の存在は確認できなかった。本来、微生物の細胞内にある核酸が染色色素(Sybr® Green I)と結合することで、約494 nmの波長域での励起により、約520 nmの波長域で発光が行われ、それを蛍光顕微鏡観察で確認できるはずなのだが、その波長域での発光は一切見受けられなかった。これは、採取試料には核酸を持つ細胞が存在していなかったことを示す。また、培養では検出不可能な難培養性微生物の核酸にも結合されることから、本実験において、成層圏での採取試料からは難培養性も含めた微生物は採取されなかったことが確認された。備考として、採取実験や分析作業時のネガティブコントロールなどに一切使用していない洗浄滅菌済み未使用のスライドガラスのみの分析も同様に行った結果、微生物は検出されなかった。

最後にSEM観察においては、B16-02大気球実験と同様に、インパクト式で採取されたエアロゾル特有のサテライト構造を持つ微粒子(大野 ほか, 2017⁷⁾)を多数発見した。これにより、本実験装置で成層圏(高度12.8 kmから高度26.5 km)において微粒子が採取出来たにも関わらず、顕微鏡観察で観察された微生物は確認できず、上記の培養条件で増殖可能な微生物は培養できなかった、ことが実証された。

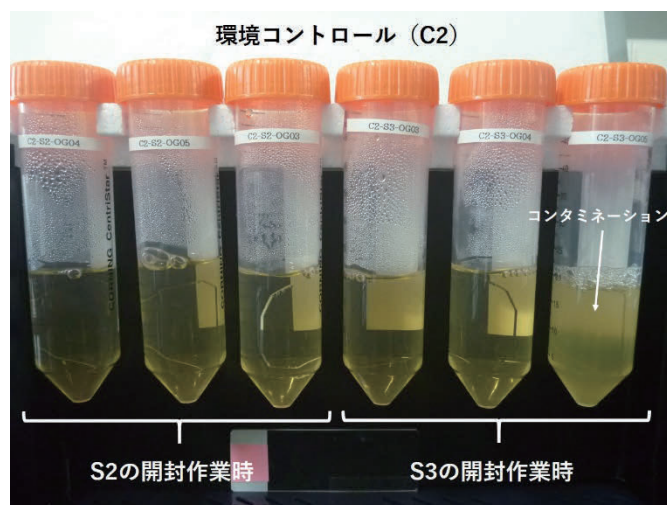


図12. 試料採取部(S2とS3)の開封時にクリーンベンチ内で暴露した6枚のブランクガラス(C2)を液体培地に入れて培養した写真記録(3日目)。S3の3枚のうち1枚からコンタミネーションによる白濁が確認された。

3.2.3. 流量計測の結果

流量計(F1とF2)で得られた、採取装置が動作している期間の推定流速値を図13に示す。流量計に使用した熱式風速計(KANOMAX, model 0962-00)は、温度補償はするものの1気圧5℃以上での使用を前提としたものであって、特に気圧の影響を補正しなければ実際の流速とはならない。しかし、事前試験に利用できる設備では部分的な較正試験しか行えず、また低温での温度補償の確認もできない。そこで同じ気圧、同じ気温下にある2つの風速計の出力の比を利用して流速を推定した。まずゴンドラ外部の直筒(F2)内の流速 V_{F2} は降下速度にほぼ比例し、降下速度に風洞実験から求めた0.86(ただし暫定値)を乗じたものとした。これにF1とF2の出力値の比を乗じたものをF1の推定流速 V_{F1} とした。参考までにGPSデータから得られた降下速度(鉛直速度)を図14に示す。傾斜計のデータから、この期間中の流量計の傾きは5度以内であった。この推定流速を用いて各採取装置の流量を求めると、表1のようになる。ただし、今回S1とS4には一時的にゲートバルブ半開状態(誤作動)が生

じており、その影響を推定することは困難なため、これら誤作動がなかったものと仮定して計算した。加えて風洞実験による確認が一部未実施であることから、これらは暫定的な推定値であることに注意されたい。

先行研究の一例として、気球に搭載したポンプ式試料採取装置を用いた実験では、高度12 kmから35 kmへ上昇中に約0.35 m³ STP (Standard Temperature and Pressure, 0°C and 100 kPa) の大気量を採取している (Yang et al., 2008b)。本実験における流量計測の結果により、暫定的ではあるものの、降下式インパクト型試料採取装置においても先行研究と同等の大気量が採取できることが推定された。

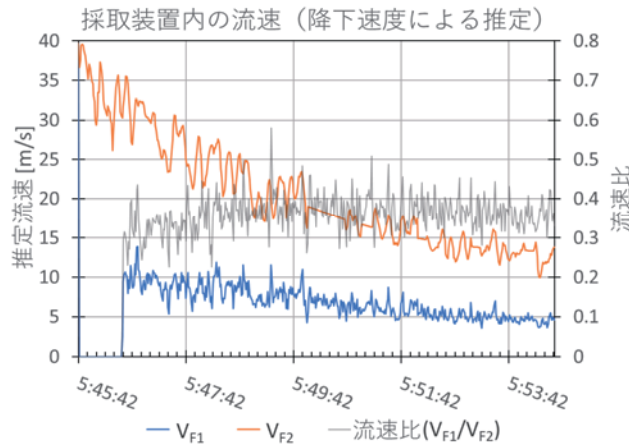


図13. B19-02大気球実験における推定流速のグラフ。V_{F1}は採取装置 (F1) 内の流速、V_{F2}は装置外部筒 (F2) 内の流速を表す。

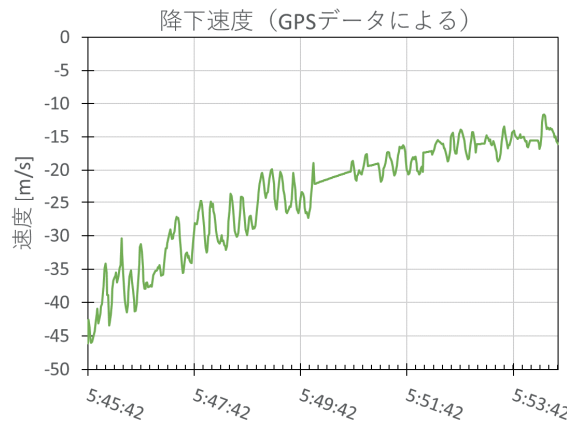


図14. B19-02大気球実験においての採取装置のGPSデータによる降下速度を表したグラフ

表1. 各採取装置内の推定流量 (STP; Standard Temperature and Pressure, 0°C and 100 kPa)。S1とS4のゲートバルブ誤作動の影響は含まれていない。暫定値であることに注意。

採取装置	流量 (STP)
S1	0.14 m ³ (0.176kg)
S2	0.27 m ³ (0.356kg)
S3	0.45 m ³ (0.583kg)
S4	0.88 m ³ (1.143kg)

3.3. コンタミネーションについての考察

本実験において、採取が行われた試料採取部への準備・分析時のコンタミネーション（異物混入）は検出限界以下であったと言える。

採取部C1は、ネガティブコントロールとして、本来なら他の採取部同様、準備・分析共に同じ手順で行うが、成層圏ではゲートバルブを開かない予定であった（項目2.1）。これにより、成層圏由来の微生物は検出されないはずの採取部であり、もしそこで、何らかの微生物が検出された場合、それは準備・分析時にコンタミネーションが発生していたことを示すことが出来る。また、成層圏でゲートバルブを開いた他の採取部と比較することにより、成層圏で採取された微生物とそれ以外のコンタミネーションを区別することが可能である。

しかし、本実験において、C1に不具合が生じ（項目3.2.1）、成層圏で上ゲートバルブが半開になってしまった結果、C1で成層圏由来の微生物が絶対に検出されない状態が維持された、とは言えなくなった。そのため上記に記載したネガティブコントロールとして厳密な意味では言えなくなった。けれども、他の採取部のように降下中に上下のゲートバルブが開いたのと違い、C1では上のゲートバルブのみが半開となっただけであり、採取部の下部からの流入は無く、降下式採取装置としては機能し得なかったため、成層圏微生物が捕獲される可能性は限りなく低いと言える。そのことから、C1は実質的にはネガティブコントロール相当の状態が保たれていたと考えられる。

その上で、成層圏でのみ開閉動作が行われたS1-S3及び上記のC1の4採取部全てから微生物が全く検出されなかったことから、上記に記載した準備・分析時のコンタミネーションは検出限界以下であったと言える。

3.4. ゲートバルブの不具合と対策

本実験で使用された採取部（S1、S2、S3、S4）はそれぞれ指定された高度区間でのみ外気圧トリガによりゲートバルブの開閉が行われ、その間に試料の採取を行う。ネガティブコントロール用であるC1はフライト中に一度も開かない想定のものであった。S1-S4では、その外気圧トリガによりほぼ想定された高度においてゲートバルブの開閉コマンドが自動発行されて、ゲートバルブの開閉が行われた。しかし、S1とS4とC1において、一部想定外の動作が確認された（項目3.2.1）。

この不具合の原因として考えられるのは、想定外に小さい差圧によりゲートバルブが動作してしまったということである。ゲートバルブはエア駆動式で、開側と閉側の印加圧力差により動作するが、地上試験においては差圧が1気圧以下で動作することはなかった。装置の構成上、ゲートバルブ非動作時の差圧を常に完全にゼロにすることは難しいが、1気圧以上になることはないので、ゲートバルブは動作しないはずである。しかし、フライトログで圧力を確認したところ、1気圧よりも小さい圧力差であるにも関わらずゲートバルブが動作しているように見える。その原因は現在調査中であるが、地上試験時とは異なる何かしらの環境要因により摩擦係数が小さくなるといったことが考えられる。

この不具合への対策としては、ゲートバルブの非動作時の差圧をなるべく生じさせない工夫を講じると共に、ゲートバルブが閉じた後に閉側に圧力を印加してロックするといったことが挙げられる。B19-02大気球実験においても、すべての採取装置の動作完了後、海への着水による採取装置への海水侵入対策として、着水前に全採取装置の閉側に圧力を印加して閉ロックをかけていたが、次実験では、採取装置個別に各高度での試料採取完了後すぐにロックをかけることを検討している。

3.5. B19-02 まとめ

2019年度のB19-02大気球実験では、2017年度実験での浸水対策を施した実験装置を準備し、同時同地点異高度における試料採取を行った。上空で動作する予定の採取部（S1、S2、S3、S4）の4組は全て、降下中に予定通りの高度で動作し成層圏での試料採取を実施した。しかし、上記のうちのS1、S4とネガティブコントロール用採取部C1では成層圏内で予定外の動作が確認された。また、培養分析用のS4はリークにより試料が失われてしまった為、他の採取部の試料を少し分けて培養分析を行った。

染色法並びに培養法分析の結果、難培養性微生物を含めた成層圏由来の微生物は一切検出されなかった。また、本実験の準備・分析時のコンタミネーションも検出限界未満であった。一方で、SEM観察の結果、多数の成層圏由来の微粒子を発見することができ、採取装置としては問題なく動作したことが確認された。このことから、2019年7月6日の北海道上空において、本実験で採取を行った高度域では微生物の存在量は非常に小さく、本実験の検出限界未満であったことが示された。また、2016年度実験（B16-02）で観測した、成層圏由来の微生物である可能性が高い微粒子21個という値は、コンタミネーションの可能性も含めた上限値であるのに対し、本実験においては、ほぼ同じ体積を取って0個という値であったことから、今回はコンタミネーションも含めた成層圏微生物数密度の上限値が検出限界未満であったことが示された。

また、本実験から搭載したF1+F2コンビネーションによる流量計は正常に動作し、採取装置が動作している高度・期間での流量計測に成功した。その結果、先行研究と比べて申し分のない大気量が採取できたことが推定された。

最後に、本実験で生じたゲートバルブの不具合について、原因究明を進めるとともに、その対策を立案した。

4. まとめ

2017年度実験（B17-02）と2019年度実験（B19-02）では、成層圏微生物の鉛直分布を把握するため、同時同地点異高度における試料採取を行ったが、実験が部分的に成功したB19-02での染色法並びに培養法分析の結果、高度12.8 kmから高度26.5 kmの間で難培養性微生物を含めた成層圏由来の微生物は一切検出されなかった。一方で、SEM観察によりサテライト構造を持つエアロゾル微粒子の採取が多数確認されたことから、採取方法には問題がなかったと考えられる。2016年度実験において同高度から成層圏由来の可能性のある微生物が多数検出できたにも関わらず今回検出できなかった理由としては、前回検出されたものは全てコンタミネーションであった、或いは、時期による対流圏界面高度の変動等によってbiopause高度が違うことが影響し、2019年度実験時の採取高度では微生物の存在量が検出限界未満であった、等が考えられる。

それを踏まえて、今後の実験では、成層圏だけでなく対流圏上部も含めた微生物の高度分布の観測を試みる予定である。更に、染色法分析による極微粒子の観測にも限界がある為、違うアプローチとして、シングルセルゲノム解析の可能性を並行して検討する。もし、シングルセルゲノム解析が直接行えるインパクト機構を開発することが出来れば、成層圏由来の難培養性微生物の特異性をゲノムレベルで解析可能となる。

謝辞

本大気球実験は、大学共同利用実験としてJAXAの提供する大気球による飛翔機会を利用して行われました。試料採取装置は、ステラ精密株式会社、株式会社ジェック東理社、株式会社フジ・テクノロジー、千葉工業大学工作センターのご協力のもと作製されました。また、本研究は、JSPS科研費と大学共同利用機関法人自然科学研究機構アストロバイオロジーセンターの助成を受け実施されました。JAXAの皆様をはじめ実験に協力して下さった皆様、装置製作、試料分析にご協力頂いた皆様に感謝いたします。

参考文献

- (1) Imshenetsky, A.A., Lysenko, S.V., Kazakov, G.A. and Ramkova, N.V. On micro-organisms of the stratosphere, *Life Sci. Space Res.*, 14, (1976) 359-362.
- (2) Griffin, D.W. Terrestrial microorganisms at an altitude of 20,000 m in Earth's atmosphere, *Aerobiologia*, 20, (2005) 135-140.
- (3) Griffin, D.W. Non-spore forming eubacteria isolated at an altitude of 20,000 m in Earth's atmosphere: extended incubation periods needed for culture-based assays. *Aerobiologia*, 24, (2008) 19-25.

- (4) Wainwright, M., Wickramasinghe, N.C., Narlikar, J.V. and Rajaratnam, P. Microorganisms cultured from stratospheric air samples obtained at 41 km, *FEMS Microbiol. Lett.*, 218, (2003) 161-165.
- (5) Yang, Y., Itahshi, S., Yokobori, S. and Yamagishi, UV-resistant bacteria isolated from upper troposphere and lower stratosphere, *Biol. Sci. Space*, 22, (2008a) 18-25.
- (6) Yang, Y., Yokobori, S., Kawaguchi, J., Yamagami, T., Iijima, I., Izutsu, N., Fuke, H., Saitoh, Y., Matsuzaka, Y., Namiki, M., Ohta, S., Toriumi, M., Yamada, K., Seo, M. and Yamagishi, A. Investigation of cultivable microorganisms in the stratosphere collected by using a balloon in 2005, JAXA Research and Development Report, JAXA-RR-08-001, (2008b) 35-42.
- (7) 大野宗祐, 石橋高, 三宅範宗, 河口優子, 梯友哉, 奥平修, 山田学, 山田和彦, 高橋裕介, 原田大樹, 山岸明彦, 瀬川高弘, 野中聡, 石川裕子, 所源亮, 山内一也, 小林正規, 福家英之, 吉田哲也, 松井孝典. B16-02大気球実験報告：成層圏における微生物捕獲実験Biopause, JAXA Research and Development Report, JAXA-RR-17-007, (2017) 15-23. doi/10.20637/JAXA-RR-17-007/0002.

南極域における大気重力波のスーパープレッシャー気球観測計画 (LODEWAVE : LOnG-Duration balloon Experiment of gravity WAVE over Antarctica)

富川 喜弘^{*1,2}, 佐藤 薫^{*3}, 斎藤 芳隆^{*4}, 村田 功^{*5}, 平沢 尚彦^{*1,2}, 高麗 正史^{*3}, 中篠 恭一^{*6}, 秋田 大輔^{*7},
松尾 卓摩^{*8}, 藤原 正智^{*9}, 吉田 理人^{*2}

LODEWAVE (LOnG-Duration balloon Experiment of gravity WAVE over Antarctica)

TOMIKAWA Yoshihiro^{*1,2}, SATO Kaoru^{*3}, SAITO Yoshitaka^{*4}, MURATA Isao^{*5}, HIRASAWA Naohiko^{*1,2},
KOHMA Masashi^{*3}, NAKASHINO Kyoichi^{*6}, AKITA Daisuke^{*7}, MATSUO Takuma^{*8},
FUJIWARA Masatomo^{*9}, YOSHIDA Lihito^{*2}

ABSTRACT

Atmospheric gravity waves transport momentum in the atmosphere and play an important role in determining temperature and material distribution through driving the meridional circulation in the middle atmosphere. However, they have wide spatial and temporal scales, which make it difficult to capture the whole feature of gravity waves with any of the latest observations and models. The first Mesosphere-Stratosphere-Troposphere (MST)/ Incoherent Scatter (IS) radar in the Antarctic, PANSY, which was installed at Syowa Station in 2011, can directly estimate the momentum flux of gravity waves in all frequency bands by observing 3-dimensional winds with high precision and high resolution. On the other hand, the super pressure (SP) balloon observation can also estimate momentum transport due to gravity waves in all frequency bands, and its horizontal distribution is also clarified. In order to carry out this SP balloon observation in the Antarctic where the observational constraint on the momentum transport due to gravity waves is especially insufficient, we proposed the LOnG-Duration balloon Experiment of gravity WAVE over Antarctica (LODEWAVE). By combining it with the PANSY observation and the state-of-the-art meteorological reanalysis data, the 3-dimensional picture of momentum transport due to gravity waves is acquired, which contributes to the improvement of the future prediction by the climate model.

We have performed a test production of SP balloon and onboard instruments during FY 2019. The further development and test of the SP balloon and onboard instruments will be carried out in FY 2020. In the first half of FY 2021, a domestic balloon experiment will be carried out at Taiki Aerospace Research Field in Hokkaido. In the latter half of FY 2021, a maximum of 3 SP balloon observations will be carried out at Syowa Station in the Antarctic. By developing the SP balloon and onboard instruments which are light and small enough to ease the restrictions of the Civil Aeronautics Act, we aim to establish a regular observation system in the Antarctic.

Keywords: Gravity wave, Super pressure balloon, Antarctic, momentum flux

* 2020年12月1日受付 (Received December 1, 2020)

^{*1} 国立極地研究所 (National Institute of Polar Research)

^{*2} 総合研究大学院大学 複合科学研究科 (School of Multidisciplinary Sciences, The Graduate University for Advanced Studies, SOKENDAI)

^{*3} 東京大学大学院理学系研究科 (Graduate School of Science, The University of Tokyo)

^{*4} 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 (Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency)

^{*5} 東北大学大学院環境科学研究科 (Graduate school of Environmental Studies, Tohoku University)

^{*6} 東海大学工学部 (School of Engineering, Tokai University)

^{*7} 東京工業大学環境・社会理工学院 (School of Environment and Society, Tokyo Institute of Technology)

^{*8} 明治大学理工学部 (School of Science and Technology, Meiji University)

^{*9} 北海道大学大学院地球環境科学研究院 (Faculty of Environmental Earth Science, Hokkaido University)

概要

大気重力波は、大気中の運動量輸送を担い、中層大気の子午面循環の駆動を通じて成層圏・中間圏の温度・物質分布の決定に重要な役割を果たす。しかし、重力波の持つ幅広い時空間スケールのすべてを観測で捉える、あるいはモデルで表現することは現在の最新技術をもってしても困難である。特に、重力波に伴う水平運動量の鉛直フラックス（以下、運動量フラックスと略す）は、振幅の小さな鉛直風の情報が必要であり、観測による直接推定は限られる。2011年に南極昭和基地に設置された大型大気レーダー（PANSYレーダー）は、高精度・高分解能な3次元風速の観測により、ほぼ全周波数帯の大気重力波の運動量フラックスの鉛直プロファイルを直接推定することができる。また、上空を長期間浮遊するスーパープレッシャー（SP）気球観測では、2次元風速と気圧の観測により、重力波の運動量輸送を全周波数帯域で定量的に捉えることが可能で、その水平分布もとらえることができる。このSP気球観測を、大気重力波の観測情報が特に不足している南極域で行い、PANSYレーダー観測および最新の気象再解析データと組み合わせることにより、大気重力波による運動量輸送の3次元的描像を取得し、将来予測に使用される気候モデルの改良に資することを目的として、南極域における大気重力波のスーパープレッシャー気球観測計画（LODEWAVE）を立案した。

本計画では、これまでにSP気球と搭載機器の開発を進め、2019年度中にSP気球の試作と試験、搭載機器の試作を行った。2020年度中にSP気球と搭載測器のさらなる開発・試験を行い、2021年度前半に北海道・大樹航空宇宙実験場での国内気球実験、2021年度後半に南極昭和基地での試験を兼ねた最大3回のSP気球観測を計画している。また、本計画で使用するSP気球と搭載測器は、航空法の制約が緩和される軽量・小型なものとし、将来の南極域での定常的な観測体制構築を目指す。

1. はじめに

大気重力波は浮力を復元力とする大気波動で、運動量を遠隔輸送することで全球規模の子午面循環を駆動し、特に中層大気中の風・温度・物質分布の決定に重要な役割を果たす。しかし、その空間スケールは数kmから数千km、時間スケールは数分から数十時間と幅広く、重力波の励起・伝播・消散という一連の過程の全容を捉え、子午面循環の駆動に果たす役割を定量的に評価・再現することは最新の観測・モデルのいずれでも容易ではない[1,2]。近年、捉えられる波数帯域は限られるものの、重力波の振幅の全球分布が衛星観測により得られるようになり、重力波の振幅が特に大きいホットスポット（南米アンデス山脈から南極半島にかけての領域など）が存在することも明らかになった[3,4]。重力波の鉛直波長は背景水平風により大きく変化する。したがって、水平分解能はよくても鉛直分解能の良くない衛星によるナビア観測では、背景風の強さを反映するような見かけの重力波分布が捉えられる危険性がありその解釈が難しい。リム観測では鉛直分解能は高いが水平分解能はよくないため、大きな運動量フラックスを持ちうる小水平スケールの重力波を捉えることができない。したがって、重力波の作用を定量的に調べるためには、水平鉛直とも分解能の高い観測が不可欠である。さらに、重力波の間欠性を調べることも重要である。重力波は発生源や伝播経路上の背景風の変動等により均一でない間欠性を持つことがわかってきた。時間あるいは空間平均として同じ運動量フラックスであっても、大振幅のものはより低高度で、小振幅のものはより高高度で砕波・消散するため、間欠性が高いと重力波のもたらす子午面循環の駆動力はより低高度で、低いとより高高度で働くようになる[5]。したがって、重力波の振幅や運動量フラックスの平均的描像だけでなく、その時空間的非一様性を捉える必要がある。

近年、モデルに観測データを同化して現実的な気象場を得るためのデータ同化手法が大きく進歩し、そうして得られる全球の気象場が様々な気象・気候研究に利用されている。それらは気象再解析データと呼ばれ、使用される数値予報モデルの高解像度化に伴って、長周期・長波長の重力波についてもある程度、現実的に表現できるようになってきた。それらの重力波による運動量フラックスの水平分布は観測とも整合的であることが報告されているが、定量的には大きなずれがあるのが現状である[6,7]。一方、モデルの解像度よりも小さなスケールの重力波による運動量輸送の効果は、理論的・経験的に仮定された重力波源をモデル内に与え、重力波の鉛直伝播のみを考慮する重

力波パラメタリゼーションと呼ばれるパラメータ化により取り入れられている。しかし、パラメータに拘束を課す観測データが特に不足している南極域では、モデル間に大きな差異がある[8]。また、高解像度モデルを用いた研究により、モデル内で陽に表現された重力波は水平にも長距離伝播することが指摘されており[9]、鉛直伝播のみという多くの重力波パラメタリゼーションで用いられている仮定が冬季極域成層圏の低温問題やそれに起因するオゾン破壊量の予測の不確実性といった諸問題の一因と考えられている[10,11]。気象再解析データでは、観測データを同化することでそのずれを軽減することができるが、気候モデルの将来予測では水平伝播を含む重力波の効果を正しくモデルに取り入れないかぎり、上述の問題を解消することはできないと考えられている。

このように、中層大気中の気象場の形成に対する重力波の役割を定量的に理解し、モデル中の重力波効果の表現を改善することは、モデルによる将来予測の精度向上のための重要課題となっている。そのためには、重力波の幅広い波長帯・周期帯をすべてカバーし、かつ重力波による運動量フラックスの時空間的・非一様性を捉えられる観測を実施することが求められる。重力波の全周期帯をカバーし、かつこれに伴う運動量フラックスを推定できる手法としては、大型大気レーダーによる3次元風速の観測と、上空を長期間周遊するスーパープレッシャー（SP）気球による気圧・2次元風速の観測がある。

1980～90年代にかけて、主に中緯度域に設置された大型大気レーダーの観測により、重力波による運動量輸送が中間圏や下部成層圏の風速決定や子午面循環の駆動に重要な役割を果たすことが明らかとなった[12,13]。また、著者らを含むグループ（代表：佐藤薫）は、南極域に初めてかつ唯一の大型大気レーダーであるPANSY（Program of the Antarctic Syowa MST/IS radar）レーダーを設置し、南極の対流圏、成層圏、中間圏の重力波の本格観測を行っている[14]。南極各国基地でのラジオゾンデ観測データの解析により、昭和基地上空の重力波の特性は南極域における重力波として代表性が高いことが確認されている[15]。このPANSYレーダー長期連続観測データに基づき、南極対流圏・下部成層圏における重力波の周波数スペクトルや間欠性の高度依存性や季節依存性を初めて明らかにした[16]。

SP気球は、一定の密度面を1か月以上の長期にわたって浮遊するため、全周期帯の重力波による運動量輸送を観測するだけでなく、その水平分布を捉えることができる（ただし、スナップショットではないことに注意）。南極域ではこれまでに2回（2005年、2010年）、フランスを中心とする国際共同研究グループにより複数のSP気球を用いたキャンペーン観測が実施され[17,18]、下部成層圏における重力波の空間分布を明らかにしただけでなく、運動量フラックスが場所により大きな間欠性を持つことが示された[5,19]。しかし、これらの観測は技術的・予算的に継続的な実施が困難であった。また当時は、同じ高度をオイラー的に捉える大型大気レーダー観測は始まっていなかった。

PANSYレーダーでは昭和基地上空の重力波特性の時間・高度断面が得られるのに対し、SP気球観測では1つの高度における重力波特性の水平断面が得られる。これらはそのままでは独立のデータにすぎない。一方で、最新の気象再解析データでは長周期・長波長の重力波であればその運動量フラックスやスペクトルを定性的には表現することができる。気象再解析データに対してPANSYレーダーおよびSP気球観測データで拘束を課し、重力波スペクトルの形状を理論的に仮定することで、南極対流圏・下部成層圏における重力波による運動量輸送の3次元分布を推定することが本研究の目的である。また、解像できる周波数、波数は限られるが重力波解像大気大循環モデルを併用して上記仮定の妥当性の検証も可能である。上記の目的を達成するため、南極域における大気重力波のスーパープレッシャー気球観測計画（LONG-DURATION balloon Experiment of gravity WAVE over Antarctica : LODEWAVE）を立案した。

2. SP 気球観測の要求精度

本 SP 気球観測では、南極域下部成層圏において重力波の全周期帯（約 5 分～十数時間）の運動量フラックスや水平風速擾乱の振幅を導出するため、30 秒間隔で気温、水平風速、気圧を測定する。これらは基本的に高層気象観測で取得される物理量と（相対湿度が無いことを除き）同一である。一方で、本観測が高層気象観測と大きく異なる点は、気球が等密度面上を背景風に流されて浮遊す

るため、空気塊の流れに沿った重力波観測が可能であり、その情報を用いて重力波による運動量フラックスを推定できる点である。実際の解析では、水平風速、気圧の時系列データにウェーブレット変換を適用し、得られた各周波数成分について水平風速、気圧の擾乱成分の複素振幅、および背景風に乗った系から見た周波数 (i.e., intrinsic frequency) から重力波の分散関係を用いて運動量フラックスを推定する[20]。それぞれの物理量に必要なとされる測定精度は以下のとおりである。

2.1. 水平風速

協同観測を行う PANSY レーダーは、視線方向風速で 0.1 ms^{-1} 、水平風速で 0.5 ms^{-1} の測定精度を持つ[14]。そのため、PANSY レーダーで捉えられる重力波に伴う水平風擾乱を SP 気球観測でも捉えるためには同等以上の測定精度を持つ必要がある。SP 気球観測では、気球がその場の風に移流されると仮定し、GPS で得られる気球の 30 秒ごとの位置情報の差分から水平風速を導出する。GPS の水平方向の位置精度を σ_h (m) とすると、水平風速の推定精度 σ_w (ms^{-1}) は $\sigma_w = \sqrt{2}\sigma_h/30$ で与えられる。したがって、求められる水平位置精度は約 10 m となる。

2.2. 気温

重力波の運動量フラックスを推定する際に気温のデータを用いるのは、重力波成分をローパスフィルターにより除去した背景密度を推定する場合のみのため、要求精度は高くない。一方、重力波のポテンシャルエネルギーを推定する場合、水平風速擾乱から推定される運動エネルギーと同等の精度を得るためには 0.3 K 程度の精度が必要となる。また、南極下部成層圏では夏季でも -70°C 、冬季には -90°C 付近まで気温が低下することがあるため、 $-90\sim 40^\circ\text{C}$ の範囲を測定できる必要がある。

2.3. 気圧

図 1 は、SP 気球が観測する重力波の気圧擾乱の振幅を水平波長と水平風擾乱の振幅の関数として表したものである。本観測における水平風速の要求精度は 0.5 ms^{-1} であることから、その約 3 倍の 1.5 ms^{-1} の水平風振幅を仮定すると、それに対応する気圧振幅は 15 Pa 程度、つまり 5 Pa 程度の測定精度があれば、PANSY レーダーで検出可能な重力波による運動量フラックスを SP 気球観測でも求められることがわかる。

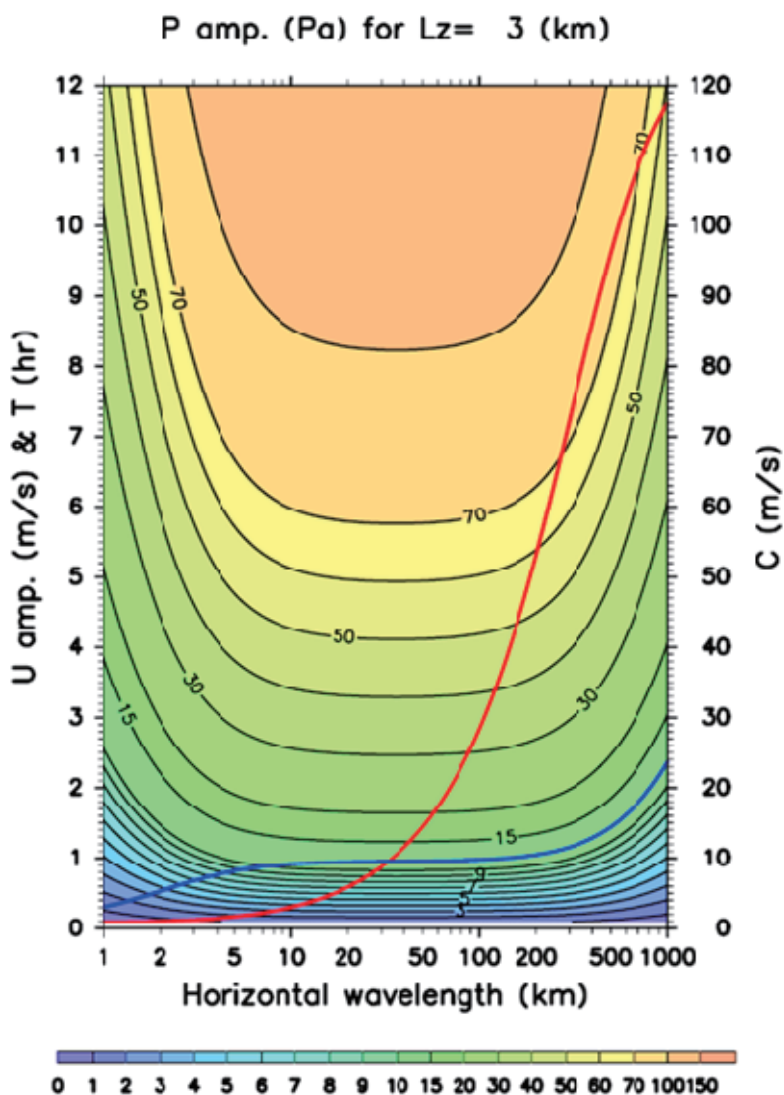


図1：水平波長と水平風振幅の関数として描いた重力波の気圧振幅 (Pa)。鉛直波長3 kmを仮定している。赤線は重力波のintrinsicな周期 (hr)、青線はintrinsicな位相速度 (ms⁻¹)。

3. 気球の飛翔高度と観測の実施時期・場所

PANSYレーダーを用いた研究により、南半球夏季の昭和基地上空の成層圏では、地形、対流圏内の気象擾乱、対流圏界面近傍のジェット気流等によって励起され上方へと伝播する重力波が卓越することが報告されている[21]。そのため、夏季の南極成層圏・中間圏へと運動量を輸送する重力波の特徴は成層圏内の1高度での観測である程度捉えられると期待される。一方、本計画を企画・実施するにあたっては、PANSYレーダーとSP気球観測の協同が大前提となっている。PANSYレーダーによる対流圏・成層圏における大気重力波の観測は高度約20 kmまでのため、高度20 km以下でSP気球観測の結果と組み合わせる必要がある。また、航空安全の観点から、高度18 km (60,000 ft) 以上では航空法上の制約が少ない。2005/2010年に実施されたVorcore/Concordiasiキャンペーンにおいても、後者の理由により高度19 kmでの観測を実施していることから、結果の比較のためにも高度19 kmでの観測が望ましい。さらに、南極昭和基地では、夏期間の地上気象条件がよく、なおかつ作業人員も十分確保することができる。以上の理由により、本計画ではSP気球観測を南半球の夏期間 (12-1月) に高度19 kmで実施する。

重力波の運動量フラックスの水平分布を取得するためには、南極域を広くカバーできるよう、で

きるだけ多くのSP気球観測を実施することが望ましい。しかし、本計画では予算および放球実施期間の制約があるため、2021年12月～2022年1月の間に最大3回のSP気球観測を実施することを計画している。

4. スーパープレッシャー (SP) 気球

本計画では、体積180 m³、耐圧性能1,200 Pa以上、10 日以上の気密性を有する気球で高度19 kmに3 kgのペイロードを10日以上にわたり浮遊させる。周辺の空気塊と共に等密度面を飛翔するため、空気塊の運動に沿ったその場観測が可能である。本計画を実現するために必要とされるSP気球の仕様は以下のとおりである。

- 1) 使用時に1,200 Paの差圧がかかるため、その倍の2,400 Paの耐圧性能を有すること。
- 2) 10日(=240時間)以上にわたる気密性能を有すること。
- 3) 3 kgのペイロードを搭載して高度19 kmに到達できる重量/体積比を有すること。
- 4) 要求時に速やかに気球を破壊して実験を終了できること。
- 5) 10日にわたる紫外線照射環境で材料強度の劣化が十分に小さいこと。

このような仕様を満たす小型SP気球の開発は、主にフランス、米国、日本で行われている。日本におけるSP気球の開発は、宇宙科学研究所により1990年代後半から進められてきた。その結果、ポリエチレン皮膜の気球にベクトラン製の網をかぶせることで耐圧性能の向上が[22]、ポリエチレン皮膜の気球の中にゴム気球を入れた二重膜構造とすることで気密性能の向上が実現し[23]、本計画で使用する小型SP気球の製作が可能となった。これらの技術を適用して試作した体積100 m³の気球では3 kgのペイロードを高度17 kmに飛翔させられる性能(耐圧性能(3,500 Pa)、気密性能(289 時間))が得られている[24]。今後、高度19 kmでの飛翔を実現するために気球をひとまわり大きくするとともに、放球方法や破壊方法の確立を進め、LODEWAVEに使用するSP気球を製作する。

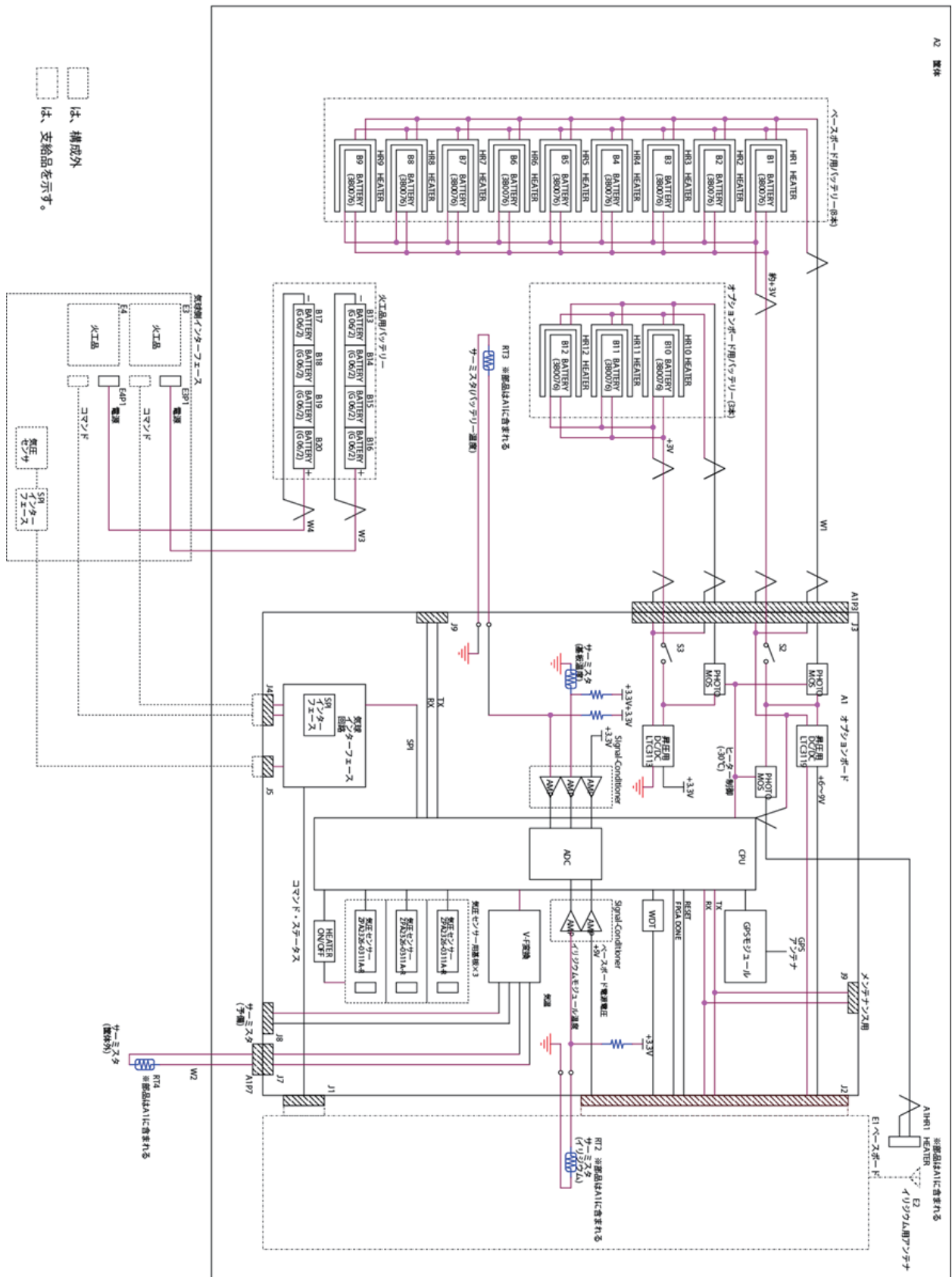
5. 気球搭載用機器

本計画で使用する気球搭載用機器は、SP気球に吊り下げられ、その場の三次元的な位置情報、気圧、気温を30秒ごとに収集し、7.5分に一回、イリジウム衛星経由でデータを転送する。また、地上オペレーターからのコマンドをイリジウム衛星経由で受け付け、気球破壊、ヒーターのON/OFF等を実施する。搭載用機器の総重量は3 kg以下とし、ICAO (国際民間航空機関) のルールで軽気球として扱えるシステムとすることで航空管制による制限を緩和する方針でシステムの設計を行った。環境温度として、-90～40℃、大気圧として10～1100 hPaを想定している。以下にその概要を示す。

5.1. データ収集系・処理系

システムはCPUを搭載したデータ収集、処理ボード (以後、オプションボードと呼ぶ) と通信を行うベースボードから構成されている (図2)。前者は、新規に開発したボードで、GPS受信機からの信号をRS232Cシリアル通信で、気圧センサーの出力はSPIシリアル通信で、気温センサー (サーミスタ) は抵抗-周波数変換した後の周波数をカウンタで30秒ごとに計測する。CPUは7.5分に一回、テレメトリパケットを生成し、ベースボードへとRS232Cシリアル通信で伝送する。ベースボードは宇宙科学研究所大気球実験グループ (以降、大気球実験グループ) が開発した、イリジウム衛星との通信ボード (エンベデッドテクノロジー社製SBD-BASE-2011) [25] のハードウェアを利用し、ファームウェアを新たに開発したものを利用する。このボードは、SBD9602Nチップを用いてイリジウムショートバースト通信を可能にするものである。このボードではパケットを受け取ると、イリジウム衛星経由でデータを伝送し、地上系ではショートメールとして受け取ることができる。逆に、該当するアドレスにメールを送信することで、コマンドを送信することも可能である。通信ボードで受け取ったメールはCPUボードへと送られ、CPUボードではコマンドを解釈し、ヒーターのON/OFF制御、気球破壊等を実施する。なお、気球破壊用回路は、大気球実験グループが開発した回路を踏襲した2系統の独立したシステムが搭載されており、一方は上記コマンド、もう一方はコマンドでリセット可能なタイマーカッターとなっている。全システムの消費電力は0.9 Wであり、電力は一次電池で

供給する。サーミスタを搭載し、基板温度とバッテリー温度を測定する。システムの動作下限温度は-40℃であり、低温対策のためヒーターが用意されている。



5.2. センサー系

5.2.1. 気圧計

2.3節で示した通り、本観測における気圧観測では飛行する高度19 km (気圧60 hPa) の環境下で5 Paの絶対精度が必要であり、明星電気株式会社がゾンデ用に使用しているMEMS小型気圧センサー (Murata製XPA2326-0311A-R) を利用することを検討している。これはMEMS技術を利用したオンボードチップである。動作環境である60 hPaにおける性能を評価したところ、オーバーサンプリングし、かつ、3センサーの平均操作をすることで4 Pa程度の精度が達成できることは確認されている。一方で、個々のセンサーの較正が必要であること、較正が必要なレベルの温度依存性があること、といった問題があることも判明している。必要な較正を行うことで上記センサーで要求精度は達成できるが、同様の精度のMEMS小型気圧センサーは他社からも販売されており、よりよいセンサーの調査も進める。

5.2.2. 温度計

2.2節で示した通り、観測目的を達成するための要求仕様は、-90~40°Cの範囲を絶対精度0.3 Kで測定することである。この精度は、市販のラジオゾンデの温度センサーでオーバーサンプリングし、30秒平均することで達成可能な精度である。そのため、明星電気株式会社がゾンデ用に利用し、実績のある温度センサー (ガラスチップサーミスタ)、および、読み出し回路 (抵抗-周波数変換回路) を利用する。なお、ゴンドラからの熱の流入をさけるため、センサーはゴンドラの1 m下に吊り下げる。

5.2.3. GPS 受信機/アンテナ

2.1節で示した通り、観測目的を達成するための要求仕様は、水平位置精度で10 mである。明星電気株式会社がゾンデ用に利用し、実績のあるGPS受信機、アンテナ一体型のチップ (Position製GSU-121B) は水平位置精度が7.5 mであることから、これを利用する。

5.3. 送受信系

大気球実験グループが開発した、イリジウム衛星との通信ボード (エンベデッドテクノロジー社製SBD-BASE-2011) のハードウェアを利用し、ファームウェアを新たに開発したものを利用する。データ計測は30秒に一回実施する。イリジウムショートバーストデータは340 byteを一回の送信で伝送することが可能であり、現状の検討では7.5分ごとに伝送されるデータは255 byteに留まっている。また、コマンドは7.5分ごとのデータ送信の際に受け取る仕様とし、気球破壊の許可、実行等、10項目を予定している。

5.4. トランスポンダー

本計画で使用するペイロードは3 kg以下でICAOのルールでは軽気球として扱われるため、ATCトランスポンダーの搭載は必要ない。しかし、2019年7月に開催されたATCM (南極条約協議国会議) において、南極で運用するすべての航空機・無人機・気球にADS-B out system (指定波長の電波の送信により、自身の位置情報を周辺の航空機に知らせる機能のみを持つ機器で、数百g以下程度) の搭載を義務付ける提案 (working paper) が英国から出され、同年8月のCOMNAP (南極観測実施責任者評議会) の航空機安全に関する分科会で議論された。基本的に南極はICAO圏外のため法的な効力を持つルールはないが、各国が協議しながらICAOに準拠し、かつ航空機の運用を認可した国の法規に沿って運用するとともに、南極の状況にカスタマイズしたATCM・COMNAPで合意されたルールにも従っている。それらのルールに従わなくてもペナルティは無いが、航空安全を疎かにしているとみなされる恐れがある。そのため、本計画でもADS-Bを搭載するための検討を開始し、ペイロードへの搭載を予定している。

現在、日本国内ではADS-B搭載に必要な航空機IDが航空機以外には発行されていないため、国内では動作確認試験を実施することができない。そこで、ADS-Bを搭載したペイロードの送受信のみの地上試験を豪州で実施する予定である。豪州において航空機IDは、豪州南極局の共同研究者から申請することで取得可能である。

5.5. 機械設計

装置は -90°C の低温環境にさらされる。ゴンドラ内部を -40°C 以上に保つよう、保温性能を確保する設計とした。その結果、35 mm厚の発泡スチロールで構造体を形成することとした。図3に全体配置を示す。12本のバッテリー（ElectroChem社製BCX85）の上にボード類が載る構成となっており、大きさは275 mm x 140 mm x 235 mm、現状の質量は2890 gであるが、ADS-B送受信機の搭載に伴い100 g弱程度増加する見込みである。

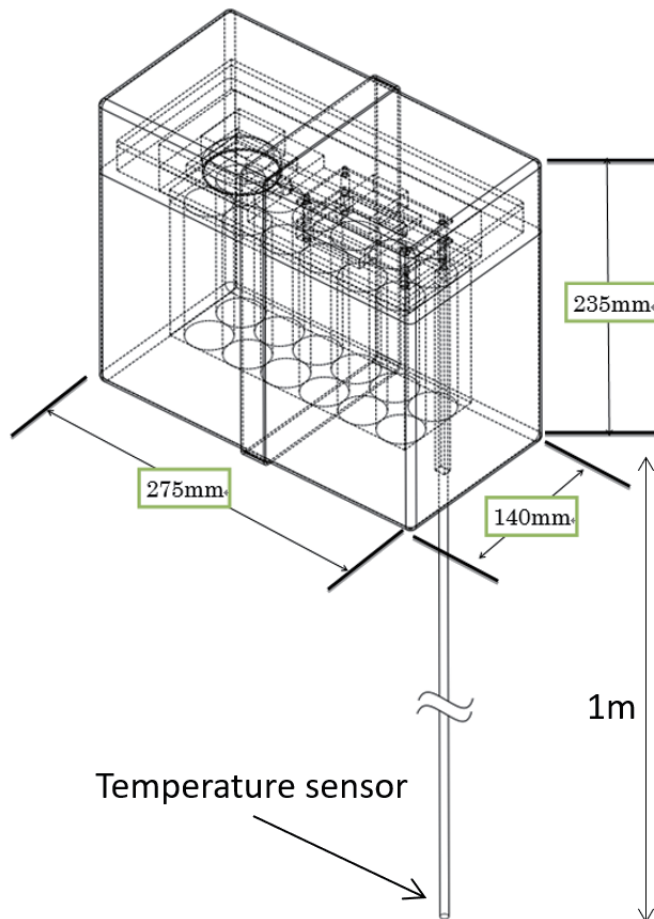


図3：気球搭載用機器の概観。内部の12本の円柱がバッテリー。筐体は上部の蓋と下部の本体部で構成される。

5.6. 熱設計

構造体の表面素材について、表1のように熱光学特性の観点でトレードオフの検討を行った。筐体（蓋）はGPSおよびイリジウム電波受信のためアルミニウム蒸着フィルムが使用できないことから耐候性塗装（白色）のままとしている。また、輻射放熱抑制のためバッテリー収納部内壁にアルミニウム蒸着フィルムを取付ける。

表1：構造体表面の検討（熱解析ツールによる解析結果）

項目	フィルムなし (耐候性白色塗装)	内外壁両面アルミニウム蒸着 ポリイミドフィルム	外壁片面アルミニウム蒸着 ポリイミドフィルム
太陽光吸収率 (α)	0.2	0.11	0.35
赤外放射率 (ϵ_H)	0.8	0.05	0.65
α/ϵ_H	0.25	2.2	0.54
評価	ϵ_H が大きく、太陽光入射有無に関わらず放熱過多である。	ϵ_H が小さいため放射放熱を抑制できる。太陽光入射時は $\alpha > \epsilon_H$ であるため高温になる。 <u>⇒極夜時の外装フィルムに適する。</u>	白色塗装と比較し、 ϵ_H が小さいため放熱を抑えられる。また、 $\alpha < \epsilon_H$ であるため、太陽光入射時の温度上昇を抑えることが可能。 <u>⇒極夜時以外の外装フィルムに適する。</u>

実験期間に相当する12～1月期は白夜に相当するため、外壁片面アルミニウム蒸着した場合について、ゴンドラ内部の温度が -40°C 以上となるようにヒーターをON/OFFするという想定の下、電力消費について検討した。ゴンドラからの放熱は対流によるものと放射によるものとが存在するが、60 hPa の環境下においては放射によるものが卓越していることがわかった。解析の結果、白夜時にはヒーターは不要であり、SP気球の設計性能を十分に上回る52日間の運用が可能であることが判明した。今後、製作した実機の試験を実施し、様々なモードでの消費電力を測定すると共に、真空恒温槽での熱試験を実施し、構造体の内外での温度差が設計どおりとなるか、といった確認試験を実施する。

6. 準備状況と今後の計画

6.1. PANSY レーダー

PANSYレーダー研究グループ（代表：佐藤薫）は、平成23年に南極初の大型大気レーダーとなるPANSYレーダーを昭和基地に設置し、数年の調整期間を経て、平成27年よりフルシステムによる3次元風速の高鉛直・時間分解能観測を開始した。現在も、通年フルシステム観測を継続中である。

6.2. 南極昭和基地での SP 気球観測

南極昭和基地でのSP気球観測は南極地域観測第IX期中期計画後半（第61～63次：令和1～3年度）の一般研究観測課題として採択され、第63次夏隊（令和3年12月～令和4年1月）での実施を保証されている。

観測装置については、高層気象観測に使用するラジオゾンデを製作している国内メーカーに開発を依頼しており、2019年度末に試験機を製作している。データ送信とコマンド受信に使用する通信機については、他の大気球観測でも使用されているイリジウム衛星との通信ボードを使用する。小

型SP気球については、2019年度に試作した体積100 m³の気球をもとにさらに開発を進め、LODEWAVEで使用する180 m³の気球を製作する。

6.3. 気球の航跡予測

気球の航跡予測のため、国立極地研究所粒跡線モデル（NITRAM）[26]を改良した等密度面粒跡線プログラムを作成し、気象再解析データを用いた航跡計算を実施した（図4）。夏季ではあるが、南極上空の下部成層圏は基本的に西風であり、空気塊は南極上空を東向きに周回する。しかし、冬季の極渦のような安定した強い西風ではないため、空気塊はしばしば南極大陸を離れ、南米上空等に飛来することがわかる。PANSYレーダーとの直接比較のためのデータは、放球直後に昭和基地近傍の南極大陸縁辺域を飛揚する期間に取得できるため、仮に気球が昭和基地近傍に戻ってこなくても問題はない。ただし、気球飛翔の可否については関係する各国と調整を行う必要がある。また今後、様々な条件での航跡計算を行い放球に適した条件を明らかにするとともに、気象データを自動で取得し、気球の位置情報を元に航跡予測を随時更新するシステムを構築する。

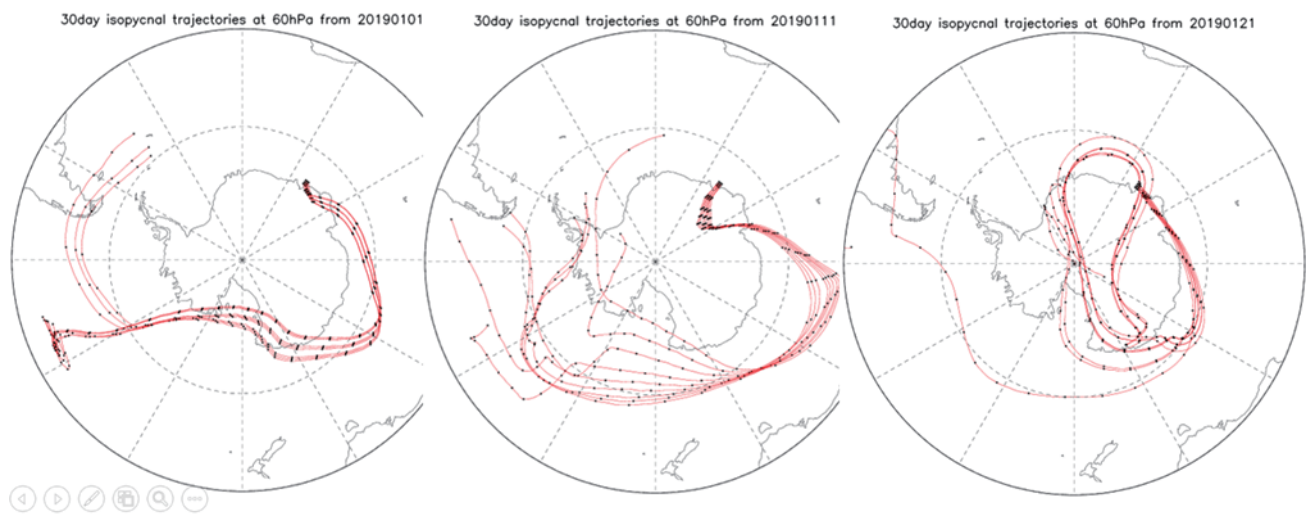


図4：昭和基地上空の60 hPa（高度約19km）に配置した9つの空気塊（69.0S±0.5 deg, 39.6E±1.0 deg）の2019年1月1日（左）、1月11日（中央）、1月21日（右）から30日間の前方粒跡線。黒丸は1日毎の位置を示す。

6.4. 放球時の気象条件

図5は、昭和基地における3年間（2016年4月～2019年3月）の地上風速データを用いて作成した、地上風速が3 ms⁻¹以下となる確率の季節・現地時刻断面である。昭和基地では、1月の現地時間で午後には5割以上の確率で風速3 ms⁻¹以下となっており、SP気球の放球に適した状態であることがわかる。

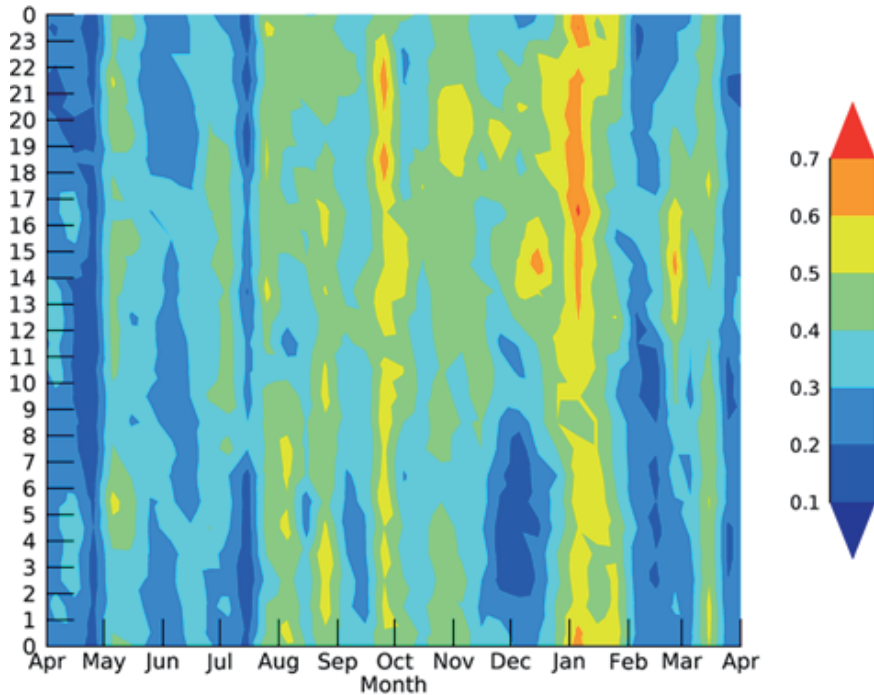


図5：昭和基地における地上風速が 3 ms^{-1} 以下となる確率の季節・現地時間断面。

6.5. 今後の計画

令和2年度の計画

- ・前年度に製作した試作機を用いて、SP気球搭載装置の地上試験およびデータ送受信に関する通信試験を行う。
- ・小型SP気球の放球手順を確立し、国内で習熟訓練を行う。
- ・日本国内および南極でのSP気球観測実施に必要な航空法上の手続きとフライトコントロールの方法に関する議論を行う。

令和3年度の計画

- ・豪州において、ADS-B搭載に必要な航空機IDを取得し、ADS-Bの送受信に関する地上試験を実施する。
- ・北海道大樹町の大樹航空宇宙実験場において、センサーおよび通信系の受信試験と放球手順の習熟のための国内試験観測を1回実施する。
- ・試験観測において不具合が発生した場合には、同年の昭和基地での観測が可能かどうか検討し、十分な試験期間を確保できない場合には次年度へ延期する。その場合は再度の国内試験を申請する。
- ・11月に日本を出発する第63次南極観測隊に夏隊員・同行者3名を派遣し、63次の他部門の隊員とも協力して、12月～1月の夏期間中に最大3回のSP気球観測を実施する。気球は最大2か月程度浮遊すると期待されることから、63次越冬隊と協力しつつ主に日本国内からフライト状況の監視とデータ取得を行う。

令和4年度以降の計画

本研究の科学目的を達成するため、以下の解析を行う。

- ・SP気球で得られる風速・気温・気圧データから、重力波の振幅や運動量フラックスを導出する解析システムを構築する。同解析システムにより、重力波波束の抽出や運動量フラックスの推定を行う。
- ・SP気球観測期間中のPANSYレーダーの3次元風速データを用いて、重力波の振幅や運動量フラックスの推定、振幅の確率密度分布等の導出を行う。SP気球が昭和基地近傍を飛揚している際の結果と比較し、整合性を確認する。
- ・SP気球観測期間中の気象再解析データ（欧州中期予報センターが提供するERA5）を取得し、PANSYレーダー観測と比較するための昭和基地上空のデータ、およびSP気球観測と比較するための

気球飛跡上のデータを抽出し、重力波の振幅や運動量フラックスの比較を行う。

- ・ PANSYレーダー、SP気球観測、ERA5それぞれのデータを用いて風速および運動量フラックスの周波数スペクトルを求め、重力波の周波数帯におけるスペクトル形状（べき乗側の傾き等）の違いを定量的に明らかにする。

- ・ ERA5で得られる各地点・高度における風速および運動量フラックスの周波数スペクトルに対して、上記の結果をもとにスペクトルの形状の補正、および低周波数（長周期）域における絶対値の補正を行い、運動量フラックスの3次元分布を求める（図6）。

- ・ 上記で得られた運動量フラックスの3次元分布から重力波による加減速を求め、ERA5中の加減速（陽に表現される重力波、重力波パラメタリゼーション、データ同化のインクリメントのすべてを加えたもの）と比較する。さらに、重力波解像大気大循環モデルとも比較する。

- ・ 振幅の大きい重力波イベントについてレイトレーシング解析を行い、重力波の波源を特定する。

- ・ 得られた重力波による加減速とERA5中の重力波による加減速の差が大きいときに着目し、その差を引き起こす波源との関係を調べる。その結果をもとに、それぞれの波源について、モデル中の重力波の効果をどのように改善する必要があるかを明らかにする。

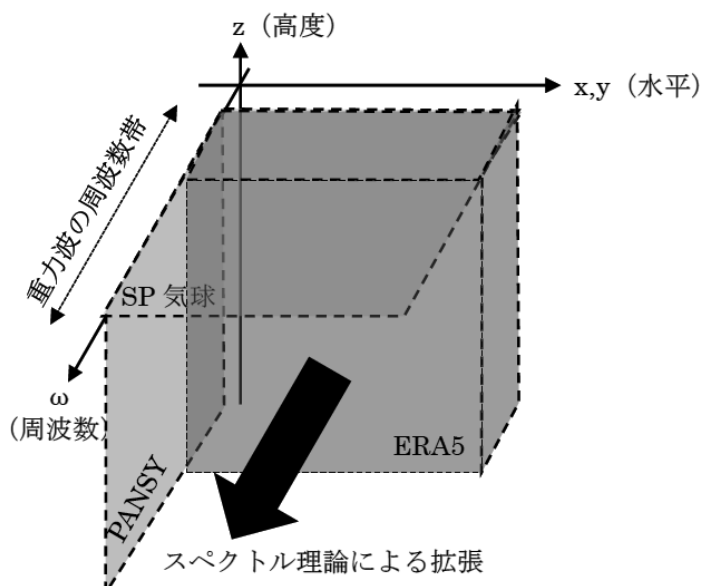


図6：重力波効果の3次元構造推定のイメージ。陰影はそれぞれのデータがカバーする領域・周波数帯。

7. まとめ

現在の気候モデルにおいて、大気重力波による運動量輸送を正しく表現できないことが将来予測における主要な不確実性の1つとなっている。特に、重力波は周期・水平波長帯が幅広く、その全体を観測できる手法は限られている。そこで、重力波の活動度が他の地域に比べて高い南極域において、全周期帯の重力波による運動量輸送の水平分布を得ることができるSP気球観測計画（LODEWAVE）を立案した。南半球の夏期間にあたる2021年度後半に南極昭和基地で最大3回のSP気球観測を実施し、高度19 kmの下部成層圏における重力波による運動量輸送の水平分布を明らかにする。さらに、最新の気象再解析データで得られる長周期の重力波による運動量フラックスに対して、SP気球観測で得られる重力波による運動量輸送の水平分布とPANSYレーダー観測で得られる鉛直分布を用いて拘束を課し、南極域における重力波による運動量輸送の3次元分布を推定する。それにより、モデル中の重力波効果の表現の定性的・定量的問題点を明らかにする。

さらに本計画では、観測装置の軽量化によりSP気球を小型化し、かつ取り扱いの容易な気球を開発することで、非専門家による観測を可能にし、将来の定常的な観測体制構築の第一歩とするこも目指している。定常的なSP気球観測により、南極域上空の様々な場所での気温や風速といった気

象データを準リアルタイムでかつ連続的に提供することができれば、南極域の数値予報も大きく改善されると期待される。

謝辞

粒跡線の計算には欧州中期予報センター(ECMWF)により提供されたERA-Interim気象再解析データを使用しました。昭和基地の地上気象観測データは気象庁HP (<http://www.jma.go.jp/jma/menu/report.html>) より取得しました。本研究は、科学研究費補助金基盤研究(B)一般「先進的気球観測による南極域における大気重力波の確率的振る舞いの解明」(課題番号18H01276)を受けて行っています。

参考文献

- [1] Fritts, D. C., and M. J. Alexander (2003), Gravity wave dynamics and effects in the middle atmosphere, *Rev. Geophys.*, 41, 1003, doi:10.1029/2001RG000106, 1.
- [2] Alexander, M. J., et al. (2010), Recent developments in gravity-wave effects in climate models and the global distribution of gravity-wave momentum flux from observations and models, *Quart. J. Roy. Meteorol. Soc.*, 136, 1103-1124. doi:10.1002/qj.637.
- [3] Wright, C. J., et al., (2017), Exploring gravity wave characteristics in 3-D using a novel S-transform technique: AIRS/Aqua measurements over the Southern Andes and Drake Passage, *Atmos. Chem. Phys.*, 17, 8553-8575.
- [4] Ern, M., et al. (2018), GRACILE: a comprehensive climatology of atmospheric gravity wave parameters based on satellite limb soundings, *Earth Syst. Sci. Data*, 10, 857-892, <https://doi.org/10.5194/essd-10-857-2018>.
- [5] Hertzog, A., et al. (2012), On the intermittency of gravity wave momentum flux in the stratosphere, *J. Atmos. Sci.*, 69, 3433-3448.
- [6] Holt, L., et al. (2017), An evaluation of gravity waves and gravity wave sources in the Southern Hemisphere in a 7 km global circulation model, *Quart. J. Roy. Meteorol. Soc.*, 143, 2481-2495.
- [7] Jewtoukoff, V., et al. (2015), Gravity waves in the Southern Hemisphere derived from balloon observations and ECMWF analyses, *J. Atmos. Sci.*, 72, 3449-3468.
- [8] Geller, M. A., et al. (2013), A comparison between gravity wave momentum fluxes in observations and climate models, *J. Climate*, 26, 6383-6405.
- [9] Sato, K., et al. (2012), Gravity wave characteristics in the Southern Hemisphere revealed by a high-resolution middle-atmosphere general circulation model, *J. Atmos. Sci.*, 69, 1378-1396.
- [10] Butchart, N., et al. (2011), Multimodel climate and variability of the stratosphere, *J. Geophys. Res.*, 116, D05102.
- [11] McLandress, C., et al. (2012), Is missing orographic gravity wave drag near 60°S the case of the stratospheric zonal winds biases in chemistry-climate models?, *J. Atmos. Sci.*, 69, 802-818.
- [12] Tsuda, T., et al. (1990), Seasonal variation of momentum flux in the mesosphere observed with the MU radar, *Geophys. Res. Lett.*, 17, 725-728.
- [13] Sato, K. (1994), A statistical study of the structure, saturation and sources of inertio-gravity waves in the lower stratosphere observed with the MU radar, *J. Atmos. Terr. Phys.*, 56, 755-774.
- [14] Sato, K., et al. (2014), Program of the Antarctic Syowa MST/IS radar (PANSY), *J. Atmos. Sol. Terr. Phys.*, 118, 2-15.
- [15] Yoshiki, M., and K. Sato (2000), A statistical study of gravity waves in the polar regions based on operational radiosonde data, *J. Geophys. Res.* 105, 17995-18011.
- [16] Minamihara, Y., K. Sato, and M. Tsutsumi (2020), Intermittency of gravity waves in the Antarctic troposphere and lower stratosphere revealed by the PANSY radar observation, *J. Geophys. Res. Atmos.*, 125, e2020JD032543. doi:10.1029/2020JD032543.
- [17] Hertzog, A., et al. (2007), Stratéole/Vorcore -Longduration, superpressure balloons to study the Antarctic lower stratosphere during the 2005 winter, *J. Atmos. Oceanic Technol.*, 24, 2048-2061.
- [18] Rabier, F., et al. (2010), The Concordiasi Project in Antarctica, *Bull. Amer. Meteor. Soc.*, 91, 69-86, <https://doi.org/10.1175/2009BAMS2764.1>.
- [19] Hertzog, A., et al. (2008), Estimation of gravity wave momentum flux and phase speeds from quasi-Lagrangian stratospheric balloon flights. Part II: Results from the Vorcore campaign in Antarctica, *J.*

Atmos. Sci., 65, 3056-3070.

[20] Vincent, R. A., and A. Hertzog (2014), The response of superpressure balloons to gravity wave motions, *Atmos. Meas. Tech.*, 7, 1043–1055.

[21] Minamihara, Y., et al. (2018), Statistical characteristics of gravity waves with near - inertial frequencies in the Antarctic troposphere and lower stratosphere observed by the PANSY radar, *J. Geophys. Res. Atmos.*, 123, 8993-9010, <https://doi.org/10.1029/2017JD028128>.

[22] 斎藤芳隆、他（2014）、皮膜に網をかぶせた長時間飛翔用スーパープレッシャー気球の開発 (BS13-04 実験)、宇宙航空研究開発機構研究開発報告、RR-13-011, 35-60.

[23] 斎藤芳隆、他（2020）、皮膜の二層化によるスーパープレッシャー気球の気密性の向上、宇宙航空研究開発機構研究開発報告、RR-19-002, 9-24.

[24] 斎藤芳隆、他（2020）、LODEWAVE 実験にむけたスーパープレッシャー気球の開発(I)、宇宙航空研究開発機構研究開発報告、投稿中.

[25] 永田靖典, 柳瀬眞一郎, 山田和彦（2015）, 小型飛翔体実験におけるイリジウム衛星通信の活用とデータ配信システムの開発, 大気球シンポジウム: 平成 27 年度, isas15-sbs-012.

[26] Tomikawa, Y., and K. Sato (2005), Design of the NIPR trajectory model, *Polar Meteorol. Glaciol.*, 19, 120-137.

LODEWAVE 実験にむけたスーパープレッシャー気球の開発 (I)

斎藤 芳隆^{*1}, 泉 芙由美^{*1,*2}, 秋田 大輔^{*2}, 中篠 恭一^{*3}
松尾 卓摩^{*4}, 富川 喜弘^{*5,*6}, 橋本 紘幸^{*7}, 松嶋 清穂^{*8}

Development of a super-pressure balloon for the LODEWAVE (Long-Duration Experiment of gravity WAVE over Antarctica) (I)

SAITO Yoshitaka^{*1}, IZUMI Fuyumi^{*1,*2}, AKITA Daisuke^{*2},
NAKASHINO Kyoichi^{*3}, MATSUO Takuma^{*4}, TOMIKAWA Yoshihiro^{*5,*6},
HASHIMOTO Hiroyuki^{*7} and MATSUSHIMA Kiyoho^{*8}

ABSTRACT

Development of super-pressure balloons for the LODEWAVE is started. A 94 m³ super-pressure balloon NPB01-4 was developed for the first trial production and tested its capability in the pressure resistance and the gas permeability. This balloon is based on the technologies covering the polyethylene balloon with high-tensile net for the pressure resistance and setting a rubber balloon inside the polyethylene balloon for the gas permeability. For the ground inflation test, the balloon withstood the differential pressure of 3,400 Pa and kept positive differential pressure for 289 hours. These capability shows that the balloon can fly at the atmospheric pressure of 85 hPa for 289 hours with a payload of 3 kg. These results gave us the clear prospect for the development of the super-pressure balloon for the LODEWAVE. Following technical subjects to be solved were also found : 1. Development of slightly larger balloon to fly at the altitude of 60 hPa to meet the requirement from the mission, 2. Stable deployment, 3. Durability beyond 289 hours. In addition, for the flight operation, developments of the technique to measure the inner pressure, the launching procedure, and the termination device are necessary. We are going to solve these problems for the LODEWAVE.

Keywords: Scientific Balloon, Gravity Wave, LODEWAVE, Super-pressure Balloon, Membrane Structure

* 2020年12月1日受付 (Received December 1, 2020)

^{*1} 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 (Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency)

^{*2} 東京工業大学環境・社会理工学院 (School of Environment and Society, Tokyo Institute of Technology)

^{*3} 東海大学工学部 (School of Engineering, Tokai University)

^{*4} 明治大学理工学部 (School of Science and Technology, Meiji University)

^{*5} 国立極地研究所 (National Institute of Polar Research)

^{*6} 総合研究大学院大学複合科学研究科 (School of Multidisciplinary Sciences, The Graduate University for Advanced Studies)

^{*7} 藤倉航装株式会社 (Fujikura Parachute Company Ltd.)

^{*8} 松嶋技術士事務所 (Matsushima Consulting)

概要

南極域での大気重力波観測実験 LODEWAVE に向け、スーパープレッシャー気球の開発を進めている。体積 94 m^3 のスーパープレッシャー気球、NPB01-4 を試作し、その気密性能と耐圧性能を評価した。この気球はポリエチレン皮膜に高張力繊維の網をかぶせることで耐圧性能を向上させ、内部にゴム気球を入れて皮膜を二重にすることで気密性能を強化した気球である。耐圧性能は $3,400 \text{ Pa}$ 、気密性能は 289 時間にわたり正圧を保持する能力があることがわかった。これは、 3 kg のペイロードを搭載して、 85 hPa の気圧高度を 289 時間に渡って飛翔可能であることを示しており、開発の目処がたった。LODEWAVE で利用できる気球とするには、要求される 60 hPa の気圧高度を飛翔させるためにもうひとまわりの気球の巨大化、気球の展開の確実性、289 時間を越える耐久性、といった改良を加える必要があることも判明した。また、気球圧力の計測方法、気球の放球方法、気球の破壊方法の確立といった飛翔運用時に必要な技術の開発も必要である。今後、これらの開発を実施し、LODEWAVE で利用できる気球の開発を進める。

重要語：科学観測用気球、大気重力波、LODEWAVE、スーパープレッシャー気球、膜構造物

1 はじめに

南極域に小型のスーパープレッシャー気球を飛翔させ、大気重力波の空間分布を測定する実験計画 (LODEWAVE : LONg-Duration Experiment of gravity WAVE over Antarctica) が進められている [1]。大気重力波は、大気中の運動量輸送を担い、子午面循環の駆動を通じて温度・物質分布の決定に重要な役割を果たすことが知られている。地球シミュレータによる高解像度気候モデルでの大規模計算の結果からは、従来の気候モデルでは表現できない小規模な大気重力波の地球気候への影響と不確実性は、南極域において最大となることが判明しており [2]、南極域での大気重力波観測が、モデルによる現在気候の再現、将来気候の予測、短期的な数値予報のいずれにおいても重要である。しかし、大気重力波の空間スケールは数 km から数千 km、時間スケールは数分から数十時間と幅広く、あらゆる波長・周期帯の大気重力波を捉え、それらが遠隔に輸送する運動量やエネルギーを観測できる装置は南極域には存在しなかった。2011 年には南極昭和基地に大型大気レーダー PANSY (Program of the Antarctic Syowa MSTIS radar) が設置され [3][4]、全周波数帯の大気重力波の鉛直運動量フラックスを直接推定することができるようになったものの、観測結果は南極昭和基地上空の一点に限られている。

そこで、南極上空にスーパープレッシャー気球を飛翔させ、大気重力波の運動量輸送の水平分布を明らかにし、PANSY レーダーとの同時観測による三次元的な挙動の理解を目指す LODEWAVE を計画している。この実験では、南極の夏季にスーパープレッシャー気球を高度 19 km (大気圧 60 hPa) に飛翔させ、 3 kg 程度の小型気球の範疇に入るペイロードによって気球の高度、気圧、および気温の時間変化を精密計測することで大気重力波の観測を実施する。

スーパープレッシャー気球は、気球内部の圧力を常に大気圧よりも高く保つことによって、昼夜の浮力変動を防ぎ、長時間の飛翔を可能にする気球である。小型スーパープレッシャー気球による気象観測は CNES の得意とするところであり、たとえば、2010 年には Concordiasi キャンペーンが実施されている [5]。しかし、これらの観測で使用されたペイロードは 20 kg 以上、スーパープレッシャー気球は直径 10 m 前後あり、スーパープレッシャー気球の取り扱いに習熟した CNES 大気球グループのメンバーが

数名参加しなければ観測を実施することができなかった。また、1回のキャンペーン実施に数百万ユーロの予算を必要とするため、定常的な観測の実施は不可能であった。もし、小型、軽量のシステムが開発できれば定常的な観測が可能となり、数値予報も大きく改善されるはずである。

我が国においてスーパープレッシャー気球の開発は、1990年代より精力的に進められており [6][7][8]、近年では、我々が中心となって皮膜に網をかぶせ耐圧性能を高める手法での気球の開発が進められてきた [9][10][11]。我々が開発を進めてきた気球は体積あたりの重量が小さく、軽い気球が製作できるのが特徴であり、同一高度の飛翔を小型の気球で実現することができる。さらに、2020年にはポリエチレン気球の内側にゴム気球を入れ二層化することによって気密性が高まることを見出された [12]。そこで、これらの知見を元に、LODEWAVEでの使用を念頭におき、体積 94 m^3 の小型、軽量の NPB01-4 気球を製作した。

本論文は、この NPB01-4 気球の特性評価結果を示すものである。次章に気球の設計、3章にゴム気球をポリエチレン気球の内側にいれて膨張させた試験、4章に耐圧試験、5章に気密試験、6章に破壊試験の結果を示し、7章で結果をまとめる。

2 NPB01-4 気球の設計

NPB01-4 気球の諸元を表 1 に示す。共に示した NPB001-8 気球は、ゴム気球を内側に入れて気密性を評価した初めての気球である [12]。ゴム気球を入れる前の状態では、この気球に空気を注入して $1,000 \text{ Pa}$ の差圧をかけた際のガス漏れ率は $4,000 \text{ Pa}\cdot\text{h}^{-1}$ であったのに対し、ゴム気球を入れたことでガス漏れ率は $3 \text{ Pa}\cdot\text{h}^{-1}$ に抑制され、400 時間以上にわたり正圧が保たれることがわかり、ゴム気球を内側に入れるという方式で気密性が高められることが示された。しかし、LODEWAVE 用にはより大型化し、高い高度の飛翔を可能にする必要がある。これまで、より大きな体積の気球としては、体積 106 m^3 の NPB01-2 気球を製作している。極部の設計に課題があったものの、 $1,800 \text{ Pa}$ の耐圧性能を $10 \mu\text{m}$ 厚のフィルムで達成している。

LODEWAVE 実験では 60 hPa の気圧高度に 3 kg のペイロードを飛翔させる必要がある。気球内ガスの昼間の圧力は夜間よりも 10% 大きくなると予想され、夜間には大気圧よりも 10% 高い圧力を有するように設計すると、耐圧性能として $1,200 \text{ Pa}$ の使用耐圧が必要とされ、2 倍のマージンをみて $2,400 \text{ Pa}$ の耐圧性能が必要となる。

これらの状況を鑑み、LODEWAVE に向けた気球の試作として NPB01-4 気球を製作した。NPB01-4 気球には以下の特徴がある。

- 気球頭部尾部の網端部はケブラーロープのリングに結合させ、金属のリングを用いないことで軽量化を行った。
- パネル数を 8 と最小にすることで、溶着線を最小化し、気球の製作コストを下げた。
- 強度や気密性の観点から $20 \mu\text{m}$ 厚のフィルムを用いることとした。これにより、気球重量は 1 kg 程度増加する。結果として、気球重量は 7.8 kg となり、 3 kg のペイロードを搭載すると 85 hPa の気圧高度を飛翔するに留まることとなった。 60 hPa を飛翔するには、この試験気球と比較して、体積にして 1.5 倍程度の大型化が必要である。
- 網線長とフィルム長を等しく設計した。これは、フィルムの余剰を少なくし、ポリエチレンフィルムとゴム気球の密着度を高めることを目的としたものである。大型気球、たとえば、NPB2-1 気球では、子午線方向のフィルムの長さを網線の長さよりも 3% 長くすることで、フィルムへの応力集

表 1: NPB001-8、NPB01-2、NPB01-4 気球の諸元

気球番号	NPB001-8	NPB01-2	NPB01-4
形状	かぼちゃ型	かぼちゃ型	かぼちゃ型
公称容積 (m ³)	9.3	106	94
直径 (m)	3.03	6.76	6.5
全長 (m)	3.97	8.86	8.5
高さ (m)	1.81	4.05	3.8
パネル数	18	12	8
最大パネル幅 (mm)	524	1768	2551
フィルム種類	ポリエチレン	ポリエチレン	ポリエチレン
フィルム厚 (μm)	10	10	20
ゴム気球重量 (g)	600	—	1,200
網線強度 (N)	415	415	415
縦ロープ数	402	603	804
網交点間隔 (mm)	101	101	103
赤道ロープ間隔 (mm)	48	71	48
弁座直径 (mm)	530	530	300
頭部尾部ロープ強度 (N)	11,000	11,000	11,000
気球重量 (kg)	9.8	19	7.8

中を避ける設計としている [13]。この気球では余剰がないことで耐圧性能が下がるものの、要求仕様は達成できると予想されるためこれを許容した。

- ポリエチレン気球の内部にゴム気球を入れ、気密性の向上を図った。ゴム気球は、次章での実験結果より、トーテックス社製 TA-1200(重量 1.2 kg) を利用した。

3 ゴム気球のサイズと膨張方法の検討

気球を試作する上で不明だったのが、内側にいれるゴム気球のサイズである。ゴム気球のサイズが小さければ、重量の観点からは優れるが、膨張に伴う破損のリスクが高まる。NPB001-8 気球内にはトーテックス社製ゴム気球 TA-600(重量 600 g) を入れたが、膨張させた際、ゴム気球の膨張が不均一であり、口管と逆側の膨張率が大きいことが見出されている。これはゴム気球とポリエチレン気球が滑らず、膨張の初期からポリエチレンに接触していた口管側の膨張が抑制されたためと考えられた。TA-600 は直径 7 m に達するまで膨張することが知られており、NPB001-8 気球が直径 3 m に過ぎないため、多少の不均一性は許容できるが、直径 6 m となる NPB01 サイズではゴム気球の不均一な伸びによりゴム気球がポリエチレン気球のサイズに達する前に破裂する可能性も考えられる。

そこで、NPB01-4 気球の製作に先立って、ポリエチレン気球内でゴム気球を膨張させた際の挙動を調査するため、NPB01-4 気球のポリエチレン皮膜のみを利用し、その中でゴム気球を膨張させる試験を実施した。この気球は、ポリエチレンフィルムが溶着されたものの、両極が未処理で、網もかぶっていない状態である。ゴム気球としては、TA-600 に換えて、TA-1200(重量 1.2 kg) を用いた。TA-1200 の子

午線長の初期値は 2.2 m であり、満膨張になった際はポリエチレン気球のサイズである 8.5 m まで伸ばされることとなり、その膨張率は 3.9 倍である。一般にゴム気球は 5 倍程度に伸びた場合に破裂するため、ゴム気球が均等に膨張するならば問題はないが、偏りの程度によってはより重く、より大きい体積まで膨張できるゴム気球を利用する必要がある。

3.1 ポリエチレン皮膜内でのゴム気球の膨張試験 (空気なし)

膨張試験は、2019 年 6 月 17 日に宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所先端宇宙科学実験棟気球組立室にて実施した。NPB01-4 気球の皮膜の片側の極を縛ってクレーンで吊り下げ、逆側の極から TA-1200 ゴム気球を挿入した (図 1)。ゴム気球にはあらかじめ子午線方向に 10 cm ごとにマークをつけ、口管の逆側から口管に向かって 0 番から 22 番まで番号づけを行った。口管が下になるため、上から順に番号が振られたことになる。気球の極部は開いていたが、頭部側はロードテープで縛ることで穴を小さくし、尾部側はゴム気球の口管をポリエチレン気球と一緒にたこ糸で縛ってポリエチレンフィルムとゴム気球の間に空気が入ることを防いだ。なお、ゴム気球に空気を注入する前に、ポリエチレン気球内の空気をできるかぎり排気した。

ゴム気球に空気をブLOWワで注入し、子午線長の残りが 1 m 程度となるまで膨張させ (図 2)、赤道以下のゴム気球のマークの間隔を測定した (計測 17-1)。この時点で、ポリエチレン気球の赤道部に最も近いゴム気球のマークは 9 番であった。ゴム気球のマークの中心値は 11 番であり、ゴム気球の上側 (口管から遠い側) の膨張率が大きいことが示唆される結果である。後に図 5 として示すように、ゴム気球のマークの間隔は口管に近いほど小さく、上ほど伸びが大きくなっており、測定できた最上部の 10-11 番の間においては 360 mm に達していた。

ポリエチレン気球の子午線長の設計値は 8.5 m であり、ゴム気球の 0 番から 9 番までが上半分を担うとすると、ゴム気球の伸びは平均的には 4.7 倍に達しており、上の方ほど伸びが大きいことを考慮すると、頭頂部では破裂の目安である 5 倍を越える可能性があった。そこで、気球の膨張をこの時点で停止させ、その状態でしばらく放置した。

一時間程度後、気球は小さくなっており、ゴム気球のマーク間隔を測定した (計測 17-2) ところ、それぞれの間隔は一時間前よりも小さくなっており、ガスが抜けたことが裏付けられた。気球に再度空気を注入し、一時間前と同程度の伸びになるまで膨張させ、再度、マーク間隔を測定した (計測 17-3)。計測の結果、伸びの不均一性が最初に膨張させた際よりも改善されることがわかった。ゴム気球をポリエチレン気球から取出し、マーク間隔の計測を行った (計測 17-4)。

取り出した TA-1200 ゴム気球 (ゴム気球 No.1) の開放空間での膨張試験を実施した。膨張の途中で 4 回 (計測 17-5、17-6、17-7、17-8) の計測を実施した。ポリエチレン気球内に入れた際と同様に口管の逆側の伸びが大きく、不均等な膨張が再現された。

3.2 ポリエチレン皮膜内でのゴム気球の膨張試験 (空気あり)

翌 2019 年 6 月 18 日に同じ場所でポリエチレンフィルムとゴム気球の間に空気を入れた場合の膨張試験を実施した。これは、間に空気を入れることでフィルムとゴム気球の摩擦を減らすことを狙ったものである。体積 1 m^3 の空気をつめることを目標とし、ゴム気球とポリエチレン気球の間にブLOWワで 22 秒間 (ブLOWワの流量は $2.7 \text{ m}^3/\text{min}$)、空気を注入した (図 3)。前日と同様にゴム気球を挿入し、ブLOWワでゴム気球に空気を注入した。ゴム気球は前日利用したゴム気球と異なる新品を用い、前日の試験と同様にあらかじめ子午線方向に 10 cm ごとにマークをつけ、口管の逆側から口管に向かって 0 番から 22



図 1: クレーンで吊り下げた NPB01-4 の皮膜。

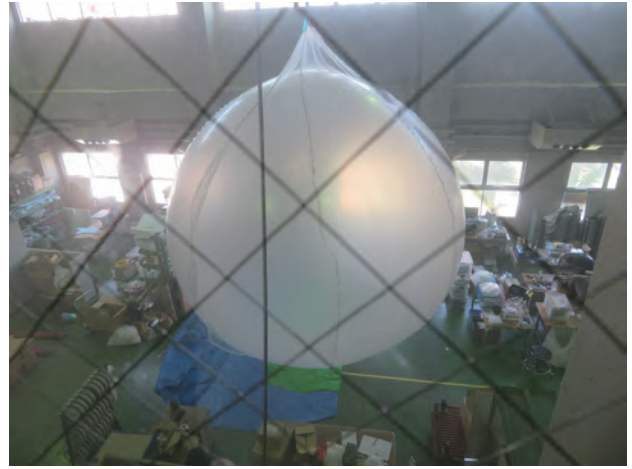


図 2: 最大膨張状態の気球 (間の空気なし)。



図 3: 間に空気を注入した NPB01-4 の皮膜。



図 4: 最大膨張状態の気球 (間に空気あり)。

番まで番号づけを行った。膨張の様子を前日と比較するとゴム気球とポリエチレンフィルムの間に空気の層があるため、より滑らかにゴムとポリエチレンが滑っているように見受けられた。前日と同程度の伸びとなった時点で、ゴム気球のマーク間隔を測定した(計測 18-1)。膨張したゴム気球が吊り下げ点に概ね達することを確認し(図 4)、膨張を停止した。ここでゴム気球のマーク間隔を測定(計測 18-2)すると共に、ゴム気球の内圧を測定したところ、大気圧との差圧は 61 Pa であった。ゴム気球から空気を抜き、ゴム気球をポリエチレン気球から取出し、マーク間隔の計測を行った(計測 18-3)。

この試験で用いた TA-1200 ゴム気球(ゴム気球 No.2)の開放空間での膨張試験も実施した。ゴム気球を膨張させ、途中で合計 2 回(計測 18-4、18-5)の計測を実施した。計測 18-5 の時点でのゴム気球の内圧を測定したところ、大気圧との差圧は 48 Pa であった。また、膨張させた状態での計測終了後、ゴム気球から空気をぬいた後にも計測した(計測 18-6)。

3.3 結果の評価

図5、6にポリエチレンフィルムの中でゴム気球を膨張させた際のマーク間隔の子午線方向の依存性を示す。測定実施状況を表2にまとめた。子午線方向の距離は、ゴム気球の口管と逆側、吊り下げた際の頭頂からの距離となっている。図5が空気なし、図6が空気ありの結果である。それぞれの図中の水平な点線は、子午線長(計測17-3の場合は、NPB01-4気球皮膜の子午線長よりも1m短い7.5m、計測18-2の場合は8.5mとした)を22で割ることで求めた平均的なマーク間隔を示している。以下が読み取れる。

- 図5の空気なし、図6の空気ありの両方において頭部側に向って伸びが大きくなる。
- 計測された尾部側の伸びは平均的な伸びを下回っており、その分だけ頭部側が大きく伸びていることが予想される。
- 図5の空気なしにおいて、計測17-3の頭部側の3点の値を直線でフィッティングした線(図中の破線)は頭頂において500mmを越えており、頭頂部の伸びは破裂する目安の5倍を越える恐れがある。ただし、計測17-3は途中で空気を抜いている。
- 図6の空気ありにおいて、計測18-2の頭部3点の値を直線でフィッティングした線(図中の破線)は頭頂において500mm以下であり、頭頂部の伸びは破裂する目安以下に収まっている。
- 計測17-1と計測17-3を比較すると、一度しばませて再度膨らませた方が均一性が高くなっていることがわかる。
- TA-1200ゴム気球を入れ、ゴム気球とポリエチレン皮膜との間に空気を入れることで、ゴム気球はポリエチレン皮膜で定まる最大体積まで膨張可能であり、NPB01-4気球の中に入れるゴム気球はTA-1200が適当である。

破裂を防ぐためには、ポリエチレン皮膜とゴム気球の間に空気を入れるのが有効である。しかし、空気を入れたことにより、フィルムとゴム気球の密着性を悪くなるため、気密性能の劣化が懸念される。この評価は5章で実施する。

図7、8に膨張試験に用いたゴム気球を単独で膨張させた際のマーク間隔の子午線方向の依存性を示す。これらを見ると二つのゴム気球で依存性が大きく異なることがわかる。ゴムにはマリンス効果[14]とよばれる膜効果があり、一度伸ばされたところが伸びやすいことが知られている。両者の違いはこの効果を見ているものと考えられる。図9にこれらの結果を重ねて示す。膨張後の自然長をよくみると、大きく膨張させた箇所ほど大きくなっており、またNo.2の方がより均一であることがわかる。これは、No.2の空気を入れた実験の方がゴム気球のポリエチレン皮膜内での膨張が均一だったことを反映しているものと考えられる。

4 耐圧性能の評価

ポリエチレン気球内でのゴム気球の実験結果を受け、TA-1200ゴム気球をポリエチレン気球の内側にいれ、NPB01-4気球を製作した。この気球が正常に展開すること、2,400Paの耐圧性能を有することを確認する目的で耐圧試験を実施した。

4.1 耐圧試験その1

実験は2019年8月27日、藤倉航装船引工場風洞棟の横の駐車場(屋外)にて実施した。ここに隣接する風洞棟の屋上には、クレーンがあり、モノを吊り下げることができる。しかし、建物の壁からの張り

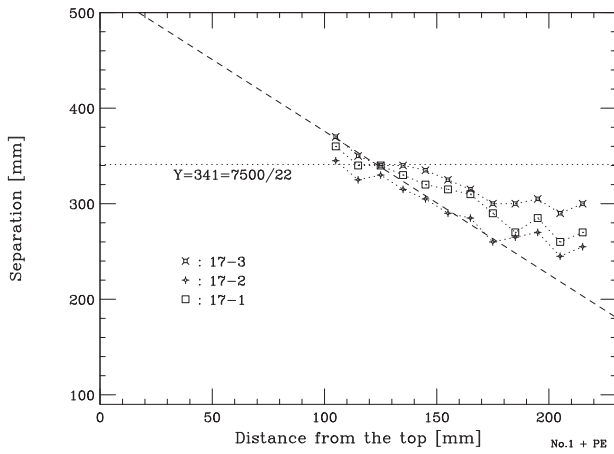


図 5: ポリ気球内のゴム気球 2(空気なし) の膨張

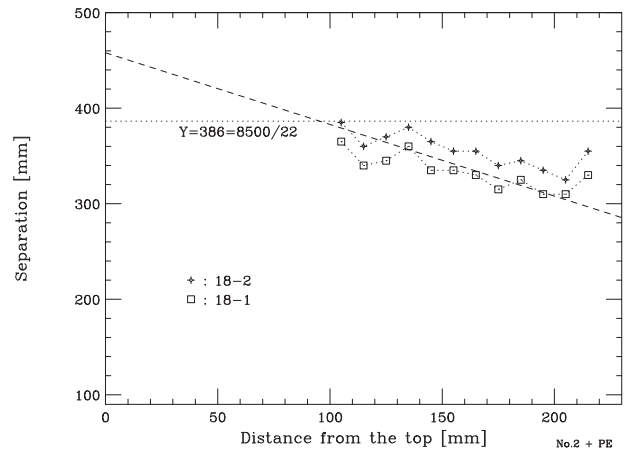


図 6: ポリ気球内でのゴム気球 2(空気あり) の膨張

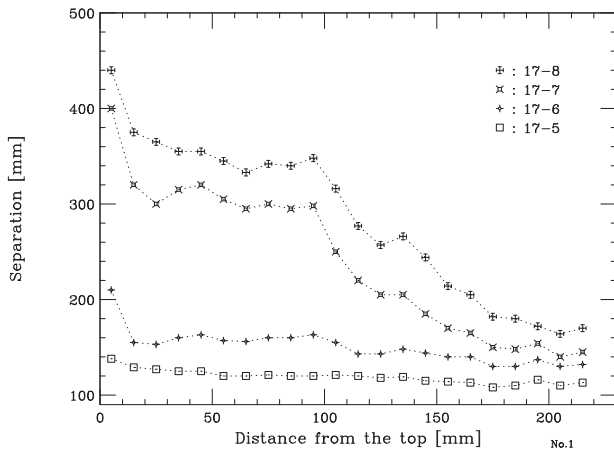


図 7: 開放空間でのゴム気球 No.1 の膨張

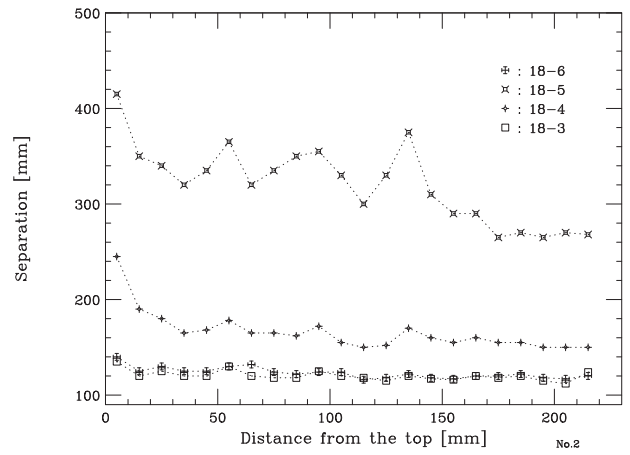


図 8: 開放空間でのゴム気球 No.2 の膨張

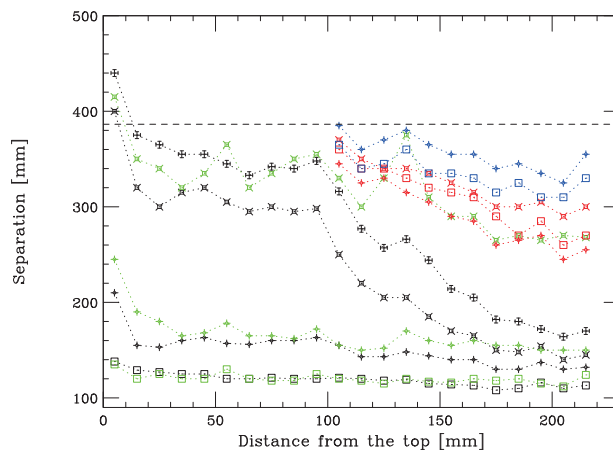


図 9: 様々な条件でのゴム気球の膨張。赤:図 5、青:図 6、黒:図 7、緑:図 8

表 2: ポリエチレン皮膜内でのゴム気球の膨張試験

項目	実施順	使用ゴム気球	測定状況
計測 17-1	1	No.1	子午線長 1 m を残して NPB01-4 気球皮膜内で膨張した状態、事前空気づめなし
計測 17-2	2	No.1	計測 17-1 の 1 時間後、空気が抜けている
計測 17-3	3	No.1	NPB01-4 気球皮膜内で再膨張、子午線長 1 m を残して膨張した状態、事前空気づめなし
計測 17-4	4	No.1	ガスを抜いた状態
計測 17-5	5	No.1	開放空間で空気を注入した状態
計測 17-6	6	No.1	開放空間で空気を注入した状態、計測 17-5 よりガス量大
計測 17-7	7	No.1	開放空間で空気を注入した状態、計測 17-6 よりガス量大
計測 17-8	8	No.1	開放空間で空気を注入した状態、計測 17-7 よりガス量大
計測 18-1	9	No.2	子午線長 1 m を残して NPB01-4 気球皮膜内で膨張した状態、事前空気づめあり
計測 18-2	10	No.2	NPB01-4 気球皮膜内でほぼ満膨張の状態、事前空気づめあり
計測 18-3	11	No.2	ガスを抜いた状態
計測 18-4	12	No.2	開放空間で空気を注入した状態
計測 18-5	13	No.2	開放空間で空気を注入した状態、計測 18-4 よりガス量大
計測 18-6	14	No.2	ガスを抜いた状態

出しは3 m程度しかなく、気球の半径が3 m程度であるため、気球の尾部を斜め横に引っ張ることで建物との接触を防いだ。このため、気球は斜めに吊り下げられる。

まず、尾部側からポリエチレン気球とゴム気球の間に1 m³程度空気を注入した。次に頭部側のガス注入口に圧縮空気注入用のチューブを挿入し、気球をクレーンから吊り下げ、圧縮空気を注入した(図10)。ゴム気球はポリエチレン気球に張り付くことなく展開し、空気を入れる有効性が確認された。

図11は70 Paの差圧が印加されたNPB01-4気球の側面から写真である。網にはそれなりの張力がかかっている状態となったが、網が不均一に展開していた。図12は頭部の、図13は尾部の写真である。網の一部はパネルの境界を乗り越えてしまっており、さらに加圧しても正常に展開するのは困難であるように思われた。そこで、気球から空気を抜いて実験を終了した。

この気球のパネル数は8であり、最大パネル幅は2,551 mmと広く、総網線数が804本であるから、パネル1枚には100本の網線(目の数では50個)が存在している。先に試験し、正常に展開したNPB01-2気球においては、表1にあるようにパネル数12、総網線数が603本であったから、パネル1枚には50本の網線が存在していた。網とフィルムとの結合はパネルの縁で行っているため、今回実施したNPB01-4気球の網とフィルムの固定は100本の網線に一回であったのに対し、NPB01-2気球においては50本の網線に一回と倍の頻度で行われていたことになる。NPB01-4気球の展開の不良は、固定間隔が広過ぎたことによるものと考えられる。さらにパネル数が少ないことにより、網を固定しているロードテープ部が外側に大きく出っ張り、そこに網がひっかかる、という問題も発生した。パネル数が少ないと、パネルの中央の長さにくらべ、パネルの端の溶着部の長さがより長くなる。結果として、溶着部が長くなるため、フィルムとロードテープが子午線方向に余り、出っ張ったものと考えられる。

さらに、網の偏りを助長させたのは、気球を斜めに引張ながら展開させたことであつた。展開には課題があるが、気球を鉛直に吊り下げ、膨張させることで、耐圧性能の評価は可能と考えられた。

4.2 耐圧試験その2

鉛直に吊り下げ、展開を補助することで耐圧特性を評価する実験を2019年10月3日、小野町町民体育館にて実施した。天井に十字にロープを張り、その交点に設けた滑車を介して気球を吊り下げ、ウインチにて上下できるようなセットアップを組んだ。差圧計(COSMO製DP-340 5 kPaレンジ)による気球の内外差圧、および、熱電対による気温の測定を行った。また、空気注入時から、水平3方向、および、天井からビデオカメラでの撮影を行った。

耐圧試験その1と同様に気球尾部側からゴム気球とポリエチレン気球の間に1 m³程度の空気を注入した(図14)後、頭部側から空気を注入し、直径2 m程度まで膨張したところで、気球を尾部側から吊り下げた(図15)。気球へのガス注入は、下に位置する気球の頭部側から継続して実施した。

最初、気球を横倒しにした状態で空気を注入したため、ポリエチレン皮膜と網が偏って配置していた。これは、耐圧試験その1で見い出された展開の不具合につながる課題である。今回は、手でポリエチレン皮膜を引張り、適正な位置に配置しなおすことでこれに対応した。

気球は図16のように満膨張となった。ロードテープの周辺では網の目からのフィルムの張り出しが大きく(図17)、逆に、パネルの中央付近では網の目からのフィルムの張り出しがあまり見られない(図18)。パネル形状が近似形であり、ロードテープのあるところで子午線方向のポリエチレンフィルムの余剰が大きいためと考えられる。そもそも、この気球は、パネル数が8と少ないため、ロードテープのある皮膜の継ぎ目の子午線長とパネル中央の子午線長との長さの違いが大きい。フィルムが張り出している部分には、ゴム気球とポリエチレン皮膜の間に空気が入っており、密着することで気密性を保つという点からはこの張り出し部は不利である。



図 10: 気球頭部から空気を注入

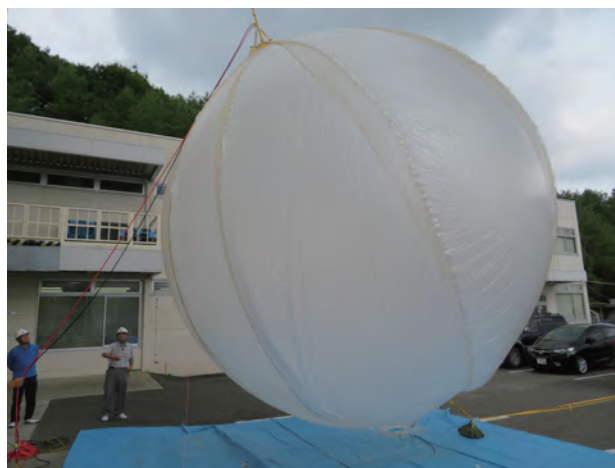


図 11: 70 Pa 印加時の気球の網の偏り (側面)



図 12: 70 Pa 印加時の気球の網の偏り (頭部)



図 13: 70 Pa 印加時の気球の網の偏り (尾部)

表 3: 赤道長と子午線長

時刻	圧力 [Pa]	赤道長 [mm]	子午線長 [mm]
13:35	310	19,574	8,364
13:44	360	19,637	8,364
13:46	520	19,760	8,386
13:54	710	19,863	8,396
14:01	870	19,932	8,413
14:10	1,070	20,008	8,434
15:46	740	19,936	8,410
15:48	1,070	20,018	8,438

表 4: 1,070 Pa 印加時のパネル幅

パネル番号	幅 [mm]	パネル番号	幅 [mm]	パネル番号	幅 [mm]	パネル番号	幅 [mm]
1	2,496	2	2,480	3	2,476	4	2,510
5	2,454	6	2,521	7	2,491	8	2,559

さらに加圧し、310、360、520、710、870、1,070 Pa と順に加圧し、各圧力で赤道長、子午線長を測定した。1,070 Pa の計測後、1 時間、加圧状態で放置した。この間、差圧は 1,070 Pa から 740 Pa へと減圧したが、気球の損傷は見られなかった。再度、1,070 Pa まで加圧して赤道長、子午線長、および、各パネル間隔を計測した。その後、加圧し、2,400 Pa を越えたところで減圧した。この時点では、パネル中央にもフィルムの張出しが見えており、パネル形状が近似形であることの影響が軽減されているように見える。その後、気球を吊り上げ、アンカーの荷重をかけて内部の圧力を高めつつ、ブロウワを逆回転させて空気を抜いた。

差圧の時間変化を図 19 に、赤道長、子午線長、および、パネル幅の計測結果を表 3、4 に示す。パネル幅の揺らぎは 2.4 % に滞っていた。赤道長、子午線長については、6 章で破壊試験の結果と共に述べる。

以上の試験により、2,400 Pa 以上の耐圧性能を有することが確認された。ただし、気球が確実に展開するように改良する必要がある。

5 気密試験

気球の気密性を評価する方法の一つは、空気で加圧し、圧力の時間変化を長時間に渡ってモニターすることであるが、10 m³ 程度の空間を長期に占有するのが課題である。今回は、南極への輸送物資の積み込みが完了した直後で空間のできた国立極地研究所の観測倉庫を利用した。

実験は 2019 年 12 月 11 日より実施した。この倉庫は中二階に 6 m × 7.2 m の格子状の梁が存在しており、その梁までの高さは 4 m であった。気球は満膨張になった際にはこの梁の下におさまるが、展開時にはより高くから吊り下げる必要がある。そこで、2 階の天井から格子状の梁を避けるように吊り下



図 14: 気球尾部から空気を注入。



図 15: 気球の吊り下げ。



図 16: 満膨張となった気球。



図 17: ロードテープ付近のフィルムの余剰。



図 18: パネル中央部。フィルムの余剰なし。

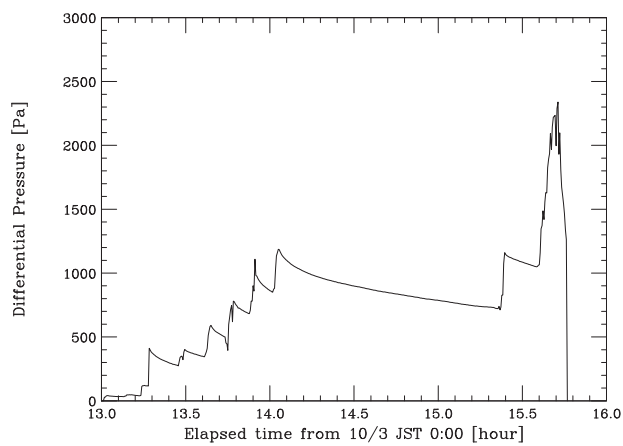


図 19: 差圧の時間変化

げ点を用意し(図20)、そこで満膨張させることとした。その場所は部屋の中央に位置するため、別途、長期間保管用の吊り下げ点を梁に用意した(図21)。

これまでと同様に、尾部から1 m³程度、空気を注入し、さらに、気球を尾部側から手で吊り上げ、頭部側から空気を注入した(図22)。大気圧との差圧が1,200 Paに達した時点で空気の注入を停止し、ガス注入口を圧力センサー(Setra 239、600 Paレンジ、および、3,000 Paレンジ)に接続し、気圧計出力、熱電対出力と共に1秒ごとにデータロガーGL500Aで記録した(図23)。また、おんどとり(TR-73U)を用いて、気圧、気温を20秒ごとに記録した。気球はタイムラプスカメラで1分ごとに撮影した(図24)。以後、12月20日に空気を追加で注入し、加圧する作業を行った他は、気球をそのままの状態では放置した。

12月24日の朝、内側のゴム気球が破裂していることに気付いた。タイムラプスカメラの映像(図25)から、12月23日16時21分頃に破裂していることが判明した。気球は差圧力ゼロの状態となっていたが、以後も形状を保っており、ポリエチレンフィルム部分の大きな損傷は見られなかった。翌日の12月25日に気球から空気をぬいて撤収した。

図26~28に得られた差圧、気圧、気温の時間変化を示す。図の点線は日付が変わったことを示している。差圧計測結果の233時間における不連続点は、加圧したことによるものである。この際、630 Paだった大気圧との差圧を960 Paまで増加している。12月11日15時の計測開始から12月23日16時に気球が破裂するまでの289時間、気球の差圧はすべて正圧であった。

時間変化はNPB001-8の際よりも大きかった。図26と図28をみると14~15時で気温が最大値をとり、また差圧も急激に上昇していることがわかる。図24は、14時の写真である。これをみると、ちょうど窓からの直射日光が気球に照射される時間に相当していたことがわかる。

図29に12月23日の差圧の時間変化を示す。点線は図25の撮影時刻に相当しており、この時刻の前後で差圧の値が不連続に40 Pa低下していることわかる。補遺Aに示すように、この差はゴム気球が半径3 mになった場合の差圧に相当している。

この気密性能をポリエチレン皮膜からのヘリウムガスの透過率で制限される気密性を文献[13]に倣って比較してみる。10 μm厚ポリエチレンフィルムのヘリウムガス透過率は、飛翔高度の気温である-60 °Cにおいて、350 cm³/m²·day·atm[13]であり、NPB01-4気球では倍の厚みである。20 μm厚ポリエチレンフィルムを利用しているので、ヘリウムガス透過率は、180 cm³/m²·day·atmである。この気球の体積は94 m³、表面積は104 m²であり1,200 Paの大気圧との差圧をもって飛翔する場合を考える。この場合、ヘリウムガスの絶対圧は7,200 Paであることを考慮すると、1日で放出されるガス量は、

$$350 \times 10^{-6} \times 104 \times 7200 / 101300 \times 1013 / 72 \times (273.15 - 60) / 273.15 = 2.8 \times 10^{-2} [\text{m}^3] \quad (1)$$

である。圧力に換算すると、

$$6000 \times 2.8 \times 10^{-2} / 94 = 1.8 [\text{Pa}] \quad (2)$$

となる。100日間飛翔しても圧力損失は180 Paに留まっている。したがって、気密性はヘリウムガスの透過ではなく、物理的な欠陥で律速されていることがわかる。

以上より、289時間にわたり正圧を保つ程度の気密性は有していること、その際にはゴム気球が破損しているため、より長期間の気密性を保つにはゴム気球の強度を改善する必要があることがわかった。今後、ゴムの耐候性やクリープ特性を常温常圧だけでなく、低温低気圧環境で評価し、ゴム気球の最適化を進める。



図 20: 膨張用吊り点

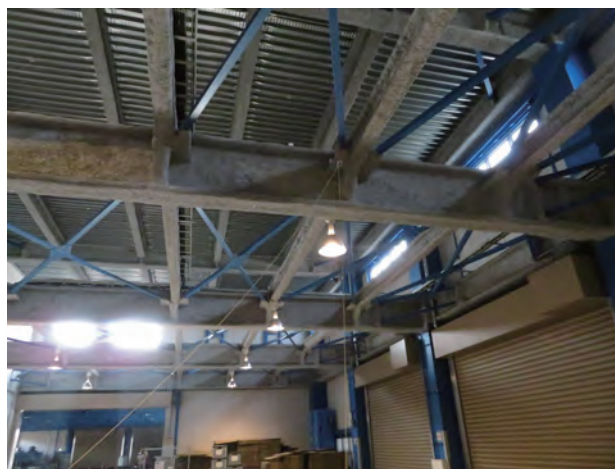


図 21: 保管用吊り点



図 22: 気球への空気注入



図 23: 満膨張になった気球



図 24: 保管状態の気球 (12/12 13:59 撮影)



図 25: ゴム気球破裂後の気球。ゴム気球が下にある。

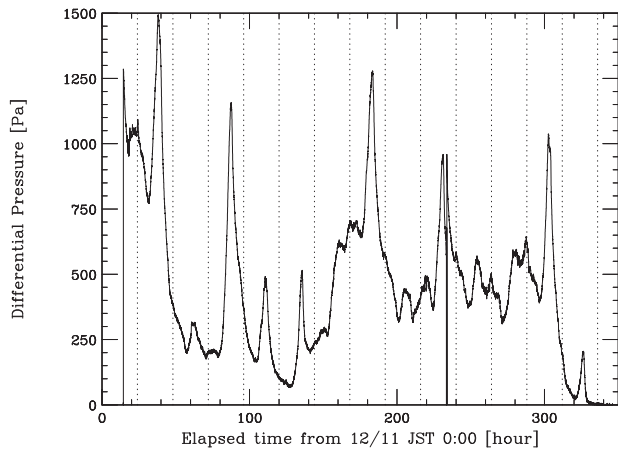


図 26: 差圧の時間変化

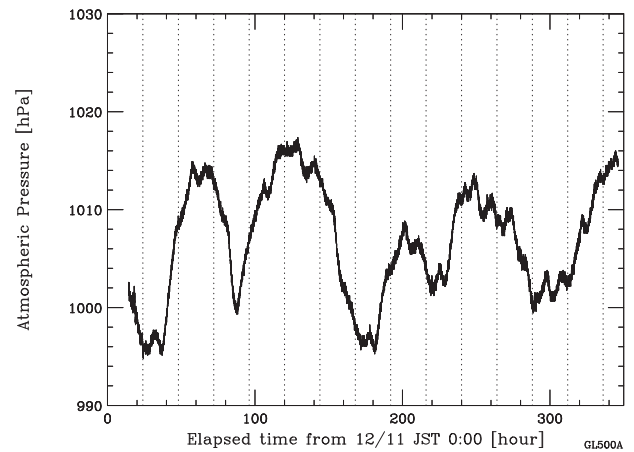


図 27: 気圧の時間変化

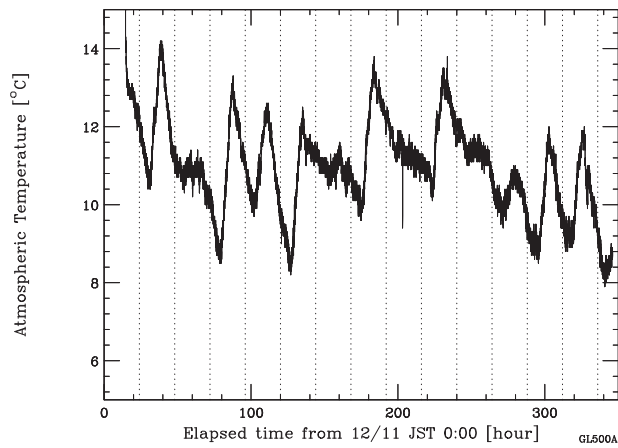


図 28: 気温の時間変化

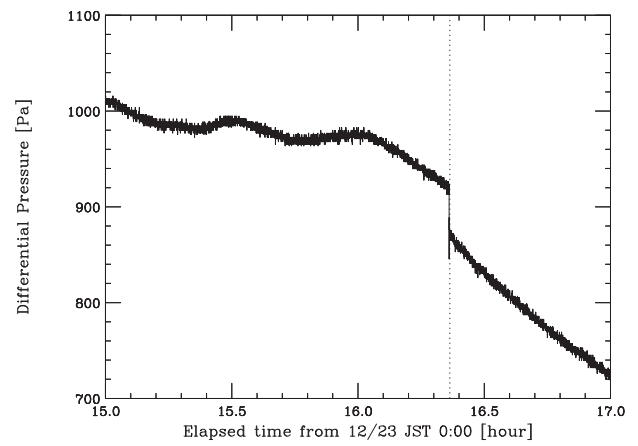


図 29: ゴム気球破壊時の差圧の時間変化

6 破壊圧の測定

先の耐圧試験では、2,400 Paの耐圧性能を有することが確認されているが、その破壊圧や破壊のモードが不明であり、使用圧の安全率が2以上としかわからない嫌いがあった。また、いずれの試験においても気球に注入したのは空気であり、浮力を有するガスを入れた場合の挙動は不明である。そこで、ヘリウムガスでの膨張と破壊圧を調べる実験を実施した。また、ポリエチレン皮膜部分のガス漏れを評価したこともなかったため、ゴム気球とポリエチレン気球の間にアンモニアガスをつめ、アンモニア試験も実施することとした。

実験は2020年3月19日、小野町町民体育館にて実施した。先の気密試験において内部のゴム気球が破裂したため、ゴム気球を新品に交換している。天井に十字にロープを張り、その交点に設けた滑車を介して気球を吊り下げ、ウインチにて上下できるようなセットアップを組んだ。データは、差圧計(COSMO製 DP-340 5 kPa レンジ)、および、熱電対による気温の測定を行った。ヘリウムガス注入時から、水平3方向、および、天井からビデオカメラでの撮影を行った。

気球の尾部側からアンモニアガスを含む空気をゴム気球とポリエチレン皮膜の間に1 m³程度注入した。当初の予定では、ヘリウムガスをゴム気球につめた後に立てあげておくことを考えていたが、圧力計測用のチューブを気球頭部に取り付けただけで、頭部側が重くなったため、立てあげは不可能と判断し、気球を頭部から吊り下げた状態でヘリウムガスを注入した。その後、ブロウワで空気を注入した(図30)。

気球は問題なく満膨張に達した。ポリエチレン気球の場合、ヘリウムガスをつめた場合は、気球の上部が先行して膨張することとなるが、この気球の場合、内側に入っているゴム気球で拘束されるため、球形を保ったまま体積が増えていく膨張が見られ、空気の場合と大きな違いは見られなかった。さらに加圧し、180、370、580、890、950、1,160 Paの各差圧で赤道長、子午線長を計測した。結果を表5に示す。1,160 Paの計測後、気球頭部、尾部の極付近のガス漏れ検査をアンモニア試験で実施し、顕著な漏れが見られないことを確認した。以後、加圧状態で一時間程度放置した(図31)。

再開時に差圧は1,160 Paから1,060 Paへと減圧していた。気球の赤道長、子午線長を計測した後、再度、1,160 Paまで加圧して赤道長、子午線長を計測した。その後、ブロウワにより加圧した。この際、圧力計測ポートがガスガイドの途中に位置し、かつ、気球までの流路が細かったため、送風時と停止時とで200 Pa程度の圧力差(送風時の方が高圧)が発生していた。そこで、気球の上下を反転させ、頭部を下に位置させ、気球頭部に直接小型ブロウワで送風するセットアップへと変更した。再度、加圧したところ、ここでも計測ポートが送風部にあったため、送風時と停止時とで90 Pa程度の圧力差(送風時の方が低圧)が発生していた。気球は3,400 Pa(送風時)で破裂した(図34)。

図32は、破壊した気球の尾部である。尾部側のロープリングが千切れたことで破損した(図33)。ロープリングは2500ポンド(=11,100 N)のケブラーロープを利用している。ロープの強度から推測される耐圧性能は4,100 Paであり、得られた耐圧性能3,400 Paはこれの83%にあたる。ゴム気球には損傷がなく、また、気球フィルムの破損も極の部分に限定されていた。

図35に子午線長と差圧、図36に赤道の周長から求めた赤道半径と差圧の関係を示す。これらの図には、2019年10月3日の耐圧試験で得られた値もあわせて示している。図中の破線は、網、およびフィルムの子午線長から求めたそれぞれの値を示している。実際には、網の目が開くため、図中の破線よりも小さな値となっており、これは網の目が開くことによるものと推測される。図37に赤道長と子午線長の関係を示す。両者の比はかぼちゃ型の場合、2.622であることが知られており、得られた値をみると、かぼちゃ型よりも子午線長が1%程度長い形状となっていたことがわかる。破壊試験時の方がより細長くなっていた傾向が見て取れる。



図 30: ブロウワによる空気注入。

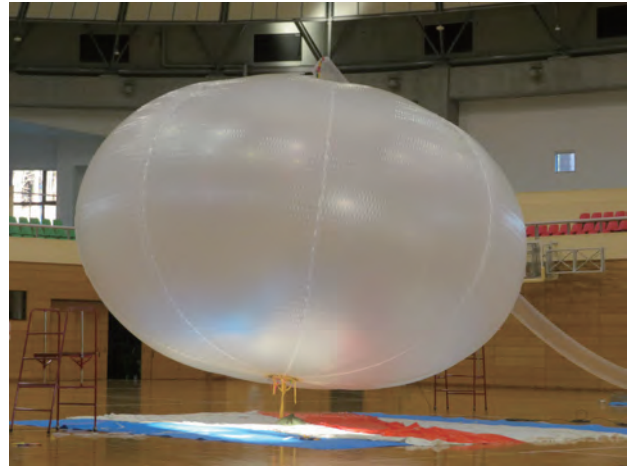


図 31: 1,200 Pa 印加時の気球。



図 32: 破壊した気球の頭部。



図 33: 破損した尾部側ロープリング。

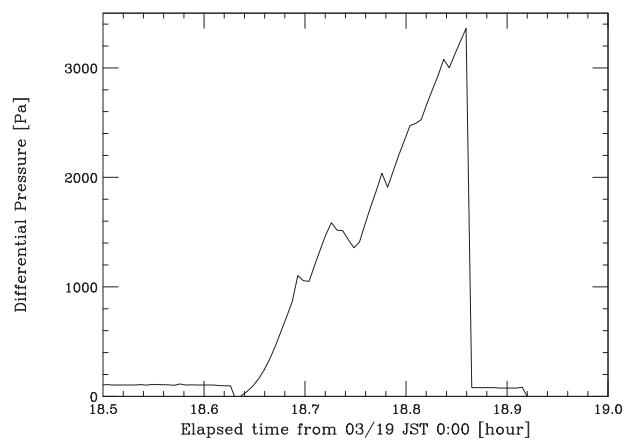


図 34: 差圧の時間変化。

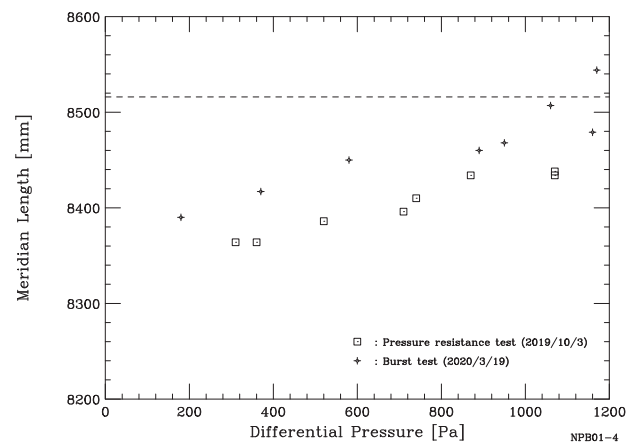


図 35: 差圧と子午線長の関係。

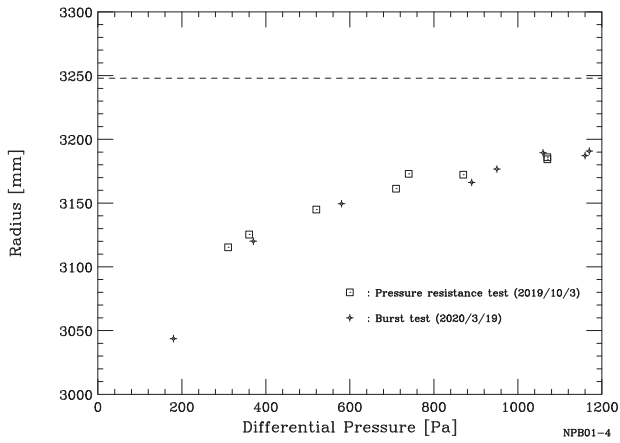


図 36: 差圧と赤道半径の関係。

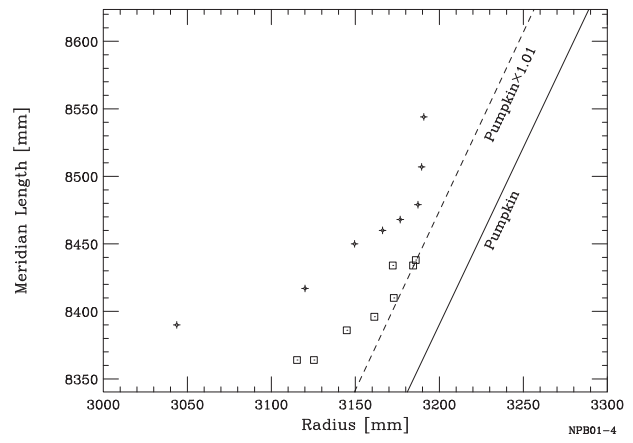


図 37: 赤道半径と子午線長の関係。

表 5: 赤道長と子午線長

時刻	圧力 [Pa]	赤道長 [mm]	子午線長 [mm]
15:04	180	19,124	8,390
15:16	370	19,604	8,417
15:24	580	19,789	8,450
15:34	890	19,894	8,460
15:38	950	19,960	8,468
15:45	1,160	20,026	8,479
17:00	1,060	20,040	8,507
17:20	1,170	20,048	8,544

7 まとめと今後の開発

LODEWAVE用のスーパープレッシャー気球を開発するため、体積 94 m^3 のスーパープレッシャー気球NPB01-4を試作し、その性能を評価した。この気球はポリエチレン皮膜に高張力繊維の網をかぶせることで耐圧性能を向上させ、内部にゴム気球を入れて皮膜を二重にすることで気密性能を強化した気球である。耐圧性能は $3,400\text{ Pa}$ 、気密性能は289時間にわたり正圧を保持する能力があることがわかった。これは、 3 kg のペイロードを搭載して、 85 hPa の気圧高度を289時間に渡って飛翔可能であることを示す。今後、LODEWAVEで利用できる気球とするには、要求される 60 hPa の気圧高度を飛翔させるためにもうひとまわり大きな気球とする、気球の展開の確実性を改善する、289時間を越えて性能を維持できるようにする、といった改良を加える必要があることも判明した。また、気球圧力の計測方法、気球の破壊方法、気球の放球方法の確立といった飛翔試験時に必要な技術の開発も必要である。これらの開発を実施し、LODEWAVEで利用できる気球の開発を進める。

謝辞

気球の耐圧試験、破壊試験にあたっては、藤倉航装株式会社の方々、気密試験にあたっては、国立極地研究所南極観測センターの高村友海さん、樋口 和生さん、柏木 隆宏さん、総合研究大学院大学の吉田理人さん、東京大学大学院理学系研究科の高麗 正史さんにお世話になりました。また、ゴム気球の特性に関しては、トーテックス株式会社の長船孝平さんに教えていただきました。本研究は、宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所宇宙工学委員会戦略的基礎開発研究「長時間飛翔用スーパープレッシャー気球の開発と実証」、科学研究費補助金基盤研究(A)「皮膜に網をかぶせた大型スーパープレッシャー気球に向けた基礎技術の開発」(課題番号17H01352)、科学研究費補助金基盤研究(B)「先進的気球観測による南極域における大気重力波の確率的振る舞いの解明」(課題番号18H01276)を受けて行っています。

A ゴム気球の半径と内圧の関係

A.1 ゴム気球の周長と内圧の測定

2019年1月にNPB001-8気球の内側に入れて膨張させたTotex社製TA-600ゴム気球を再利用し、順次、空気を注入して膨張させて、赤道周長と子午線長をロープで計測し、その時点での差圧を測定した。ゴム気球の伸びは一樣ではなく、子午線長を測定するべく定めた口管と逆側の頂点は移動し、また、赤道も測定に伴って移動しており、測定値の誤差は5 cm程度はあったと考えられる。

また、2019年6月18日に実施したNPB01-4気球のポリエチレン皮膜の中にTA-1200を入れる実験において、子午線長が7,048 mmの際の差圧が48 Paであることが測定されている。

A.2 ゴム気球の半径と内圧の理論計算

文献[15]、[16]の議論により、ゴム気球の半径と内圧との関係を求める。半径 R 、厚さ h のゴム気球がネオ・フック弾性(体積の変化しない変形をする性質)を有すると仮定し、ゴム膜の伸長に伴う内部エネルギーの増加が圧力差 ΔP による仕事と等しいとすると、

$$\Delta P = \frac{2Gh}{R} \left(\frac{1}{\lambda} - \frac{1}{\lambda^7} \right) \quad (3)$$

が導かれる。ここで、 λ は半径の倍率、 G はずれ弾性率である。TA-600の厚みは概ね120 μm であり、TA-600の測定結果にあうようにパラメーターを定めると、 $R=0.58$ m、 $G=0.4 \times 10^6$ Paと求まった。ゴムのずれ弾性率は、理科年表によれば、 $0.5 \sim 1.5 \times 10^6$ Paであり、得られた値は少し小さい。また、気球半径は、重量とゴムの厚みから球形を仮定して求めることもできる。口管の重量を60 g、密度を0.92 g/cm³とすると、 $R=0.58$ mとなり尤もらしい。データから R の値は単独で制限がつくが、 G と h は積でしか制限がつかない。すなわち、データからは $R=0.58$ mとなり、尤もらしい h として120 μm を選ぶと G の値は少し小さめの値になる、ということである。

これらの結果と共に、 R の値を気球重量の比の平方根でスケールさせて他のゴム気球の予測値と共に示したのが図38である。式3の第2項は気球が大きくなると無視でき、差圧はゴム気球の最初の大きさに依存せず、最初のゴムの厚みと弾性率、および、直径のみの関数となる。したがって、TA-1200の測定結果とも比較することができ、結果をよく再現できていることがわかる。

参考文献

- [1] 富川 喜弘、他 “南極域における大気重力波のスーパープレッシャー気球観測計画 (LODEWAVE : LOng-Duration balloon Experiment of gravity WAVE over Antarctica) ” 宇宙航空研究開発機構 研究開発報告 大気球研究報告, 2020, 投稿中
- [2] Geller, M. A., et al. “ A comparison between gravity wave momentum fluxes in observations and climate models” J. Climate, 26, pp.6383-6405, 2013
- [3] Sato, K., et al “Program of the Antarctic Syowa MSTIS radar (PANSY)” J. Atmos. Sol. Terr. Phys., 118, pp.2-15, 2014
- [4] Sato, K., M. Kohma, M., Tsutsumi, Y and Sato, T. “Frequency spectra and vertical profiles of wind fluctuations in the summer Antarctic mesosphere revealed by MST radar observations” J. Geophys. Res. Atmos., 122, pp.3-19, 2017

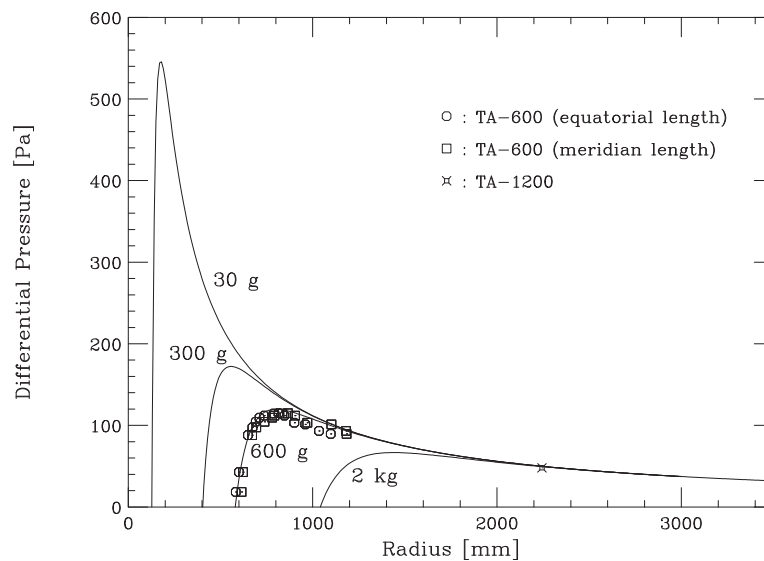


図 38: ゴム気球の半径と内圧の関係。

- [5] Rabier, F., et al. “The Concordiasi project in Antarctica” Bulletin of the American Meteorological Society, 91, 1, pp.69-86, 2010
- [6] 矢島 信之, “自然型気球基本特性 — 高耐圧気球実現のための再検討と新しい設計・製作法の試み —” 宇宙科学研究所報告,39, pp.1-22, 1999
- [7] 井筒 直樹、他, “スーパープレッシャー気球の開発と試験” 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-07-009, pp.1-22, 2008
- [8] 井筒 直樹、他, “俵型スーパープレッシャー気球の開発 ” 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 大気球研究報告 JAXA RR-10-003, pp.1-20, 2011
- [9] Saito, Y. et al. “Development of A Super-Pressure Balloon with a Diamond-Shaped Net” Adv. Space Res., 54, 8, pp.1525-1529, 2014
- [10] Akita, D. et al. “Development of a New Super-Pressure Balloon with A Net for High-Altitude and Long-duration Flights ” Trans. JSASS, Vol. 16, No.6, pp.470-475, 2018
- [11] Saito, Y. et al. “Recent Developments on the Super-Pressure Balloon with a Diamond Shaped Net — Ground Inflation Tests of Two 2,000 m³ Balloons —” Trans. JSASS, accepted, 2020
- [12] 斎藤 芳隆、秋田 大輔、中篠 恭一、松尾 卓摩, “皮膜の二層化によるスーパープレッシャー気球の気密性の向上” 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 大気球研究報告 JAXA RR-19-002, pp.9-24, 2020
- [13] 斎藤 芳隆、他, “皮膜に網をかぶせた長時間飛翔用スーパープレッシャー気球の開発 (大重量搭載用大型気球の開発)” 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 大気球研究報告 JAXA-RR-016-08, pp. 1-32, 2017
- [14] Mullins, L. “Effect of Stretching on the Properties of Rubber” Rubber Chem. Technol., 21, 2, pp.281-300, 1948
- [15] Ryogo Kubo, “Large Elastic Deformation of Rubber”, J. Phys. Soc. Jpn, 3, pp.312-317, 1948
- [16] 山口 哲生, “高分子弾性体 (2)”、ソフトマター工学・第 3 回 2019 年 5 月 7 日 <http://www.mech.kyushu-u.ac.jp/~design/lecture.html>

気球実験のための姿勢制御システムの開発

土居 明広^{*1}, 河野 裕介^{*2}, 山下一芳^{*2}, 佐藤 泰貴^{*1}

The development of an attitude control system for a balloon experiment

DOI Akihiro^{*1}, KONO Yusuke^{*2}, YAMASHITA Kazuyoshi^{*2}, SATOU Yasutaka^{*1}

ABSTRACT

An attitude control system for a balloon experiment using a telescope has been developed. This system was developed for the balloon-borne very-long-baseline interferometry (VLBI) experiment, and can be used for other balloon-borne missions of the altazimuth system. The azimuth control is achieved by using a pivot and a reaction wheel. For the elevation control, we experimentally adopt the Wallops Arc Second Pointer (WASP) concept, in which the effect of pendulum motion is reduced by placing a telescope on a shaft rotating at a constant speed. We carried out hanging tests at the assembly room in the Taiki Aerospace Research Field (TARF) on 2017. The azimuth and elevation residuals were stabilized to 0.015 deg and 0.016 deg (1σ), respectively. Under the pendulum condition, the elevation stability was within 0.02 deg, which was nearly independent on the amplitude of pendulum vibration.

Keywords: balloon, attitude control, pointing system, stratosphere, telescope, antenna

概要

望遠鏡を搭載しておこなう気球実験のための姿勢制御システムの開発をおこなった。このシステムは、電波望遠鏡を用いて成層圏にて very-long-baseline interferometry (VLBI) 観測をおこなう「気球 VLBI」ミッションのために開発された。他の経緯台式の望遠鏡ミッションにも使用できると考えられる。方位角制御は、ピボットとリアクションホイールの組み合わせで実現する。仰角制御には、振り子運動の影響を軽減させる NASA の WASP のコンセプトを実験的に取り入れている。2017 年、放球待機中の気球 VLBI ゴンドラを大樹宇宙実験場 (Taiki Aerospace, Research Field: TARF) の組立室にてクレーン懸架し、制御実験をおこなった。その結果、方位角・仰角それぞれの 1σ 安定度は 0.015 deg、0.016 deg であった。振り子運動環境下においても、振り子運動の振幅にほとんど依存せず、仰角安定度は 0.02 deg に収まった。

1. はじめに

気球実験のうち、望遠鏡の指向制御を要求する天文観測ミッションのフライト実験や潜在的需要は、かなりの割合を占める。NASA の気球実験では、方位角制御をおこなう Coarse Azimuth Pointing System や振り子運動を相殺する高精度指向制御をおこなう Wallops Arc Second Pointer (WASP)¹⁾ が天文ミッションに使用され、姿勢制御の開発経験のないユーザーも参入することができる。ISAS/JAXA が放球機会を提供する気球実験の歴史の中でも姿勢制御システムの開発がおこなわれ²⁾、主としてユーザーグループ自身が開発をおこなってきた。近年では、硬 X 線偏光観測気球実験 PHENEX³⁾、赤外線干渉計 FITE^{4,5)}、惑星観測用成層圏望遠鏡 FUJIN⁶⁾、宇宙線反重陽子探索のプロトタイプ実験 pGAPS⁷⁾等が国産の姿勢制御システムを個別に開発している。我々が現在進めている気球 VLBI ミッション⁸⁾でも、電波望遠鏡の指向制御をおこなう必要があったが、一般ユーザーに供給されるシステムは存在しておらず、ユーザーグループ自身による開発の必要性に迫られた。我々は、我々の気球 VLBI ミッション実現のための開発を通じ、将来の一般ユーザーにも利用可能となり得る姿勢制御システムを開発した。

* 2020 年 12 月 1 日受付 (Received December 1, 2020)

¹⁾ 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 (Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency)

²⁾ 国立天文台 (National Astronomical Observatory of Japan)

2. システムのコンセプトと構成

国内・海外ミッションの過去の実績・不具合や将来性を考察し、我々は以下のような条件を満たす姿勢制御システムを開発することにした。

- (1) ギアレス(ダイレクトドライブ)方式
- (2) 振り子運動による指向ずれを補償し得るメカニズム
- (3) デジタル制御モータードライバの採用
- (4) 姿勢決定系とのシンプルな汎用インターフェース

また、我々の気球 VLBI ミッションは経緯台式の望遠鏡マウントを採用している。その制御のために3つのアクチュエータを搭載することにした。

- (i) 方位角制御のための Reaction Wheel ("RW")
- (ii) RW の角運動量アンローディング機構 (より戻し機構 "PIVOT")
- (iii) WASP コンセプトを取り入れた望遠鏡仰角制御アクチュエータ

これらすべてのモーターに、Kollmorgen 社のダイレクトドライブモーターを採用した。モーターシャフトとステーターが別々に納入され、それを自前で設計/製造したモーターケースに設置した。磁力が極めて強力なため人力で作業することはできず、ステーターにシャフトを挿入する際には、室内クレーンを用いた。また、ベアリングも同時に挿入する必要があり、そのための万力も自作した。購入時に入っていた潤滑剤は洗い流し、成層圏環境で使用できるシリコングリース (Dow Corning Molykote 33 Light) に充填し直した。秒角エンコーダも同時に装着した。

モータードライバには、Elmo Motion Control 社のデジタルサーボドライバを採用した。これは過去のミッション PHENEX、pGAPS に使ったものである。モーターの事前チューニングでは自動で最適化の手順が進み、運用時にはシンプルなトルク命令値または回転速度命令値を RS-232C で送るだけで、モーターを駆動することができる。

気球 VLBI では、ビーム幅 ~ 0.6 度の電波望遠鏡を搭載する。指向ズレにより 10%のゲイン損失を許容すると、 0.1 度角の絶対姿勢角の精度の要求となる。ゴンドラ全体の重量は ~ 780 kg (バラスト込み)、方位角周りの慣性モーメントは ~ 150 kg m²、電波望遠鏡の仰角周りの慣性モーメントは ~ 15 kg m²である。RW 慣性モーメントは 0.727 kg m² である。RW にはダイレクトドライブモーター KBMS-17H03-D (Kollmorgen 社製、 $\phi 85$ mm、慣性モーメント 1.2×10^{-4} kg m²、重量 1.97 kg) を、PIVOT と仰角制御アクチュエータには、KBMS-43S02-B (Kollmorgen 社製、 $\phi 160$ mm、慣性モーメント 3.7×10^{-3} kg m²、重量 3.89 kg) を選定した。

2.1 PIVOT

PIVOT は、気球囊からぶら下がるフライトトレインとゴンドラの間を接続する方位角方向のアクチュエータである。気球 VLBI の PIVOT の特徴は、ダイレクトドライブ方式を採用している点である(図 1)。フライトトレインを介して、地上待機中では放球台クレーンから、フライト中は気球囊から外乱トルクが侵入し、より戻しモーターのギアが破損する強い懸念があった。また、ギアにはバックラッシュ管理の限界による精度の限界がある。そこで、NASA の PIVOT である Coarse Azimuth Pointing System と同様、ダイレクトドライブ方式を採用した。ギアがないため、モーターの電源を OFF にすれば完全にフリー回転となり、外乱トルクをゴンドラへ伝えることを選択的に防ぐことができる。駆動中に大きな外乱トルクが侵入しても、負けて回ってしまうだけで(ダイレクトドライブモーターの発生トルクはあまり大きくない)、機器への破損は生じない。

一方で、気球囊とは弱いトルクでしか拘束されないことは、例えば、上昇中に風車効果によってゴンドラの姿勢が制御状態へ復帰できないほどのスピン状態に陥るリスクを生む。そのため、メカニカルブレーキを付加した。また、ダイレクトドライブモーターには、必要なトルクを実現するためにより大きな重量と寸法を必要とするという欠点があるが、それを受け入れることにした。

この PIVOT の動力学的役割は、RW の角運動量をフライトトレインを通じて気球囊へ排出 ("アンローディング") である。ときに "より戻し機構" と呼ばれることがあるが、3章で述べるように、この PIVOT ではよりを戻す制御をおこなうわけではない。また、この PIVOT 自体には方位角制御をおこなう機能は

なく、それは RW で実現している。

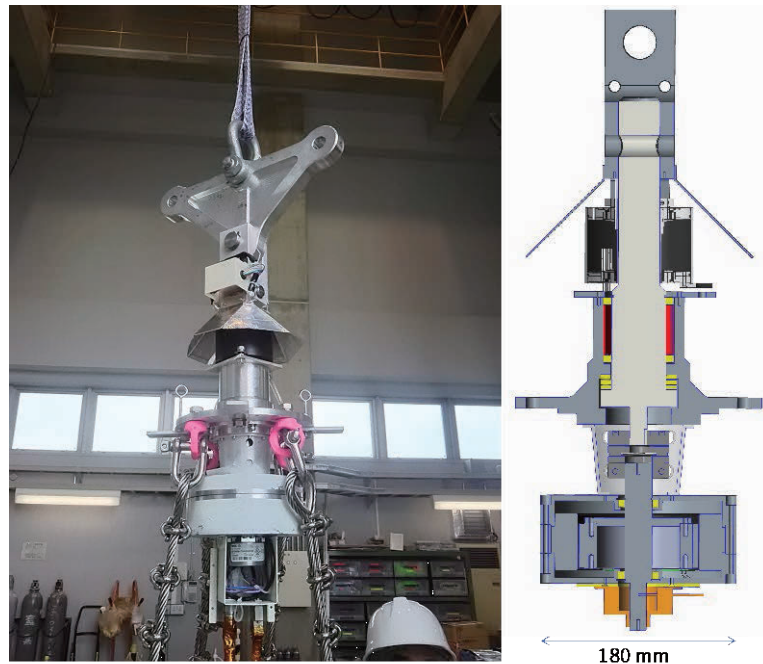


図 1: PIVOT 実機の写真と設計断面図。橙が角度エンコーダ、その上にダイレクトドライブモーター、黒がスリップリング。

2.2 リアクションホイール

気球 VLBI の RW は、 Gondola 全体の方位角制御を担う。他の気球ミッションのものに対して、特段の特徴はない。ただ、やはりダイレクトドライブモーターを採用している(図 2)。そのためギアのバックラッシュの問題からはフリーである。

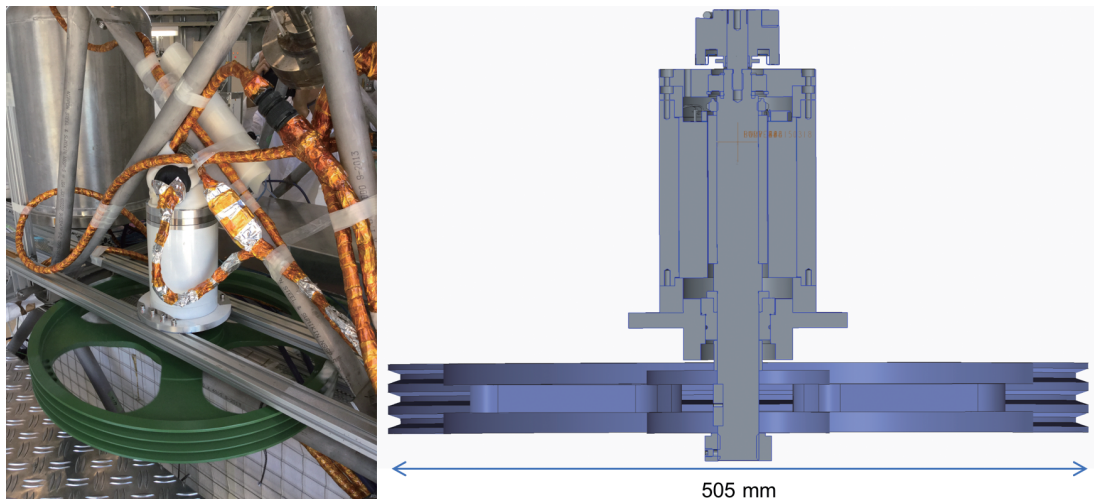


図 2: RW 実機の写真と設計断面図

2.3 仰角駆動アクチュエータ

上記の PIVOT と RW が Gondola 構体に設置され、Gondola 全体の姿勢制御を行うのに対し、気球 VLBI の仰角駆動は望遠鏡部のみを駆動する。特徴は、やはりダイレクトドライブ方式を採用している点である(図 3)。気球に吊られた Gondola は振り子運動の影響を受け、その上に乗った望遠鏡の指向もその影響を受け得る。振り子運動を打ち消すように制御をすると、ブランコを漕ぐように振り子運動が励振されるという原理的な問題が過去の他ミッションの気球実験でも考察されてきた。これは、制御の時間遅れにより望遠鏡の慣性がギアを介して Gondola に伝わるのが原因である。NASA の WASP システムでは、

低速・定速で回転する軸の上に乗せることで、静止摩擦からフリーになり、動摩擦の程度で望遠鏡を"浮かせる"コンセプトを採用している。そのために、カウンターウェイト等を用い望遠鏡の重心位置で仰角軸に乗せる。仰角駆動はダイレクトドライブモーターによって制御するため、ギアを介さない。ゴンドラに生じた外乱トルクは、望遠鏡にほとんど伝わらない。そのため、ゴンドラが傾いたとしても、望遠鏡の向きは慣性空間に留まり指向を維持し続ける。目標角から外れた場合にのみ、ダイレクトドライブモーターで補償的に制御する。気球 VLBI では、望遠鏡の仰角駆動にこの方式を採用した。よって、軸を低速・定速で回転させるための小モーター 2 基も別に設置されている。また、左右に分離した仰角軸のアライメント外れを吸収するために、片軸はキネマティックマウントの上に設置されている(図 3)。

振り子運動はピッチ・ロール両方向に生じ得るため、これを補償するためには、原理的に、振り子による傾斜を相殺する 2 軸と望遠鏡視野回転を相殺する 1 軸のアクチュエータが必要である。気球 VLBI では、望遠鏡の仰角にのみ WASP コンセプトを実験的に採用しているため、この課題に対しては完全ではない。ゴンドラのロール方向と望遠鏡の仰角の大きさに応じて指向残差が発生する(気球 VLBI ミッションの指向精度要求は 0.1deg 程度とそれほど高くないため、実質的な問題にはならない)。将来のより高精度指向を要求するミッションの場合には、2 軸ジンバルを適用する等の対処をする必要がある。

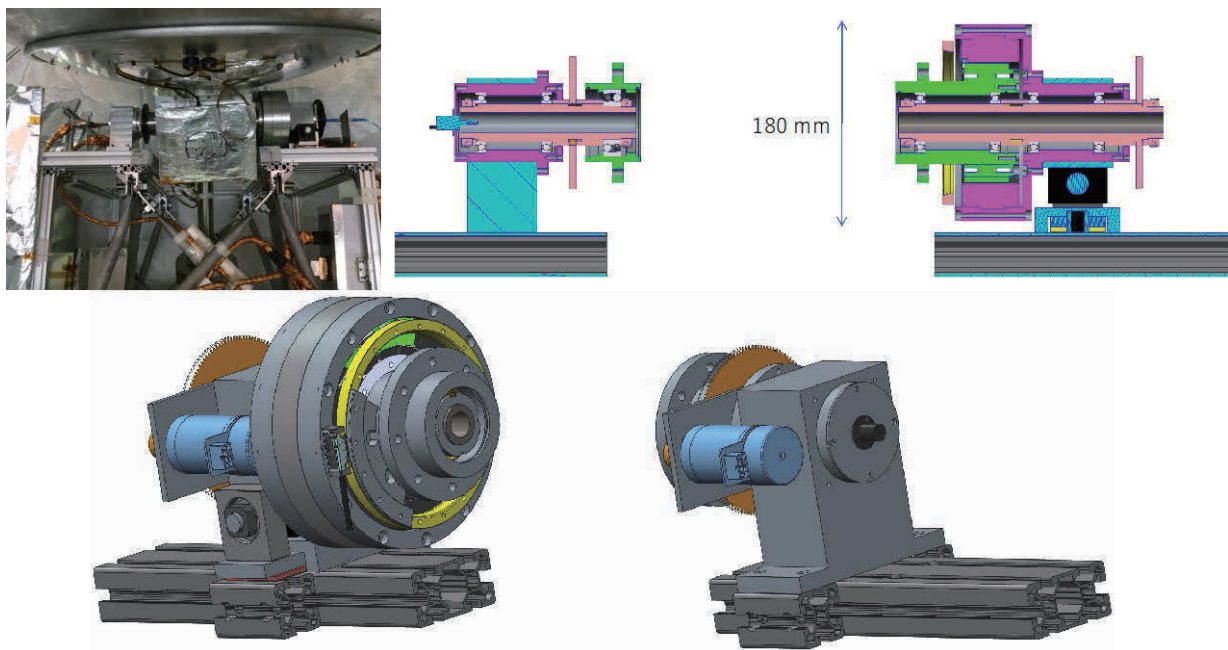


図 3: 仰角駆動機構の実機(左上)と設計断面図(右上)と 3D-CAD 図(下)。

2.4 姿勢制御コンピュータ

気球 VLBI の Operation PC for Attitude Control (OPC-AC) は、Raspberry Pi の Linux OS である。姿勢決定系コンピュータ Operation PC for Attitude Determination (OPC-AD) から 10 Hz で配信される [方位角残差、仰角残差] の 2 つの数値をイーサネットを受け取り、3 章で述べる制御則にてモーター指令値を C-プログラムにて計算した後、各モーターのモータードライバへトルク命令値または速度命令値を USB 端子に接続した RS-232C 変換ケーブルにて送信する。基本的に、この姿勢制御系は、姿勢決定系からのパケットが届かない限りは動作せず待機する。そのため、姿勢決定系からのパケットが例えば 15 Hz でやってくれば、姿勢制御系は 15 Hz で動作する(本論文では、2017 年におこなった 10Hz での実験結果を報告する。2019-2020 年には 20 Hz へ改修した)。よって、最大の制御レートは OPC の能力次第となる。イーサネット通信には UDP プロトコルを使用し、高速性と安定性を試験によって確認している。パケットロスに対しても誤動作につながらない。

このように、姿勢制御システムは対になる姿勢決定システムとは完全に分離しており、さまざまな構成の姿勢決定系と組み合わせることができるため、汎用性があると考えられる。

2.5 姿勢決定システム

2.4 節で述べたように、姿勢制御側は姿勢決定側のレートに合わせて動作する。本論文ではスコープ外のため詳述は避けるが、気球 VLBI には以下のような姿勢決定センサが搭載され、OPC-AD に接続されている。(1) 光ファイバージャイロ (Yaw)、(2) MEMS ジャイロ (Pitch, Roll, 仰角)、(3) 非接触エンコーダ (仰角)、(4) 加速度計 (Z 軸、望遠鏡指向軸)、(5) 地磁気計 (Yaw, Pitch, Roll)、(6) GPS コンパス、(7) 太陽センサ、である。気球 VLBI では主に、OPC-AD のプログラムの中で *complemental filter* を通し、ジャイロのドリフトを 3 軸地磁気計の出力で止めている (冗長として GPS コンパスまたは太陽センサが換わる)。地磁気計による姿勢決定は、地磁気ベクトル回りの不確実性が残るため、振り子周期より長い時間で地磁気計出力をフィルタリングし、重力ベクトルを求めて拘束条件を与えている。このように、姿勢決定における安定度は数秒角の精度のジャイロに依存し、絶対角の確度は 0.1 度角の精度の地磁気計に依存している。地磁気計は TARF の野外にある無磁気回転台を用いて校正され、上空環境でも運用手順を通じても校正される。

3. 駆動則

OPC-AC の中で動作する C-プログラムは、目標角からの残差 [方位角残差, 仰角残差] という 2 つの数値が OPC-AD からやってくるたびに、姿勢制御命令を計算してモータードライバに送信する、というループである。

3.1 方位角の制御則

ゴンドラ全体の方位角制御には、サブミリ波帯単一鏡気球ミッション BLAST⁹⁾ で用いられた制御則を採用している。RW へのトルク命令値 T_{RW} は、目標方位角からの残差 ΔAz 値を基に、*proportional-integral-derivative (PID)* 制御している。

$$T_{RW} = P_{RW}\Delta Az + I_{RW} \int \Delta Az + D_{RW}v_{\Delta Az} \text{ [Nm]},$$

ここで P_{RW} , I_{RW} , D_{RW} は比例項、積分項、微分項である。また、 $v_{\Delta Az}$ は方位角の回転速度である。トルク命令値を 2.5 Nm に制限している (最大電流 ~9.1 A)。トルク分解能は実質 ~0.0024 Nm である。また、RW の回転数が 250 rpm を超えている場合は、トルク命令値はキャンセルされる。

PIVOT 制御は、方位角方向の制御に直接用いられるわけではなく、RW の角運動量を気球囊へ流すためにおこなわれる。よって、OPC-AD からの姿勢決定値は用いない。OPC-AC 自身がモータードライバから取得する RW 回転数を用いる。具体的には、RW の回転数が、25 rpm になるように目指してフライトトレインをねじるよう、PD 制御則にて回転速度命令値 V_{PV} を生成する。

$$V_{PV} = P_{PV}(V_{RW} - V_{RW}^0) + D_{PV}a_{RW} \text{ [deg sec}^{-1}\text{]},$$

ここで P_{PV} , D_{PV} は比例項、微分項である。 V_{RW}^0 は RW の目標回転数、 a_{RW} は RW の回転加速度である。気球 VLBI の場合、最大回転速度命令値を 1.6 deg/sec にデフォルト設定しており、速度命令の分解能は実質 ~0.0016 deg/sec である。最大回転速度はコマンド運用によりより大きな値へ選択変更することができる。

3.2 仰角の制御則

仰角については、ゴンドラ全体ではなく、望遠鏡部分のみを駆動する。OPC-AD から配信されてくる目標仰角からの残差 ΔEL 値を基に、トルクの PID 制御で実現する。生成するトルク命令値 T_{EL} は、

$$T_{EL} = P_{EL}\Delta EL + I_{EL} \int \Delta EL + D_{EL}v_{\Delta EL} \text{ [Nm]},$$

ここで P_{EL} , I_{EL} , D_{EL} は比例項、積分項、微分項である。また、 $v_{\Delta EL}$ は仰角の回転速度である。トルク命令値は 2.5 Nm に制限している（最大電流 $\sim 4.8 \text{ A}$ ）。トルク分解能は実質 $\sim 0.0024 \text{ Nm}$ である。

4. 吊り状態での姿勢制御試験

2017年7月26日、大樹航空宇宙実験場の組立室にて、クレーンで吊った状態での姿勢制御試験をおこなった(図4)。このとき、気球 VLBI ゴンドラシステムはフライト時とほぼ同じ構成となっており、バラスト等も積載し総重量 789 kg の状態であった。RW 慣性モーメントは既知であるため(0.727 kg m^2)、予備的な動作試験をおこない、ゴンドラ全体の慣性モーメントは 154 kg m^2 と推定された。組立室のクレーンの揚程は 9.9 m であり、ゴンドラ重心までの吊り長は 8.8 m 、振り子運動の振動周期は 6.0 秒 であった。また、フライト中は幅広のラダータイプのフライトトレインで気球囊と結びついているが、ここではクレーンのフックは軸周り回転をしないように固定し、幅の狭いスリング1本で吊り下げることで、ねじりバネ(周期3分程度)の状況を模擬した。姿勢決定系/制御系の動作レートは 10 Hz であった。方位角および仰角の小角度ステップ応答を図5に示す。



図4: 姿勢制御実験の様子(手前の地上電波望遠鏡は VLBI の相手局となる別の干渉計素子)

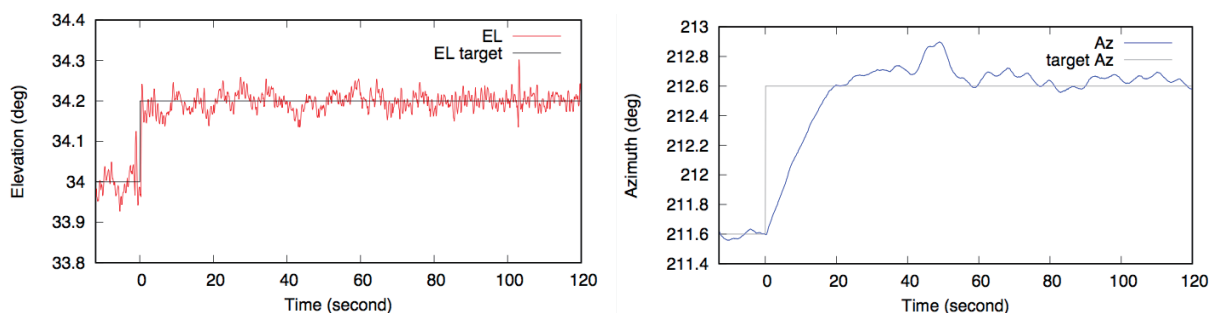


図 5: (左) 仰角 0.2 度角の変更プロファイル: 実績値(赤)および命令値(黒)、(右) 方位角 1.0 度角の変更プロファイル: 実績値(青)および命令値(黒)。

他に、様々な姿勢変更プロファイルを試験にかけたが、本論文では以下のマヌーバ結果を示す。

- [試験 1] 振り子運動環境下で電波望遠鏡で目標電波源の信号を受信しながら、方位角/仰角の小角度制御
- [試験 2] 方位角の大角度変更

4.1 試験 1

図 6 は、試験 1 の結果である。気球 VLBI ミッションの目標電波源である静止軌道衛星 IPSTAR (~19.7 GHz) に近い望遠鏡が向いて静定した状態で、仰角が乱れる方向 (Pitch 角方向) へ人間が手でゴンドラを一瞬押して振り子運動を付加して以降をプロットしたものである。その後、小さな仰角変更をおこなって電波信号を捉えた過程を示している。外気の風の影響を受けるが、静止衛星の電波を導入するためにシャッターを開けての実験であった。図 6(a) は方位角 (Az) と仰角 (EL) のプロファイルである。EL=35.1 deg の状態から 36.0, 34.6, 34.4, 34.2, 34.0 deg と探ってゆき、電波強度最大になったと思われる EL=34.2 deg に静定させた。方位角は Az=212.6 deg と当初から正しい方向で静定していたが、時刻 100 秒を過ぎたあたりで、方位角が乱れる方向へ人間が手で人為的な外乱を与えた。電波望遠鏡のビームが目標から外れたが、そこから元の方位に復帰してゆく様子が見て取れる (振り子振動に同期した振動が方位角残差に見られるが、ゴンドラの不完全な重心管理や設置誤差によりヨー軸ジャイロが吊り紐に対してわずかに傾いていることが原因で、ジャイロが振り子振動の一部を拾い方位角制御命令へ流れ込んだものと理解している)。図 6(b) は、目標仰角からの残差 ΔEL と、ゴンドラ側で計測したピッチ角である。試験直前に与えた人為的な外乱により、振り子運動がゆっくり減衰しながらも継続している環境となり、それがピッチ角の計測に現れている (100 秒過ぎ以降、振り子振幅が不連続に小さくなっているのは、方位角を乱すよう与えた人為的な外乱の影響である)。一方で、 ΔEL は姿勢変更時に少々乱れながらも、振り子運動の振幅の大きさにほとんど影響せず安定している様子が見て取れる。図 6(c) は、電波望遠鏡の電波受信パワーを示す。IPSTAR の方向に正しく指向できており、仰角および方位角が外れたときには受信パワーが減衰した様子が記録されている。時刻 50 秒付近の減衰は、仰角が低すぎて (EL=34.0 deg) ビームが外れたタイミングに対応し、100 秒すぎの減衰は人為的な外乱により方位角が外れたことに起因している。

結果として、方位角と仰角の静定安定度はそれぞれ $\Delta Az = 0.015 \text{ deg}$, $\Delta EL = 0.016 \text{ deg}$ (1σ) であった。また、振り子状態における仰角の安定度は若干大きく $\Delta EL = 0.02 \text{ deg}$ 程度であった (気球 VLBI の場合、電波望遠鏡のビームサイズは 0.64 deg であるため、十分な指向安定度である)。

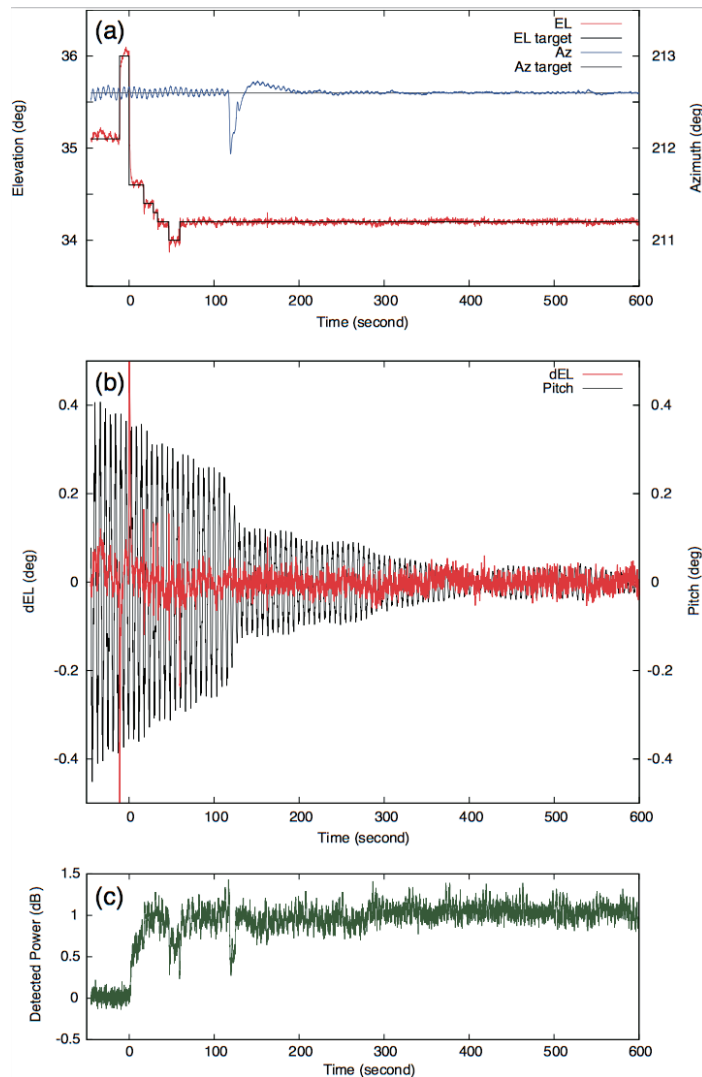


図 6: 試験 1 の結果プロファイル。(a) 仰角(EL)の実績値(赤)と命令値(太黒)、方位角(Az)の実績値(青)と命令値(細黒)、(b) 仰角実績値の命令値との残差(dEL: 赤)とゴンドラ Pitch 角(黒)、(c) IPSTAR 電波の受信パワー (雑音レベル 4.5×10^{-15} ワットを基準)。

4.2 試験 2

図 7 は、試験 2 の結果である。姿勢静定状態から、方位角目標を現在の値を 0 deg として 140 deg へ移すコマンド運用をおこない大角度の姿勢変更をおこなったときの RW と PIVOT の動作プロファイルである。図 7(a)は目標方位角の残差 ΔAz のプロファイルである。100 秒ほどで目標角に静定している。図 7(b)~(e)はそれぞれ、RW の発生トルク(電流値からの換算)、RW の回転速度、PIVOT 角、PIVOT とゴンドラ構体の角速度のプロファイルを示す。姿勢変更が開始されて数秒以内で、RW は限界回転数に到達し、それ以降はトルク命令値が送られていない。しかし、RW に与えられた初速度でゴンドラは慣性で目標方位に向かい始める。PIVOT は、RW が目標回転数 25 rpm になるよう目指して制御を続けるが、そのアンローディングはすぐには達成できないため PIVOT は回り続け、それが結果的にゴンドラ回転によって生じるフライトトレインの捻じれをより戻す動作になっている。しかし、上空では気球囊とゴンドラの回転角の差は計測できないため、PIVOT の回転速度は積極的に制御してはいない。そのためこの実験でも捻じれは残っており、その捻じれトルクがゴンドラへ伝わり、上記のゴンドラ初速度が姿勢変更の中盤では保存しなくなる。このように、ゴンドラ回転は、限界まで角運動量を蓄積して機能を失った RW ではなく、PIVOT のより戻しの実力に支配されるようになる。そのため、PIVOT の最大速度の設定が大きすぎた場合には、フライトトレインのより戻しを過大に捻ってゴンドラ回転を加速させてしまい、今度はそれを収めるための RW+PIVOT 制御が発生して方位角姿勢が振動してしまう現象が発生する。そのため、PIVOT の設定最大速度は大きすぎたはならない。上空でのコマンド運用にて、1.6, 2.0, 5.0 deg/s から選択できるようになっている。目標角付近に到達して、RW は溜め込んだ角運動量をゴ

ンドラへ戻すと、RW 回転数が落ち、その機能が実質的に復活してゴンドラは静定する。静定後しばらくは、RW の目標回転角に到達するように PIVOT によるアンローディングが続く(図 7(c))。

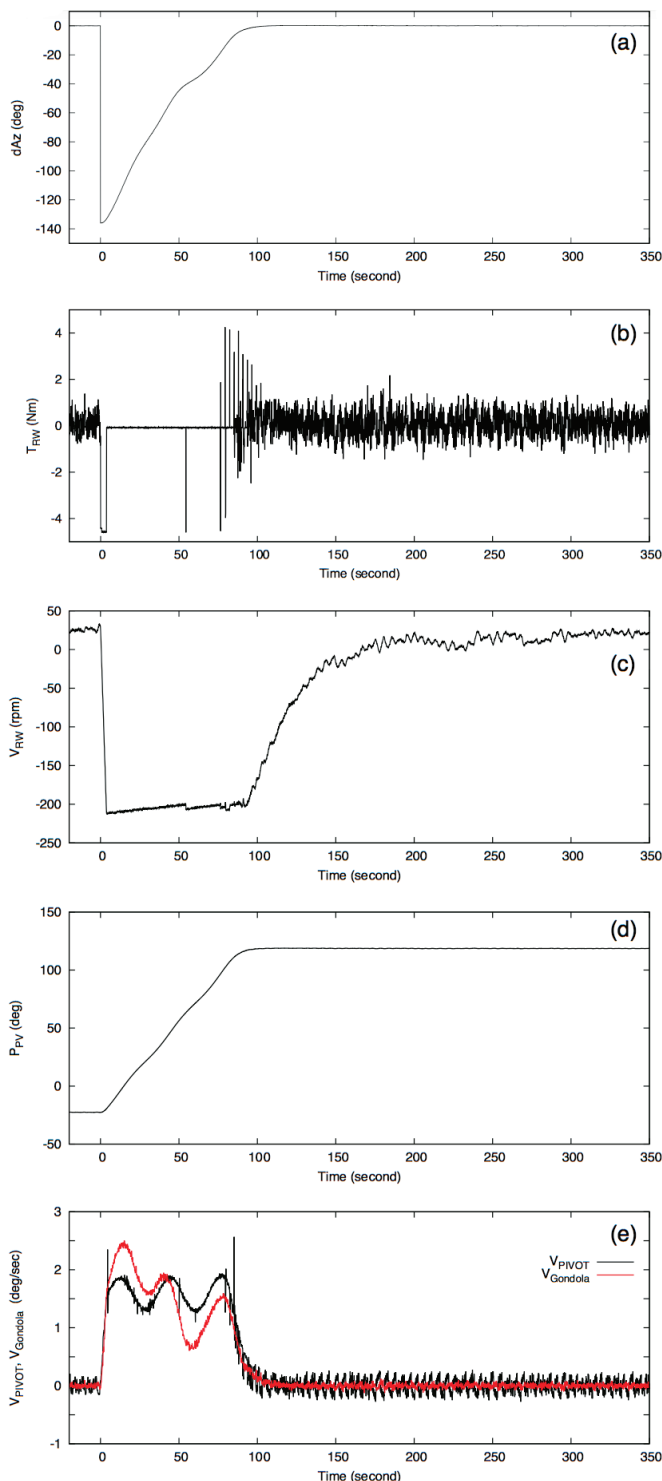


図 7: 試験 2 の結果プロフィール。(a) 方位角実績値の目標角からの残差(dAz)、(b) RW の発生トルク(電流値からの換算)、(c) RW の回転速度、(d) PIVOT 角度実績値、(e) PIVOT(黒)とゴンドラ方位角(赤)の回転速度。

5. 結論

気球 VLBI ミッションのための開発を通じ、他のミッションにとっても比較的汎用性の高いと思われる姿勢制御システムを開発した。気球 VLBI ゴンドラには、PIVOT と RW の組み合わせでおこなう方位角制御ためのアクチュエータと、振り子運動を励振させることなく補償する WASP コンセプトを基にし

た仰角制御のためのアクチュエータを導入している。2017年の放球実験準備期間に、室内クレーンで吊った状態で振り子運動環境下での姿勢制御試験をおこない良好な結果を得た。本論文ではこの結果を報告したものである(放球は気象条件不適合等により2020年現在も延期中である)。

謝辞

本研究は、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した実験のための放球準備活動においておこなわれた地上実験の成果を含む。検討初期段階において、福家英之、坂東信尚、斎藤芳隆(JAXA)、芝井広、莊司泰弘(大阪大学)各位から助言をいただいた。本研究の一部は、科学研究費基盤研究 B「成層圏における電波干渉計フライト実証試験の再挑戦(代表: 土居明広)」、科学研究費新学術領域研究(研究領域提案型)「ブラックホール直接撮像をおこなう気球サブミリ波 VLBI のキーテクノロジー(代表: 土居明広)」、カシオ科学振興財団研究助成「ブラックホール直接撮像のための気球 VLBI 搭載高速データ記録装置の開発(代表: 土居明広)」、科学研究費基盤研究 C「成層圏気球 VLBI のフライト実証試験(代表: 河野裕介)」、科学研究費基盤研究 C「成層圏気球 VLBI のフライト実証試験 II(代表: 河野裕介)」、および稲盛財団研究助成「ブラックホール直接撮像のための気球 VLBI 搭載気密計算法の開発(代表: 河野裕介)」の助成によっておこなわれた。

参考文献

- 1) K. Deweese, P. Ward: Demonstration of a Balloon Borne Arc-second Pointer Design, in: 36th COSPAR Scientific Assembly, Vol. 36 of COSPAR Meeting, 2006.
- 2) J. Nishimura, N. Yajima, S. Kokaji, S. Hashimoto: A control system for a balloon-borne telescope, *Advances in Space Research*, vol 1, issue 11, 127-133, 1981.
- 3) Saito, Y., Iijima, I., Nonaka, N., Yamada, K., Ishikawa, Y., Kan'no, M., Kishimoto, Y., Gunji, S., Sato, T., Mihara, T., Anabuki, N., Ohta, Y., Yamauchi, M., Hayashida, K.: Development of a Simple Attitude Control System for Newly Constructed Balloon-Borne Experiments, *Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan*, 8 (2010), p. 49-53.
- 4) Shibai, H.; Fukagawa, M.; Kato, E.; Kanoh, T.; Kohyama, T.; Itoh, Y.; Yamamoto, K.; Kawada, M.; Watabe, T.; Nakashima, A.; Tanabe, M.; Kanoh, R.; Narita, M.: Far-Infrared Interferometric Experiment (FITE): Toward the First Flight, *Pathways Towards Habitable Planets*, proceedings of a workshop held 14 to 18 September 2009 in Barcelona, Spain. Edited by Vincent Coudé du Foresto, Dawn M. Gelino, and Ignasi Ribas. San Francisco: Astronomical Society of the Pacific, p.541
- 5) Nakashima, A., Shibai, H., Kawada, M., Matsuo, T., Narita, M., Kato, E., Kanoh, T., Kohyama, T., Matsumoto, Y., Morishita, H., Watabe, T., Yamamoto, K., Tanabe, M., Kanoh, R., Itoh, Y.: Far-Infrared Interferometric Telescope Experiment (FITE): Three-Axis Stabilized Attitude Control System, *Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan*, 8, ists27 (2010), p. 19-24.
- 6) Yasuhiro SHOJI, Tomoya ONISHI, Steve BATTAZZO, Tomoko TERAGUCHI, Atsushi YOSHIMURA, Yuji SAKAMOTO, Yukihiko TAKAHASHI, Kazuya YOSHIDA, Makoto TAGUCHI: Highly Precise Pointing Control System on a Balloon-Borne Telescope for Optical Observations of Planets, *Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan* 8(ists27) P15-20, 2011
- 7) 坂東 信尚, 福家 英之, 莊司 泰弘, Doetinchem Philip v., Hailey Charles J., 坂井 真一郎, 橋本 樹明: より戻しモータのみを用いた気球ゴンドラ方向制御と GAPS 実験への適用, *航空宇宙技術*, Vol. 14, pp. 59-65, 2015

- 8) Akihiro Doi, Yusuke Kono, Kimihiro Kimura, Satomi Nakahara, Tomoaki Oyama, Nozomi Okada, Yasutaka Satou, Kazuyoshi Yamashita, Naoko Matsumoto, Mitsuhisa Baba, Daisuke Yasuda, Shunsaku Suzuki, Yutaka Hasegawa, Mareki Honma, Hiroaki Tanaka, Kosei Ishimura, Yasuhiro Murata, Reiho Shimomukai, Tomohiro Tachi, Kazuya Saito, Naohiko Watanabe, Nobutaka Bando, Osamu Kameya, Yoshinori Yonekura, Mamoru Sekido, Yoshiyuki Inoue, Hiraku Sakamoto, Nozomu Kogiso, Yasuhiro Shoji, Hideo Ogawa, Kenta Fujisawa, Masanao Narita, Hiroshi Shibai, Hideyuki Fuke, Kenta Uehara, Shoko Koyama: A balloon-borne very long baseline interferometry experiment in the stratosphere: Systems design and developments, *Advances in Space Research* 63(1) 779-793, 2019
- 9) Donald Victor Wiebe, BLAST: A Balloon-borne, Large-Aperture, Submillimetre Telescope, PhD thesis, University of Toronto, 2008

SUNRISE-3 大気球太陽観測実験: 偏光分光観測装置用スキャンミラー機構の開発

大場 崇義^{*1}, 清水 敏文^{*1}, 勝川 行雄^{*2}, 久保 雅仁^{*2}, 田村 友範^{*2}, 篠田 一也^{*2}, 納富 良文^{*2},
浦口 史寛^{*2}, 都築 俊宏^{*2}, 原 弘久^{*2}, 小出来 一秀^{*3}, SOLANKI Sami K.^{*4}, del TORO INIESTA J. C.^{*5}

SUNRISE-3 Balloon-borne Solar Observatory: Development of Scan Mirror Mechanism for Spectropolarimeter

OBA Takayoshi^{*1}, SHIMIZU Toshifumi^{*1}, KATSUKAWA Yukio^{*2}, KUBO Masahito^{*2}, TAMURA Tomonori^{*2},
SHINODA Kazuya^{*2}, NODOMI Yoshifumi^{*2}, URAGUCHI Fumihito^{*2}, TSUZUKI Toshihiro^{*2}, HARA Hirohisa^{*2},
KODEKI Kazuhide^{*3}, SOLANKI Sami K.^{*4}, del TORO INIESTA J. C.^{*5}

ABSTRACT

The scan mirror mechanism (SMM) enables a slit-spectroscopic observation system to diagnose physical quantities of an astronomical object in the two spatial dimensions. The SCIP (Sunrise Chromospheric Infrared spectroPolarimeter), onboard the international joint balloon project SUNRISE-3, adopts the slit-scan observation system to diagnose the physical quantities in the solar chromosphere precisely. Since magnetic elements in the chromosphere has broad spatial scales and they behave highly dynamic, the SMM needs to scan rapidly and widely with high accuracy. To meet such requirements, we have developed the SMM in which the mirror tilt is controlled by electro-magnetic actuators with sensing tilt by gap-based capacitance sensors. The optical measurements verified the performances required to the SMM; a wide scan range (larger than $\pm 1005^\circ$ in mechanical angle), high stability ($3\sigma < 1''$), and rapid response (shorter than 32msec). Thermal cycling tests and thermal vacuum tests have verified that the SMM achieves such performances in the thermal-vacuum environments expected in the balloon flight.

Keywords: Solar physics, Spectro-polarimetry, tip-tilt mechanism, accurate pointing

概要

スキャンミラー機構(SMM: Scan Mirror Mechanism)は、スリット分光観測によって2次元空間上に広がる天体の物理量を診断するために必要な技術である。国際共同大気球太陽観測実験「SUNRISE-3」に搭載する近赤外線偏光分光観測装置 SCIP(Sunrise Chromospheric Infrared spectroPolarimeter)は、近赤外線の広い波長範囲をスリット分光することで、太陽彩層大気の高精度な物理量診断を目指している。彩層大気は、一つ一つの微細な磁場が広く空間構造を形成しており、かつダイナミックに変化するため、広視野を高精度・高速で走査するSMMが必須である。そこで、電磁吸引式アクチュエータおよび静電容量センサを内蔵し、クローズドループ制御によって高精度なミラー傾動制御を実現するSMMを開発した。光学試験によってSMMの性能を検証した結果、「広いスキャン範囲($\pm 1005^\circ$ 以上)・十分な安定度($3\sigma < 1''$)・早いステップ移動時間(32msecより早い)」を保有していることを実証した。さらに、気球フライト環境にて予想される低圧環境および低温/高温環境を模擬した熱サイクル試験および熱真空試験を実施し、問題なく要求性能を満たしていることを確認した。

* 2020年12月1日受付 (Received December 1, 2020)

^{*1} 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 (Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency)

^{*2} 自然科学研究機構国立天文台 (National Astronomical Observatory of Japan)

^{*3} 株式会社三菱電機 (Mitsubishi Electric Co., Ltd)

^{*4} Max-Planck-Institut für Sonnensystemforschung

^{*5} Instituto de Astrofísica de Andalucía

1. はじめに

天体の物理量(温度・速度場・磁場)を診断するためには、(偏光)分光観測によるスペクトル情報が必須である。スリット分光観測方式は、スリットに結像した光(空間 1 次元)を波長方向に分散させることでスペクトル情報を得る。そのため、2 次元空間に広がった天体のスペクトル情報を取得するためには、スリット面上におけるイメージの位置を移動させる機構が必要となる。スリット上流側の反射ミラーの角度を変化させることで、スリットを通過する 1 次元イメージの位置を変化させる役割を担うのが、スキャンミラー機構(SMM: Scan Mirror Mechanism)である。

本研究で開発している SMM は、2022 年に飛翔を計画している国際共同大気球太陽観測実験「SUNRISE-3」/近赤外線偏光分光観測装置 SCIP (Sunrise Chromospheric Infrared spectroPolarimeter)に搭載するものである¹⁾。これまでに SUNRISE 実験は、2009 年²⁾および 2013 年³⁾に飛翔した実績を有しており、本実験にて 3 度目となる。ドイツ・スペイン・アメリカ・日本が共同で開発を進める国際プロジェクトとなる。口径 1m の大型望遠鏡を搭載し、高度 35-37km から大気ゆらぎの影響を受けない高解像度かつ高偏光精度の観測が可能である。気球は、スウェーデン/キルナの ESRANGE から放球され、大西洋を超えてカナダまで約一週間かけて飛翔する。SUNRISE-3 搭載観測機器の一つである SCIP は、日本が先導して開発している。SCIP はスリット分光器で太陽彩層の高精度な偏光分光観測を実現することを目指している。彩層は、一つ一つの微細な磁気要素がネットワーク構造を広く形成しており、かつ動的である。そのため、SCIP に搭載される SMM への要求は、「広視野を高精度・高速に走査する性能を保有すること」となる。さらに、本気球実験の飛翔環境下(低圧・高温/低温)において問題なくミラー制御を実施することも重要な観点である。

2. スキャンミラー機構(SMM)

2.1. 概要

SMM の構成機器は、SMM-TM (Tip-tilt Mirror)と、SMM-TM を駆動する電子回路である SMM-DRV(Driver)、および後述する静電容量センサのアンプである SMM-IF(Interface) からなる⁴⁾⁻⁷⁾。製造された SMM-TM、-IF、-DRV の外観を図 1 に示す。SMM の構成概要を図 2 に示す。PMU(Polarization Modulation Unit)は、SCIP に搭載される回転波長板であり、周期的に同期信号を SCIP 制御エレキ (SCIP-E, スペイン担当)へ送信する。SCIP-E が同期信号を受信した後、コマンド(角度指令値)を SMM-DRV に送信し、SMM-TM を駆動・制御する。SMM-IF は、SMM-TM に内蔵された静電容量センサの出力に対してアンプの役割を果たす。また、SMM-DRV は、温度・ミラー角度値・制御状態を含む HK (House-Keeping)データを SCIP-E に送信する。SMM-TM は、ドイツが製作を担当している光分配装置(主鏡・副鏡で集光された太陽光を各観測機器へ分配する装置)内に設置され、SCIP へ入射する光を傾ける。

SMM-TM の概念図を図 3 に示す。ミラー傾動方式の選定のため、圧電素子方式・ボイスコイル方式・電磁吸引方式のトレードオフ検討の結果、将来の科学衛星への搭載を見据えて「駆動範囲が広く、機械的強度が強い」という観点から電磁吸引方式を採用した。電磁吸引アクチュエータ(コイル)に流れる電流を制御することでミラー背面に設置された磁極板を吸引し、SMM-TM の 2 軸(θ_x , θ_y)の角度を制御する。ミラーの傾動角を検出するために、静電容量センサ(Lion Precision 製 CPL230)を内蔵している。「フレキシブルピボット(回転支持部)からセンサまでの距離」とセンサから検出される「ミラー・センサ間の距離」の関係から、ミラー傾動角を算出する。センサ検出値を用いて電磁吸引アクチュエータに流れる電流を制御することで、ミラー傾動制御の高精度化を実現している。ミラーは、フレキシブルピボットを回転軸に持つ 2 軸ジンバル上に設置されている。SCIP では、スリットに直交する方向である θ_y にスキャンさせるため、以下では θ_y 方向のスキャン性能を評価した。なお、フレキシブルピボットは、摺動部が無いことで摩擦を無視でき、機構による駆動分解能の制約が無くなることに利点がある。

ミラー保持機構は、国立天文台/先端技術センターにおいて設計・製作した。機構部の温度変化による鏡面の変形を抑えるため、スーパーインバ製板バネにミラーを接着する方式を設計している。試験

用平面鏡を用い、ミラーの保持パッドに接着したときの面精度変化が十分に小さいこと(<6nm [RMS])を確認している。なお、試験完了後にフライト用球面鏡に付け替える (図 1:上中)。

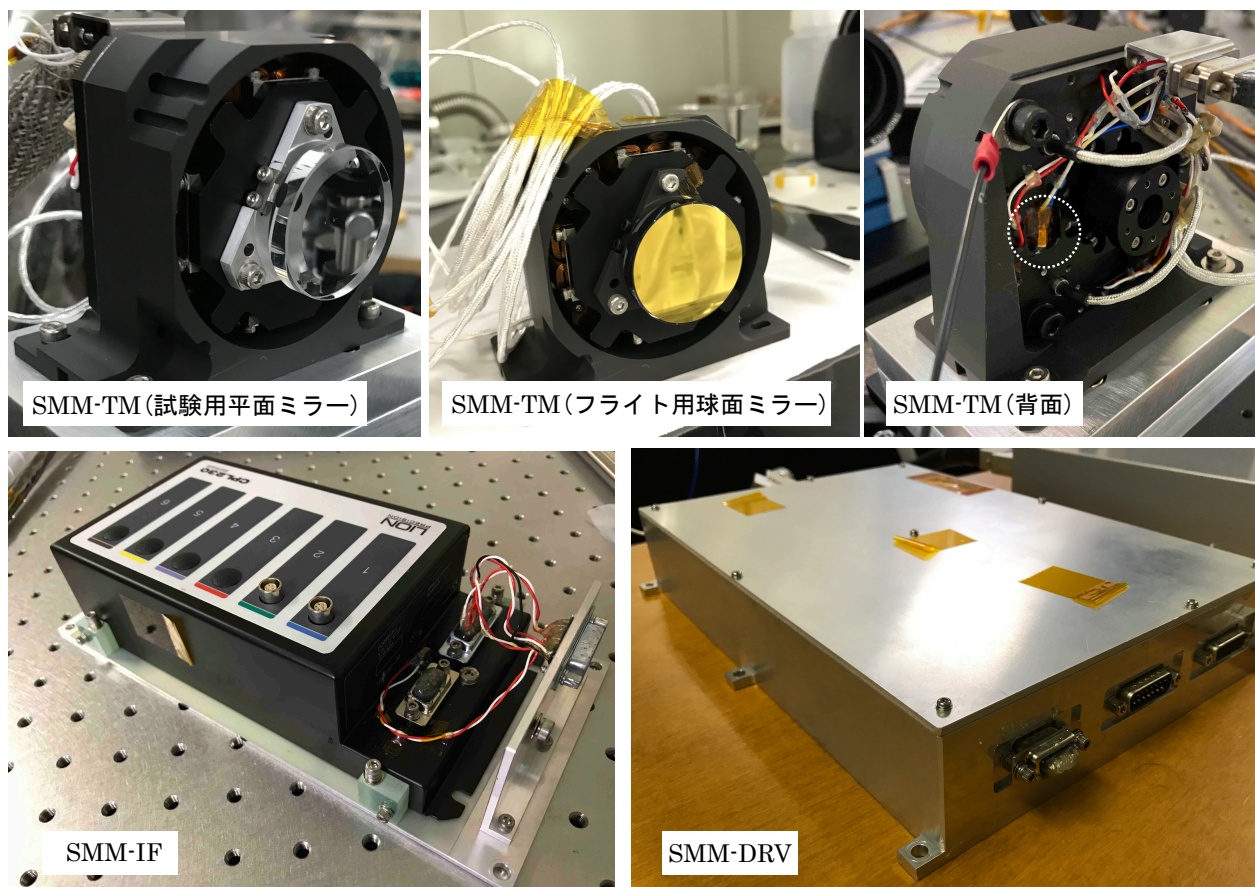


図 1. 上左:試験用平面ミラーを SMM-TM に取り付けた外観. 上中:フライト用球面ミラーを SMM-TM に取り付けた外観. 上右:SMM-TM の背面. 丸点線は、温度センサ(AD590)の取り付け箇所を表す. 下左:SMM-IF の外観. 下右:SMM-DRV の外観.

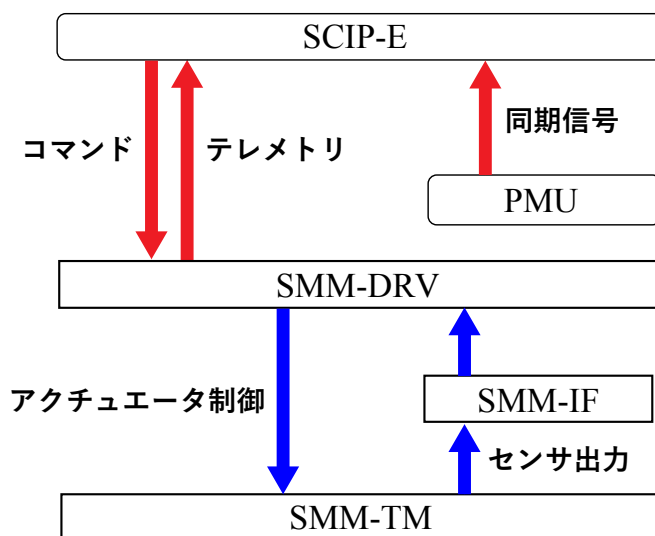


図 2. SMM の機器構成概要. 矢印の向きは、信号の方向を示す. 赤色はデジタル信号, 青色はアナログ信号を示す.

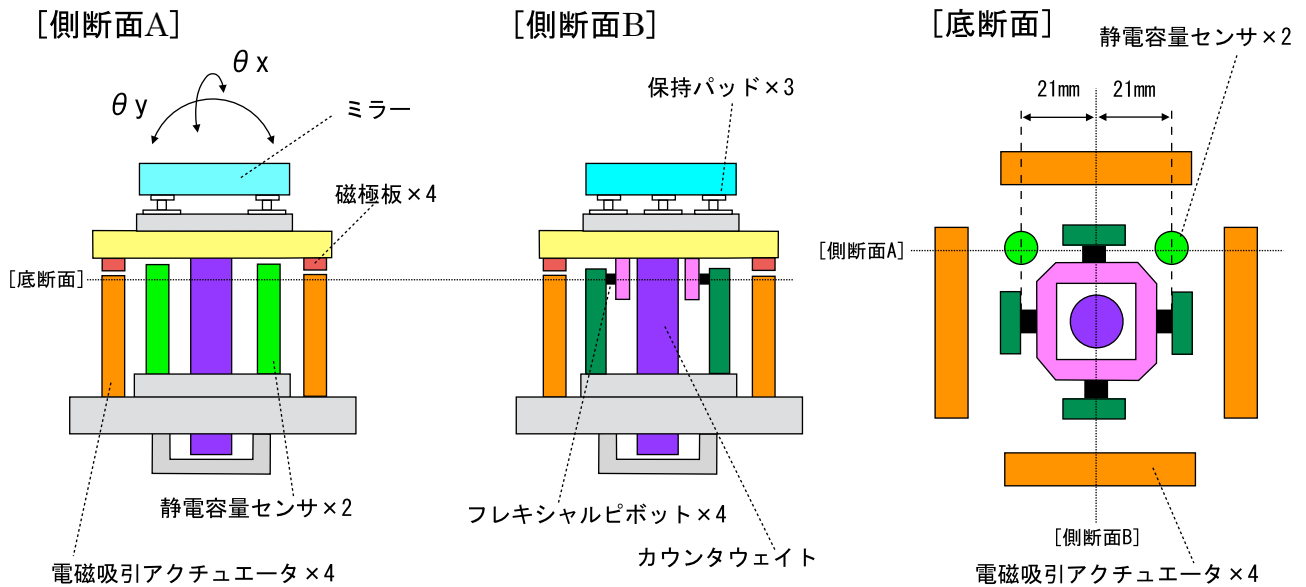


図3. SMM-TM 機構の概念図. 点線は、側断面 A・B と底断面を表す. X・Y 軸それぞれのプラス側・マイナス側に 2 つのアクチュエータが配置されており、それらの吸引力でミラー傾動を制御する. 2 つの静電容量センサによって、X・Y 軸の傾きを検出する. カウンタウェイトは、ミラーの荷重とバランスする役割を果たしている.

2.2. スキャン動作

スキャン動作時における SMM の制御概要を図 4 に示す. SMM-TM のミラー傾動は、PMU から 32msec 毎に送信される同期信号のタイミングで SCIP-E からコマンドが送信される. ミラー傾動のコマンドが送信されてから 32msec の間は、カメラは露光されない. ミラー傾動のコマンドが送信されて 32msec 後から、SCIP のカメラの露光が開始される. なお、HK データは 32msec 毎に SMM-DRV から SCIP-E に送信される. SMM-DRV と SCIP-E の間の通信は Serial Peripheral Interface(SPI)を採用している.

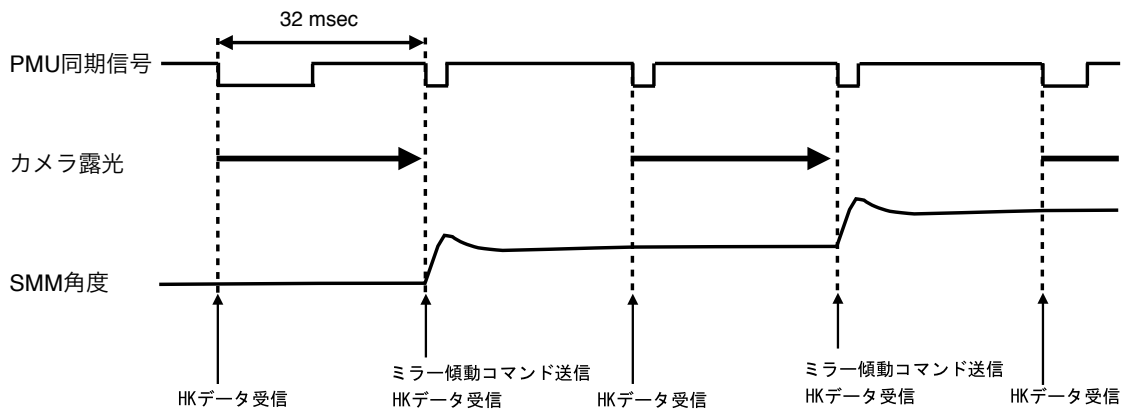


図4. SMM のスキャン動作概要.

2.3. 要求性能

SMM に対する要求性能を、表 1 に示した. ステップ分解能は、SCIP のスリット幅に対応する $0.0936''$ に設定した. 駆動レンジは、観測視野 $\pm 29''$ より十分広い $\pm 33''$ としている. 安定度は、SCIP が回折限界 ($0.2''$) を達成するために SMM に割り当てられた要求値である. 線形性 (0.2%) は、スキャン端 ($33''$) で 1 ステップ相当 ($0.0936''$) のズレに対応する値である ($0.0936''/33''=0.0028$). SMM の仕様

値となる機械角は、上述の角度(天空角)に対して SCIP の光学倍率を乗じたものである。応答時間(32msec)は、ミラー傾動のコマンドを SCIP-E が送信してからカメラの露光が開始するまでの時間(最短の場合)である(図 4)。保管温度および動作温度は、飛翔時に予想される温度環境範囲を包含している。なお、SMM-TM の固有振動数は 25Hz である。

表 1. SMM 要求性能

項目	仕様
ステップ角度	機械角: 2.857" (天空角: 0.0936")
駆動レンジ	機械角: ±1006" (天空角: ±33")
応答時間	<32 [msec]
安定度	機械角: 1" [3σ] (天空角: 0.035" [3σ])
線形性誤差	<0.2%
真空度	< 133 [Pa] (~1 [Torr])
保管温度	SMM-TM・SMM-IF: -10 ~ +50 [°C] SMM-DRV: -20 ~ +50 [°C]
動作温度	SMM-TM・SMM-IF: +10 ~ +45 [°C] SMM-DRV: 0 ~ +45 [°C]

静電容量センサの性能を表 2 に示す。距離の分解能は、8.01nm(3σ)である。回転中心と静電容量センサ中心間の距離は 21mm であるため(図 3:右)、三角比の関係からミラー角度値に換算すると、0.078"が得られる。これは、要求値(<1")と比べて十分に低い値である。また、線形性誤差は 0.04%であり、ミラー角度値としては 0.8"の残差に対応する。線形性誤差と残差の関係は後述する。

表 2. 静電容量センサの性能

項目	仕様
ノミナルギャップ	250 μm
レンジ	250 μm
分解能 (3σ)	8.01nm (=0.078")
線形性誤差(非線形性)	0.04% (=0.8")

3. 試験

3.1 基本性能試験

製造された SMM フライト機器が所定の要求性能(駆動レンジ・応答時間・安定度)を保有するか光学試験によって評価した。

3.1.1. 線形性

駆動レンジにおいてステップ角度が設計通りであるか検証するため、ミラー傾動角の線形性を評価した。ミラーの傾動角を測定するため、TRIOPTICS 社製電子式 LED オートコリメータ

(TAUS300-57)を用いた。SMM-TM とオートコリメータを光学定盤上に正対させて配置している(図5)。

ミラーを1ステップ(2.857")毎に傾動させて全視野(±1005.66")を走査し、計705個の角度位置をオートコリメータによって測定した。図6に、「指令値・測定値の関係」および「残差(測定値-指令値)」を示す。線形性の評価項目として、線形係数を次式に定義する:

$$y_{fit} = a y_{command} + b \quad (1)$$

ここで、 a は線形係数(フィッティング関数の傾き)、 $y_{command}$ は、SMM-TMのy軸方向の指令角度値、 b は原点におけるオフセット値、 y_{fit} は測定値に対するフィッティング関数である。また、線形性誤差 $e_{linearity\ error}$ を次式に定義する。

$$e_{linearity\ error} = \text{Max} \left(\frac{|y_{measured} - y_{fit}|}{1005.66 \times 2} \times 100 \right) \quad (2)$$

ここで、 $y_{measured}$ は測定値を表す。線形性誤差の値は、「角度指令値のフルレンジ(2011.32")」に対する「線形フィッティング関数から、最も大きい残差の値」の比を意味する。測定値(図6:左)に対し、式(1)による線形関数でフィッティングしたところ、 $a=1.0041$ および $b=0.91$ が得られた。この線形係数の値は、理想的なステップ間隔に対して0.41%広がったスキャンマップが得られることを意味している。また、残差値(図6:右)から、広い視野範囲(~500")にわたって非線形性(うねり)が現れている。式(2)によって線形性誤差を評価したところ0.08%となっており、要求値(0.2%)よりも低い値が得られている。

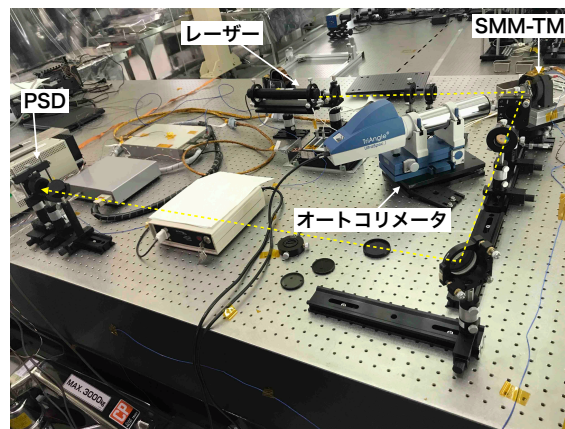


図5. 国立天文台先端技術センター/大クリーンルームにおける光学定盤上の試験機器コンフィギュレーション。

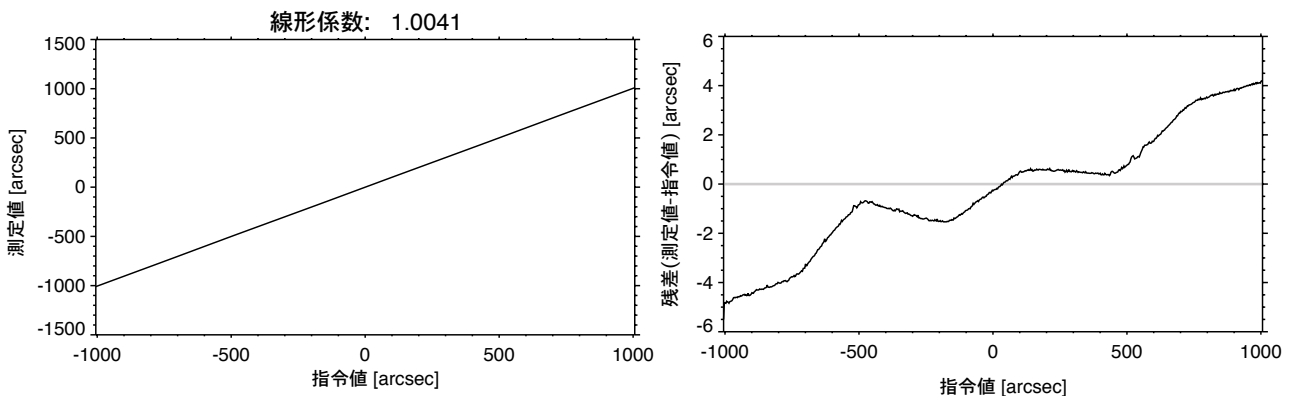


図6. 左)SMM-TMに与えたミラー角度の指令値に対する測定値。右)測定値と指令値の残差。

さらに、実験室内の室温環境を変化させることで線形係数の温度依存性を測定したところ、SMM-TMの温度(図1:上右)と相関していることがわかった(図7). 高温ほどステップ間隔が広がり(線形係数:増加), 低温ほどステップ間隔が狭まる(線形係数:減少)ことがわかる. スキャン間隔の温度依存性は、SMM-TM 機器の熱膨張と静電容量センサ出力の温度依存性が起因していると考えられる. なお、図7:左は、式(1)の b が 0 になるようにオフセット処理して表示している. さらに広い温度範囲(10°C~40°C)の測定は、熱真空試験において検証しているため、後述する. SMM-TM 温度はフライト時においても同様に測定可能であるため、本試験結果から得られた「線形係数」・「SMM-TM の温度」の関係(図7:右)を用いることで、フライト後に観測データの線形係数を補正する後処理を検討している. なお、 $\theta_x \cdot \theta_y$ 間の干渉は十分に小さく、0.2%以下であることを確認している.

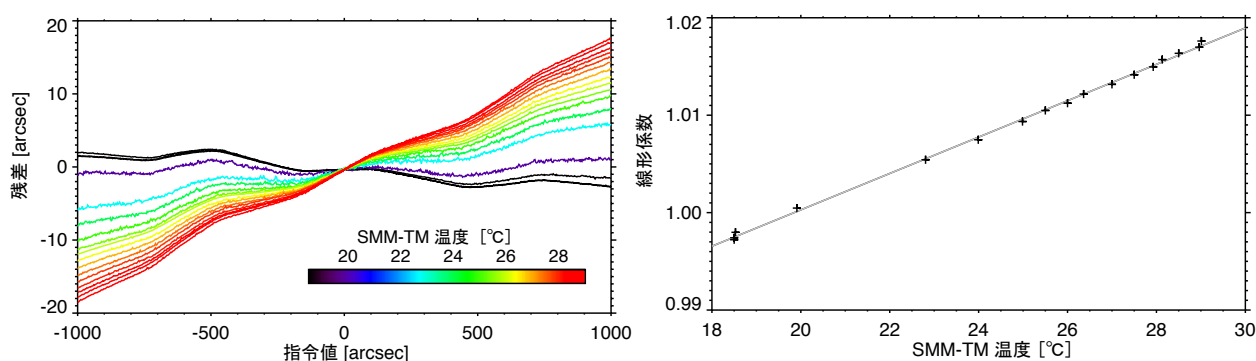


図7. 左)各温度における、指令値と残差の関係. 右)線形係数の温度依存性.

3.1.2. 安定度(ジッター)

SMM-TM の安定度の評価は、アフォーカル光学系によってミラーの傾動角を測定することで行った.(図8). 本光学系では、出射されたレーザー光がスペイシャルフィルタによって発散光となり、コリメートレンズを通過することで平行光となった後、SMM-TM において反射され、結像レンズによって検出素子に集光する. 検出素子には、浜松ホトニクス製 PSD (Position Sensitive Detector: 位置検出素子) S1880 を用いて実施した(表3). PSD の信号は、0.1msec でサンプリングした. なお、レーザー光以外の環境光を取り除くため、PSD にバツフルを取り付け、試験時は暗室にして測定した.

原点[0", 0"]においてミラー角度のジッター量を測定した結果を図9に示す. X軸・Y軸方向の標準偏差を計算したところ、それぞれ0.10"・0.09"(3 σ)であることがわかった. これらの値は、要求値(3 σ <1")よりも1桁程度小さい値となっているため、ミラーを十分に安定して制御できている. また、ジッター量の視野依存性について同様に測定した結果を表4にまとめる. いずれも0.08"~0.10"に収まっており、要求値よりも十分に小さい値を達成している. 一方、ジッター量は測定環境への依存が顕著に見られた. 国立天文台/先端技術センターの試験コンフィギュレーション(図5)で測定した際、X軸・Y軸方向の標準偏差を計算したところ、それぞれ0.20", 0.27"(3 σ)となった. いずれにせよ、要求値(3 σ <1")を達成している安定度であったことを確認できている.

ミラー傾動の制御状態および無制御状態におけるHKデータの角度値を図10に示す. 無制御状態においては、ミラー角度は原点[0", 0"]からオフセットしており、ジッター量は0.93"・1.88"(3 σ)となっている. 一方、制御状態においては、ミラー角度は原点[0", 0"]に収束している. ジッター量は0.13"・0.14"(3 σ)となっており、高精度に制御できている.

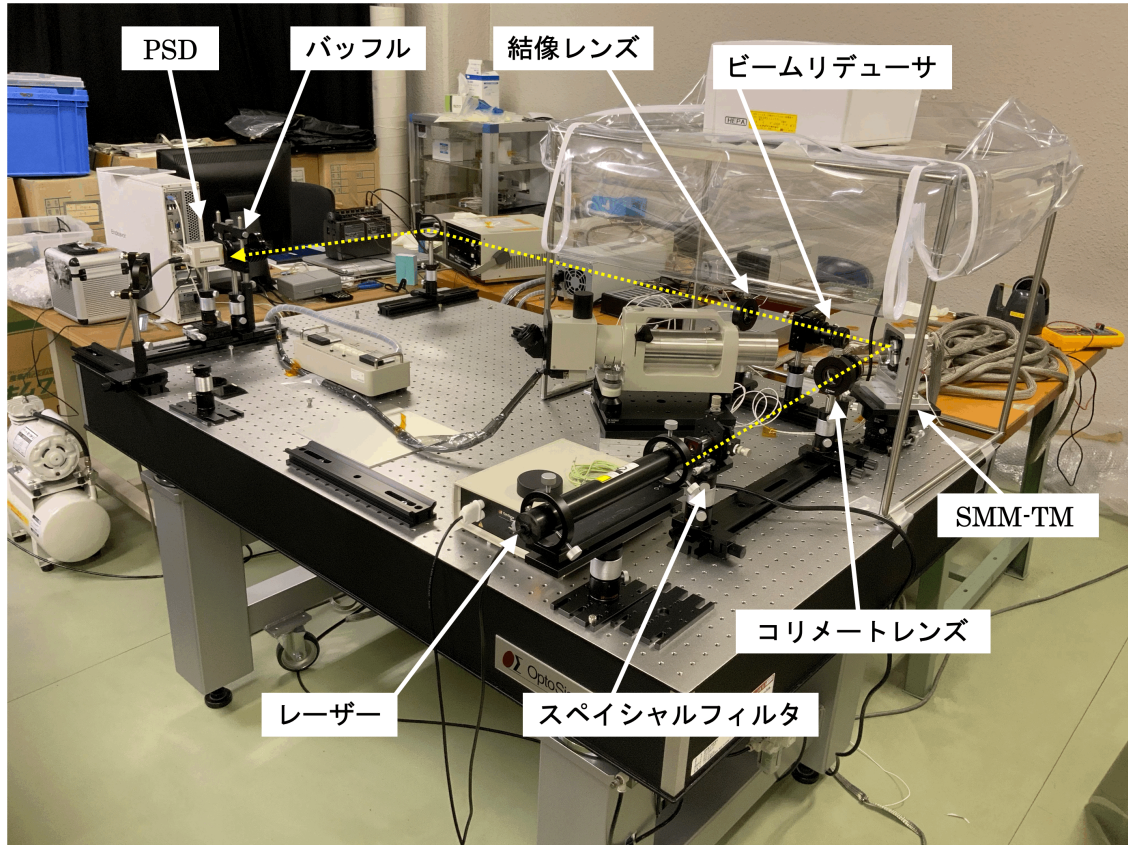


図 8. 宇宙科学研究所/先端科学実験棟におけるジッター量・ステップ応答時間測定試験環境.

表 3. ジッター量・ステップ応答時間測定試験

項目	仕様
場所	宇宙科学研究所/先端科学実験棟
測定機器	PSD (浜松ホトニクス製:S1880)
真空度	常圧

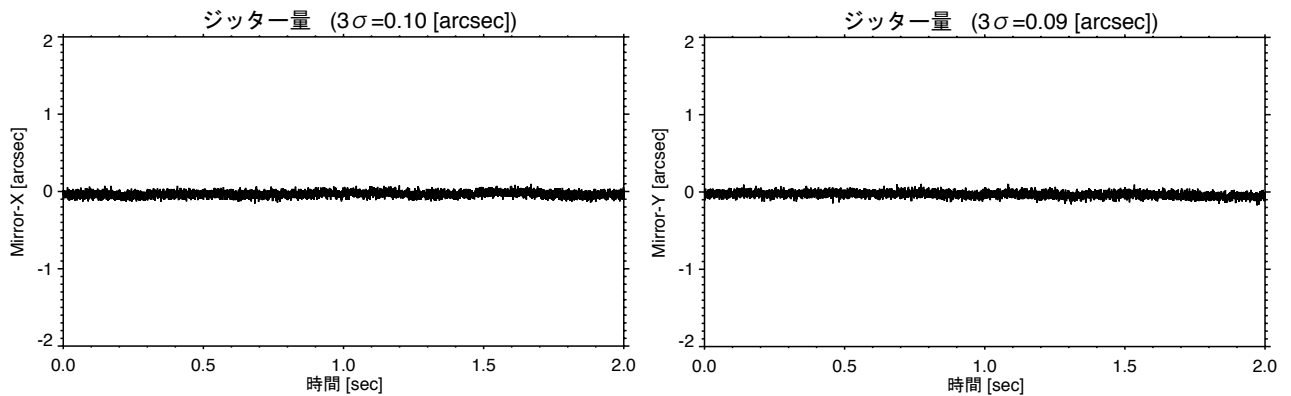


図 9. SMM-TM の制御安定度. 左) X 軸方向の角度安定度. 右) Y 軸方向の角度安定度.

表 4. ジッター量(3 σ)の視野依存性. 左/右の数字は, それぞれ θ_x/θ_y 方向のジッター量である.

	$\theta_x = -201''$	$\theta_x = 0''$	$\theta_x = +201''$
$\theta_y = +793''$	0.10", 0.08"	0.09", 0.09"	0.09", 0.09"
$\theta_y = 0''$	0.09", 0.09"	0.10", 0.09"	0.08", 0.09"
$\theta_y = -793''$	0.09", 0.09"	0.09", 0.09"	0.09", 0.09"

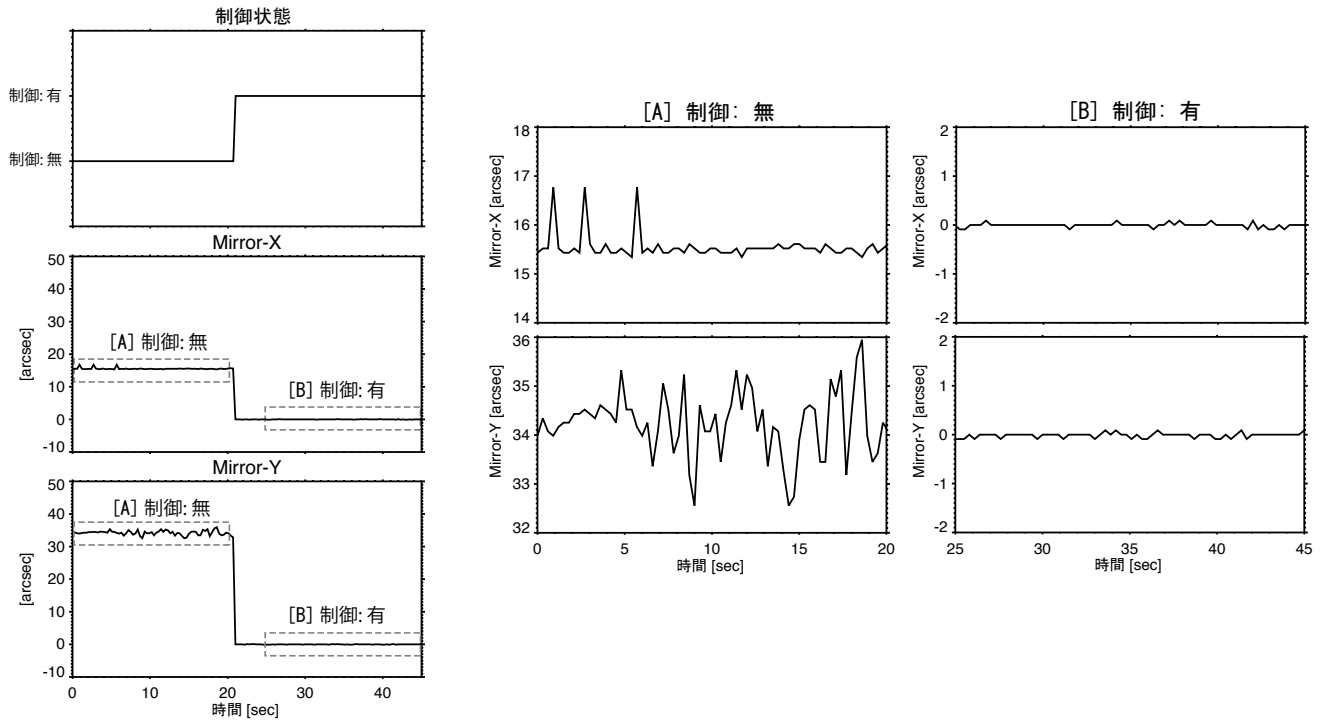


図 10. SMM-TM の制御/無制御状態における X・Y 軸方向のミラー角度値.

3.1.3. ステップ応答時間

ステップ応答時間の評価は, 安定度試験と同様のコンフィギュレーションで実施した(図 8). スキャン動作を実施し, ステップ移動時間を測定した結果を図 11 に示す. ミラー傾動を開始してからおよそ 3msec 経過した後にオーバーシュートの極大値となり, ミラー傾動を開始してから 10msec 程度でアンダーシュートの極小値となった後, 目標角度値に向かって徐々に収束している. ミラー傾動を開始して 32msec 後から露光されるため(図 4), それまでにミラー角度が目標角度において収束している必要がある. 本解析においては, 1 ステップ(2.857")のミラー傾動に要した時間を, 「2.757"に到達した時間」と定義した. この定義は, 角度位置の測定誤差によって「目標角度値への到達時間」に時間誤差が生じる影響を抑えるために, 目標角度より 0.1"小さい値を設定している. 0.1"は, 安定度測定で得られたミラー角度のジッター量(3 σ)に対応している. 解析の結果, 26.1msec となった. 要求値(32msec)よりも小さい値となっており, 露光開始までにミラー傾動を終えて収束していることを実証している.

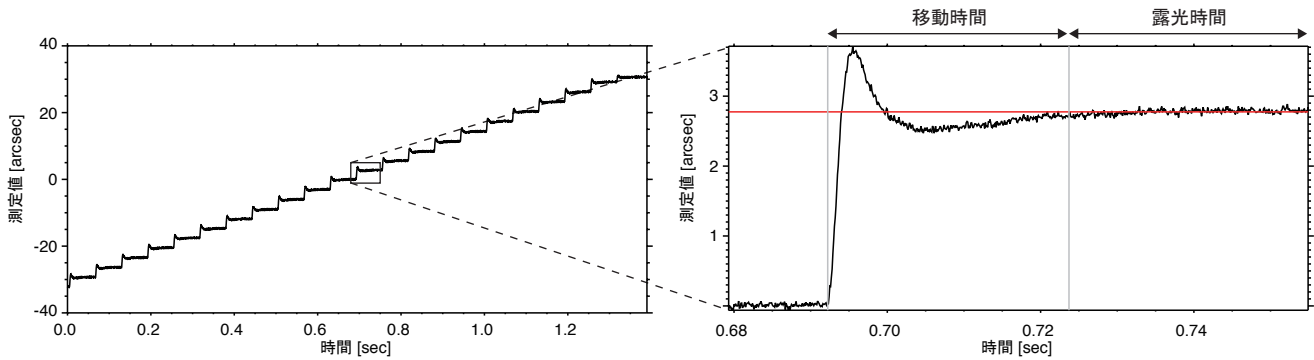


図 11. 視野中心における SMM-TM の応答. 左) スキャン時における角度測定値. 右) ステップにおけるミラー角度の応答. 左側の灰色縦線: ステップ移動の開始時刻. 右側の灰色縦線: ステップ移動の要求時間 (32[msec]). 赤色の横線: 目標到達角度.

また, ステップ応答時間の視野依存性を調べた. 両視野端(-796", +762")において, 同様に解析した結果を図 12 に示す. -側の視野端(図 12: 左)では, 視野中心よりも収束時間が短く, 21.6msec となった. +側の視野端(図 12: 右)では, 視野中心よりも収束時間が長く, 27.3msec となった. この結果から, 視野の+側に向かうほど, 収束時間が長くなる傾向が得られた. 収束時間の差が生じた理由については, 4つの電磁吸引アクチュエータ・磁極板間の各距離がわずかに異なることで, ミラー駆動時の吸引力に差が生じることが原因と考えている. いずれのケースにおいても, 要求値である 32msec を下回る収束時間を達成できている. なお, 目標到達角度は静電容量センサで制御されるため, 上述した吸引力のばらつきの影響は無い.

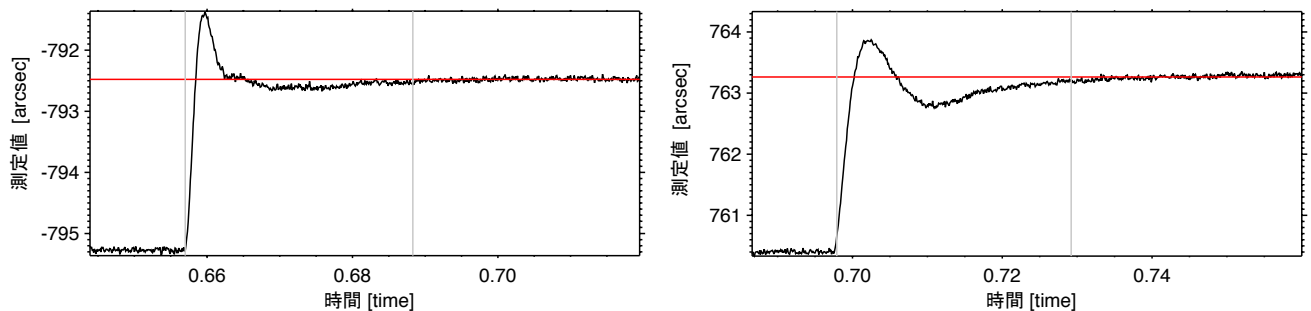


図 12. 視野端における SMM-TM の応答時間. 左) ミラー角度値 (Y 軸) が -796" における応答速度の例. 右) ミラー角度値 (Y 軸) が +762" における応答速度の例. 左側の灰色縦線: ステップ移動の開始時刻. 右側の灰色縦線: ステップ移動の要求時間 (32[msec]). 赤色の横線: 目標到達角度.

3.1.4. 同期制御試験

SMM-TM のミラー傾動のタイミングは, SCIP に搭載される PMU からの同期信号によって制御されている (図 4). PMU の同期信号を SCIP-E が受信し, その後, SCIP-E が SMM-DRV へミラー駆動コマンドを送信する. そのため, PMU の同期信号から, SMM-TM になるべく早くにミラー傾動を開始する必要がある. 本試験は, 上述した「遅れ時間(ミラー駆動の信号を受け取ってからミラー傾動が始まるまでの時間)」の測定を目的とする. 遅れ時間の要求値は, 32msec 以内にミラー移動が収束する必要があるため, ミラー移動に必要な時間 (27msec) を差し引いた値である 5msec とした.

PMU から発せられる同期信号ラインの電圧値をデータロガー (GL980) に取り込み, PSD からのミラー角度の出力値を同じデータロガーに記録することで, 取得データの時刻情報を揃えた. データ

ロガーの出力サンプリングは、0.1msecに設定した。スキャン動作を実施し、得られた同期信号およびミラー角度値(Y軸)を図13に示す。図13の時刻は、同期信号ラインにおいてミラー駆動の信号を受け取った時間を0[msec]としている。遅れ時間の定義は、「0msec前におけるミラー角度の平均値・標準偏差値に対し、 3σ 以上ミラーが傾動した時間」とした。図13の例では、0.6msecとなっている(赤破線)。同様に他22例解析したところ、遅れ時間は 0.52 ± 0.13 [msec]となった。要求値(<5msec)に対し、十分に短い時間でSMMが応答していることを実証している。

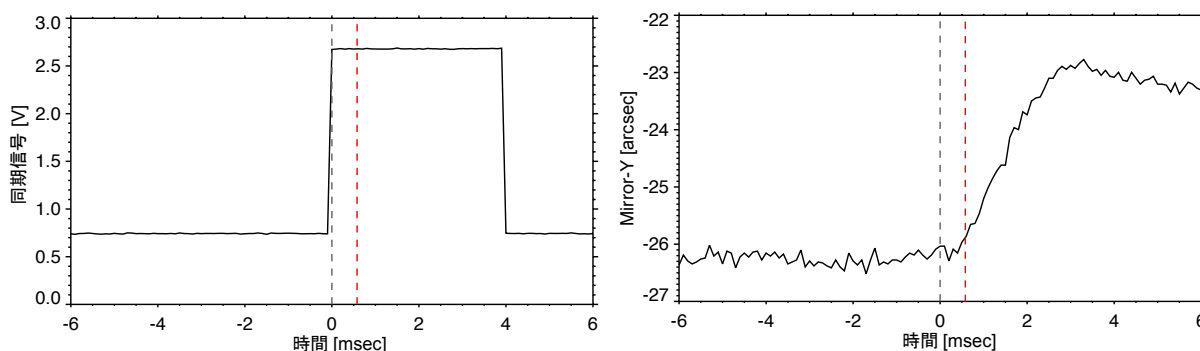


図 13. 左)PMU から伝達された同期信号. 右)Y 軸方向のミラー角度. 黒破線:同期信号ラインにおいて、ミラー駆動コマンドを受け取った時間. 赤破線:ミラー駆動が始まった時間.

3.2. 熱サイクル試験

大気球によるフライト環境では、温度変動から生じる熱負荷が機器不良の原因となる可能性がある。製造されたフライト機器が、動作不良を生じることなく機能できるかを検証した。国立天文台/先端技術センターにおいてSMMを恒温槽内に設置し(図14)、常圧環境下において温度変動負荷を与えた。なお、SMM-DRV とSMM-TM・SMM-IFで保管・動作温度が異なるため(表1)、別々に実施した。1日目に2サイクル実施し、2日目に3サイクル実施し、合計5サイクルを実施した(図15)。SMM-DRVに対する温度負荷の上限・下限温度には、 50°C ・ -20°C を与えた。SMM-TM・SMM-IFに対する温度負荷の上限・下限温度には、 50°C ・ -10°C を与えた。負荷後、各SMM機器の動作上限温度および下限温度において、電源投入およびミラー傾動・スキャン動作を実施した。取得したHKデータから、動作不良を起こすことなく指定角度値にミラーを駆動できており、指定角度範囲をスキャンできていることを確認した。



図 14. 左)恒温槽内に SMM-DRV を設置している様子. 右)恒温槽内に SMM-TM・SMM-IF を設置している様子.

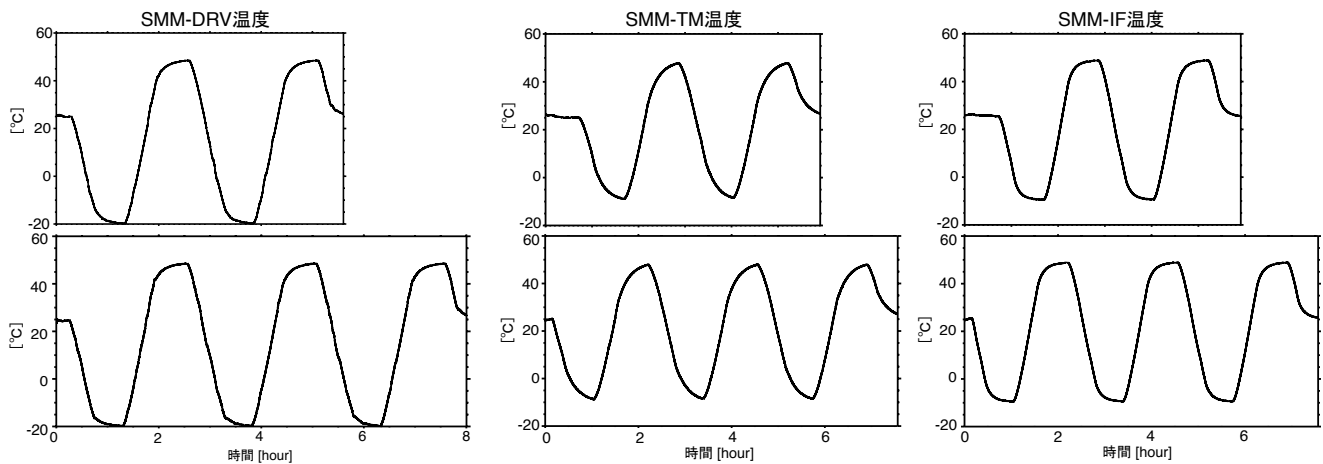


図15. SMM-DRV, SMM-TM・SMM-IFに与えた温度負荷. 温度は, 各筐体に取り付けた熱電対で測定している.

3.3. 熱真空試験

フライト時に予想される「真空および低温・高温環境」において, SMMの静電容量センサを用いたミラー制御(ステップ角度・ジッター量)の性能が変化しないことを実証する. 特に低温環境における評価試験は, 大気圧環境下では結露の懸念があるため, 真空環境下で実施する必要がある. SMM機器を真空チャンバ内に配置し, 真空状態($<10^{-2}$ Pa)を維持した(図16). さらに, 真空チャンバ内のシュラウドの温度制御により10-40°Cの様々な温度環境を設定した. 各温度においてSMMの電源投入およびスキャン動作を実施したところ, 動作不良を起こすことなく機能していることを確認できた. また, 真空環境下におけるステップ角度の性能が変化しないことを確認するため, 各温度において線形係数を測定した. SMM-TMのミラー角度を測定するため, チャンバに取り付けたビューポートを介し, 光電式二軸オートコリメータ(ニコン社製PA102)をSMM-TMに正対するように配置した. 測定結果を図17に示す. いずれの温度帯においても常圧環境下(図7)と同程度の線形係数となっており, 真空環境下においても同じ性能を保有している. なお, 本試験に使用したオートコリメータによる測定では, 狭視野かつ離散的な角度値を記録していたため, 常圧環境下(図7)における線形係数と値がわずかに異なるが, 整合している. 一方, ジッター量は, HKデータの角度値から計算し, 10-40°Cにおいて0.5" (3 σ)以下であることを確認できている. 基本性能試験において測定したジッター量と比較すると大きくなっているが, これはチャンバ内で光学定盤上に設置されていないことで外乱による揺れの影響を大きく受けていたためと考える. なお, 複数の試験環境および測定機器を用いてジッター量を評価した結果を表5にまとめている.

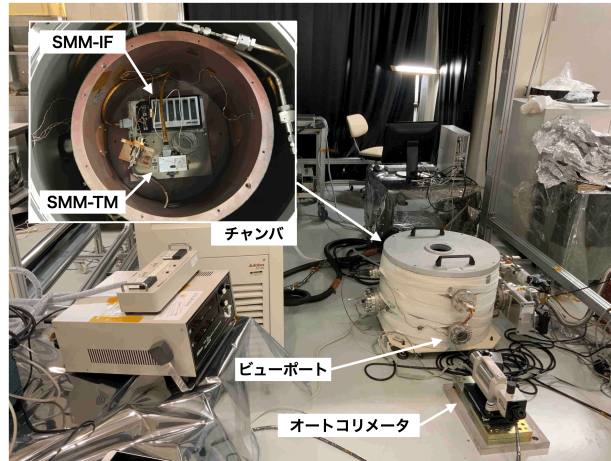


図 16. 熱真空試験環境. チャンバ内に SMM 機器を配置している.

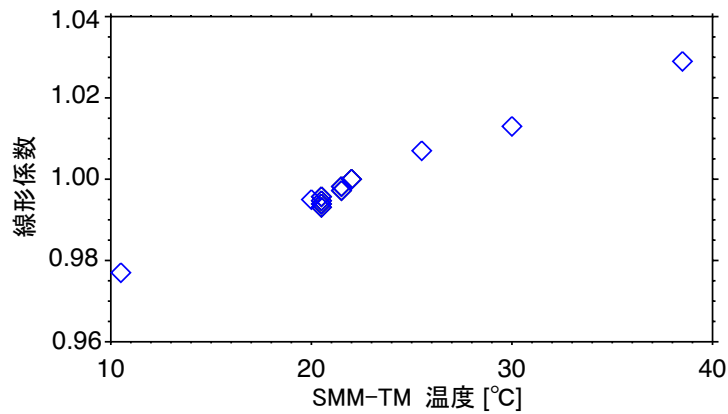


図 17. 真空環境下における SMM-TM の温度に対する線形係数の変化.

表5. 原点[0", 0"]におけるジッター量(3σ)の試験環境依存性.

		熱真空試験(真空チャンバ内)					基本性能試験(光学定盤上)	
		10°C	20°C	25°C	30°C	40°C	ISAS	NAOJ
HK	θ_x	0.21"	0.12"	0.30"	0.15"	0.15"	0.11"	0.13"
	θ_y	0.15"	0.41"	0.18"	0.26"	0.28"	0.13"	0.14"
PSD	θ_x	—	—	—	—	—	0.10"	0.20"
	θ_y	—	—	—	—	—	0.09"	0.27"

4. おわりに

本研究で実施した光学試験・熱サイクル試験・熱真空試験・同期制御試験により、製造されたSMMが大気球環境下においても要求性能を満たしていることを実証した。SUNRISE-3/SCIPによる高精度なスリット偏光分光観測が十分に実現できる性能を保有している。

研究開発している本スキャンミラー機構の技術要素は、「SUNRISE-3/SCIP」だけでなく、2020年代中頃に打ち上げを目指している次期太陽観測衛星「Solar-C(EUVST)」における極端紫外線のスリット分光観測にも必要である。太陽観測に限らず、他の宇宙科学ミッションへの応用も可能な技術開発である。

謝辞

本実験は、自然科学研究機構国立天文台・先端技術センター大クリーンルーム内の光学定盤・真空チャンバー・恒温槽などを用いて行いました。本研究は、自然科学研究機構国立天文台研究交流委員会より共同開発研究経費(代表:大場), 科学研究費補助金基盤研究(S)「気球太陽望遠鏡による精密偏光観測：恒星大気における磁気エネルギー変換の現場に迫る」(課題番号18H05234)」(代表:勝川), JAXA/ISAS小規模太陽観測プログラムの助成を受けています。

参考文献

- 1) 勝川行雄他：国際気球太陽観測実験 SUNRISE-3, 大気球シンポジウム: 2019年度, isas19-sbs-028, 2019
- 2) Barthol et al., “The Sunrise Mission,” Solar Physics, 268, 1, 2011
- 3) Solanki et al., “The Second Flight of the SUNRISE Balloon-borne Solar Observatory: Overview of Instrument Updates, the Flight, the Data, and First Results”, the Astrophysical journal supplements Series, 229:2, 2017
- 4) 小出来一秀他：次期太陽観測衛星用スキャンミラーの試作, 第60回宇宙科学技術連合講演会, 3J16, 2016.
- 5) 小出来一秀他：気球搭載太陽観測装置用スキャンミラーの開発, 第62回宇宙科学技術連合講演会, 1G14, 2018.
- 6) 小出来一秀他：気球搭載太陽観測装置用スキャンミラーの性能評価, 第63回宇宙科学技術連合講演会, 1P02, 2019.
- 7) 大場崇義他：気球搭載太陽観測装置のサイエンス実現に向けたスキャンミラー機構の性能評価, 第63回宇宙科学技術連合講演会, 1P03, 2019.

SUNRISE-3 大気球太陽観測実験：高精度赤外線偏光分光装置に 搭載する偏光変調ユニットの開発

久保 雅仁^{*1}, 清水 敏文^{*2}, 勝川 行雄^{*1}, 川畑 佑典^{*1}, 篠田 一也^{*1}, 阿南 徹^{*3}, 一本 潔^{*4}, 田村 友範^{*1},
納富 良文^{*1}, 中山 聡^{*5}, 山田 琢也^{*5}, 田島 崇男^{*5}, 中田 森平^{*5}, 中嶋 義人^{*6}, 奥谷 耕生^{*6},
Sami K. SOLANKI^{*7}, Jose Carlos del TORO INIESTA^{*8}

Development of the Polarization Modulation Unit for SUNRISE-3/SCIP

KUBO Masahito^{*1}, SHIMIZU Toshifumi^{*2}, KATSUKAWA Yukio^{*1}, KAWABATA Yusuke^{*1}, SHINODA Kazuya^{*1},
ANAN Tetsu^{*3}, ICHIMOTO Kiyoshi^{*4}, TAMURA Tomonori^{*1}, NODOMI Yoshifumi^{*1}, NAKAYAMA Satoshi^{*5},
YAMADA Takuya^{*5}, TAJIMA Takao^{*5}, NAKATA Shimpei^{*5}, NAKAJIMA Yoshihito^{*6}, OKUTANI Kousei^{*6},
SOLANKI Sami K.^{*7}, del TORO INIESTA Jose Carlos^{*8}

ABSTRACT

The Sunrise Chromospheric Infrared spectroPolarimeter (SCIP) for the SUNRISE-3 balloon experiment is a slit-scanning spectropolarimeter that simultaneously observes multiple lines in the 770 nm and the 850 nm bands with a polarimetric precision of 0.03 % (1 σ). The key to high-precision polarization measurements by SCIP is a polarization modulation unit that rotates a waveplate continuously at a constant speed. The waveplate consists of two birefringent plates made of sapphire and quartz to achieve a constant retardation in a wide wavelength range. We have confirmed that the retardation is almost constant in the wavelength bands of SCIP and its variation is negligibly small under the operational temperature conditions (20 +/- 10 degree C). The rotating mechanism is a DC brushless motor originally developed for the high-precision polarimetric observations in a future space mission, and we developed the control logic optimized for the uniform rotation at 0.512 s/rotation. The fast polarization modulation is essential for investigating the magnetic fields of the dynamical chromospheric structures. We have verified that a rotation uniformity by the control logic can achieve the polarization precision of 0.03 % (1 σ) required for SCIP, and also verified that such an excellent rotation performance is unchanged under thermal vacuum conditions simulating the flight environment of the SUNRISE-3 balloon.

Keywords: Polarization, Magnetic field, Rotating mechanism, Balloon, Solar Physics

概要

大気球太陽観測実験 SUNRISE-3 に搭載される近赤外偏光分光装置 Sunrise Chromospheric Infrared spectroPolarimeter (SCIP)は、0.2 秒角という高い空間解像度で太陽光球と彩層の3次元磁場構造の時間発展を定量的に捉えることを目指している。時間変化の激しい彩層の微細かつ微弱な磁場を観測

* 2020年12月1日受付 (Received December 1, 2020)

^{*1} 自然学研究機構国立天文台 (National Astronomical Observatory of Japan)

^{*2} 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 (Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency)

^{*3} National Solar Observatory

^{*4} 京都大学 (Kyoto University)

^{*5} 株式会社三菱プレジジョン (Mitsubishi Precision Co., Ltd.)

^{*6} 有限会社テクノクラフト (Techno-craft Ltd.)

^{*7} Max-Planck-Institut für Sonnensystemforschung

^{*8} Instituto de Astrofísica de Andalucía

するために、0.03% (1σ) という非常に高い偏光精度と高速の偏光変調が必要である。波長板を一定の速度で連続的に回転させる偏光変調ユニットが、SCIP による高精度偏光測定のカギを握る。水晶とサファイアの複屈折板で構成された波長板を設計し、SCIP の観測波長帯を含む広い波長範囲で一定の遅延量を持つことを実証した。また、遅延量の温度依存性は、動作温度範囲内 ($20^{\circ}\text{C} \pm 10^{\circ}\text{C}$) で無視できるほど小さいことを確認した。回転駆動機構は、SOLAR-C 衛星用に試作した DC ブラシレスモーターを使用し、0.512 秒/回転で一様に回転するための制御ロジックを開発した。要求された偏光精度を達成するために必要な回転一様性が実現されていることを、気球フライト環境を模擬した熱真空条件下で実証することに成功した。

1. はじめに

大気球太陽観測実験 SUNRISE^{1),2)} は、ドイツ・スペインを中心とした欧州の太陽グループが推進している計画で、口径1mの望遠鏡を気球にのせて2009年と2013年に観測を実施した。2022年の夏至の時期に3回目の飛翔が計画されており、日本から近赤外偏光分光装置 Sunrise Chromospheric Infrared spectroPolarimeter (SCIP)³⁾ を供給する。スウェーデン・キルナからカナダへの航路を、高度35kmで5日間に渡って飛翔する。飛翔中は、大気の影響をほぼ受けずに連続・安定的に観測することができる。「ひので」衛星⁴⁾の2倍の口径を持つ望遠鏡による高い解像力や集光力を活かして、SCIPでは太陽光球・彩層で形成される複数の吸収線の偏光分光観測を行う。偏光変調ユニットは、SCIPによる偏光分光観測の重要な役割を担う装置である。

本論文では、偏光変調ユニットの性能評価結果を報告する。1.1節と1.2節で偏光変調ユニットおよび偏光観測の概要を述べる。偏光変調ユニットの重要な構成要素である回転駆動機構と波長板の要求仕様と評価結果を、2章と3章でそれぞれ報告する。

1.1. 偏光変調ユニットの概要

偏光変調ユニット (Polarization Modulation Unit: PMU) は、(1)波長板を一定回転させる回転駆動機構 (PMU-ROT)、(2)回転駆動機構のドライバ回路 (PMU-DRV)、(3)回転駆動機構から出力される回転位相のエンコーダ値のノイズ低減のフィルタ回路 (PMU-I/F)、の3つの装置で構成される (図1及び図2)。PMU-ROTとPMU-I/Fは、光学素子の一つとして、SCIPの光学ベンチ上に設置される。PMU-DRVは、SUNRISE-3の電気箱ラックに設置される。偏光変調ユニットの概要を表1にまとめた。

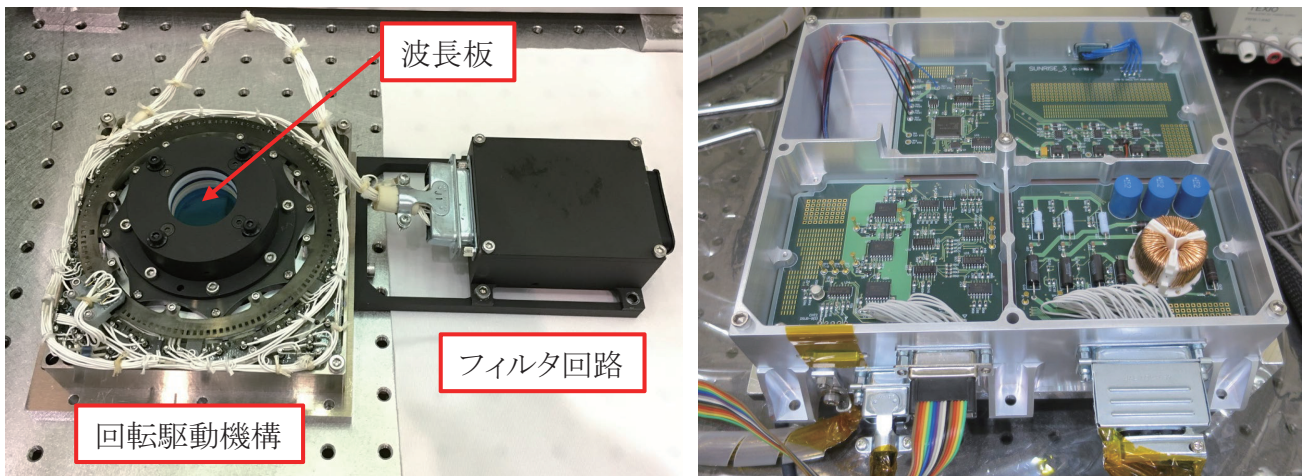


図 1: (左) 回転駆動機構 (PMU-ROT) 及びフィルタ回路 (PMU-I/F)。 (右) ドライバ回路 (PMU-DRV)

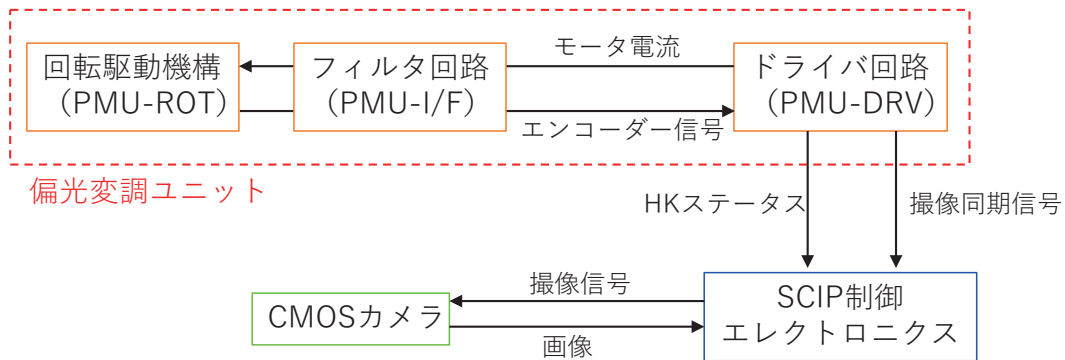


図 2: 偏光変調ユニット、SCIP 制御エレクトロニクス、カメラのブロック図

偏光変調ユニットは、コストの削減及び開発期間の短縮を行うために、可能な限り既存の資産を利用した。PMU-ROT は、戦略的中型衛星計画 SOLAR-C への搭載を目指し、寿命試験用に開発した DC ブラシレスモーター⁵⁾をそのまま使用する。PMU-ROT は、コンタミネーションの管理レベルの厳しい望遠鏡内部への搭載を想定し、真空環境下での 1000 万回以上の回転実績⁶⁾と低いアウトガスレートが検証されている⁷⁾。この寿命試験用の PMU-ROT とそのドライバ回路を基に、改良版が PMU-ROT の 2 号機として開発された。観測ロケット実験 CLASP⁸⁾は、この 2 号機と共に、制御を行う PMU-DRV を製作して実施された。CLASP の再飛翔観測と SCIP の開発時期が重なるため、CLASP 用の PMU-ROT や PMU-DRV を SCIP に使用することはできない。2 号機では、配線やフィルタ回路が基板として PMU-ROT 内に実装されているが、SCIP で使用する PMU-ROT にはそれが無いため、外付けの回路として PMU-I/F を新規に製作した。また、PMU-DRV は一部分を改修する形で、CLASP の PMU-DRV のコピーを製作した。一方、CLASP と比べて、空間解像度が 10 倍近く高くなり、微細かつ変化の激しい彩層現象の磁場を測定するために、高速の偏光変調が必要になる。そのため、回転速度に対する要求が、CLASP (4.8 秒/回転) の 10 倍近く速くなり、0.512 秒/回転に最適化した制御ロジックを開発した。また、気球観測実験では、観測ロケット実験に比べて観測時間が各段に長く、動作温度の範囲も広いため、長期に渡って高い回転一様性を維持できることや特に低温における回転性能の検証が新たに必要となった。

表 1: 偏光変調ユニットの概要

項目	値
観測量	Stokes I, Q, U, V
波長板回転速度	0.512 秒/回転
要求偏光精度	0.03% (10 秒積算後)
撮像同期信号頻度	32ms
Housekeeping (アナログ) 出力	PMU_CUR (モーター電流)
	PMU_ANG (回転角度)
	PMU_ANG_ERR (回転角度誤差)
	PMU_TMP (ドライバ回路基板温度)
Housekeeping 更新頻度	32ms
サバイバル温度	PMU-ROT 及び PMU-I/F: -10°C ~ +50°C
	PMU-DRV :-20°C ~ +50°C
動作(起動)温度	PMU-ROT 及び PMU-I/F :+10°C ~ +30°C
	PMU-DRV: 0°C ~ +30°C

1.2. SCIP による偏光観測の概要

SCIP の偏光観測の基本要素は、回転波長板と偏光ビームスプリッターと CMOS カメラの 3 点である(図 3)。波長板を回転させることにより、太陽から来た光の偏光状態を変えることが出来る(偏光変調)。波長板を通過した光は、偏光ビームスプリッターで互いに直交する偏光に分けられ、1 台の CMOS カメラで同時に測定する。偏光変調ユニットから出力される撮像同期信号を用いて、CMOS カメラを同期制御し、波長板が一回転する間に 22.5 度おきに 16 回の撮像を行う。機上で、取得した 16 枚の撮像データに、偏光変調に応じた係数を掛けて積算する(偏光復調)ことで full Stokes ベクトルを取得する。波長板が一様に回転しなかったり、カメラとの同期が崩れたりすると、偏光変調と偏光復調で回転位相差が生じ、疑似偏光が生じる。偏光変調ユニットの開発やそれを使った偏光観測の策定を日本側が担当し、機上偏光復調処理の実装や CMOS カメラの開発をスペイン Instituto de Astrofísica de Andalucía (IAA) が担当する。

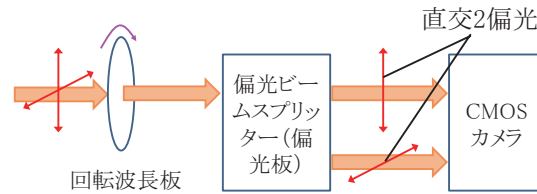


図 3: SCIP 偏光観測の基本構成要素

SCIP の CMOS カメラはローリングシャッター方式で露光しているため、2048 画素(ライン)の端と端で露光開始のタイミングが約 21ms 異なる。この間に波長板は 15 度程度回転し、その結果、ライン毎に偏光変調の位相が異なる。光学系全系を用いた偏光較正試験において、各ラインで Mueller Matrix を導出することで、観測データを較正することを計画している。また、ローリングシャッターのリセットによる、露光開始のタイミングのふらつきは最大 $20 \mu s$ であり、露光時間と比べて十分小さいため偏光観測に影響しないと見積もっている。

2. 回転駆動機構

2.1. 回転駆動機構への要求仕様

回転駆動機構への要求仕様を以下にまとめる。

- 表 2 に示した太陽彩層・光球の観測で想定される偏光の大きさに対して、偏光誤差が許容値以下となる回転性能を持つこと(評価試験結果は 2.2 節~2.3 節)
- フライト期間に相当する、5 日間に渡る連続回転で上記の性能が保たれること(評価試験結果は 2.4 節)。
- 表 1 に示した動作(起動)温度の範囲で、上記の性能が保たれること(評価試験結果は 2.5 節)。
- 表 1 に示したサバイバル温度の範囲で、故障・破損しないこと(評価試験結果は 2.5 節)。

表 2: 想定される偏光の大きさと許容値 (1σ)

	彩層	光球
Stokes I (入力)	1	1
Stokes Q (入力)	0.01	0.15
Stokes U (入力)	0.01	0.15
Stokes V (入力)	0.1	0.2
積算時間	10回転	2回転
許容誤差	3×10^{-4}	1×10^{-3}

2.2. 回転駆動機構の回転一様性

2.2.1. 回転一様性の光学測定

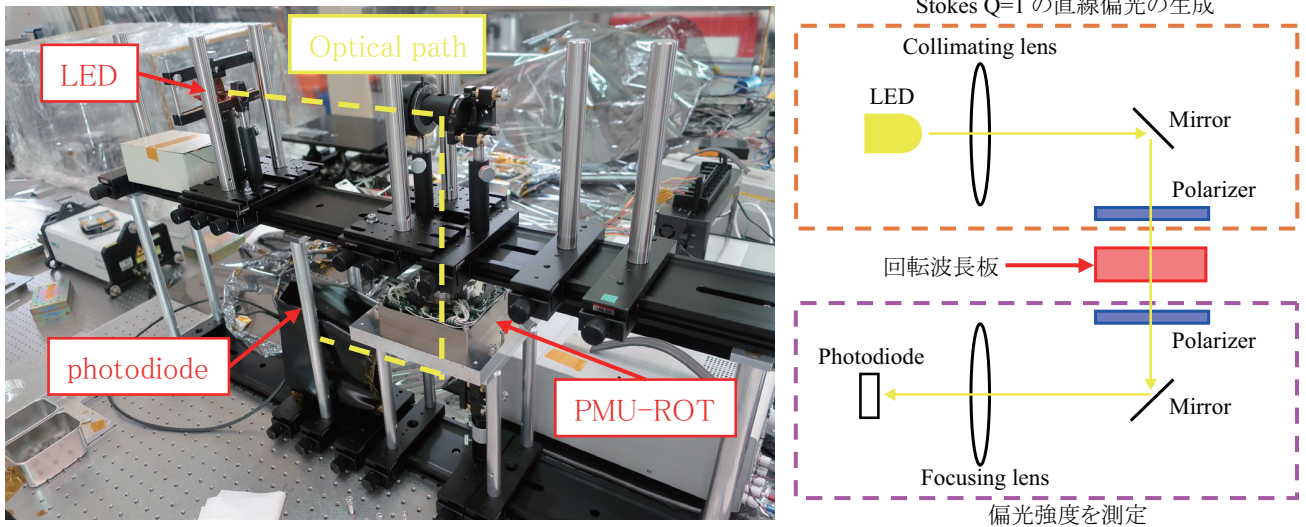


図 4: 回転駆動機構の回転一様性の光学測定系

試験用の半波長板をフライト実機の回転駆動機構（PMU-ROT）に載せて、図 4に示した測定系で光学的に偏光変調を測定した。この測定系は観測ロケット実験 CLASPの回転駆動機構の回転性能を評価した物⁹⁾と同一で、回転駆動機構の上流側の光学系で Stokes Q=1の直線偏光を生成して、回転波長板で変調した偏光強度をフォトダイオードで測定する。理想的な偏光変調からのズレから波長板の回転誤差を導出し（図 5 緑線）、ドライバ回路（PMU-DRV）からアナログ出力される角度誤差の Housekeeping (HK)ステータス（図 5 水色線）と比較した。フォトダイオード出力とHKステータスは、同じデータロガーで1msのサンプリングレートで同時に記録を行った。

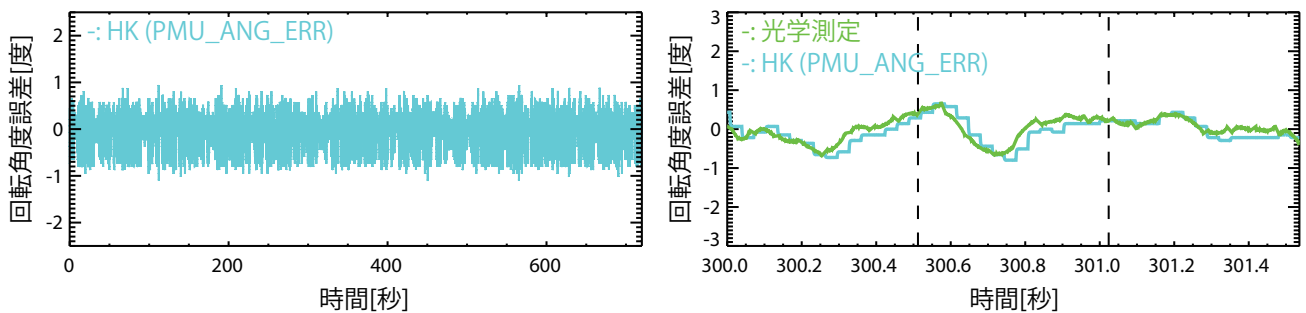


図 5 回転角度誤差の HK ステータス出力（左）と光学測定との比較（右）

回転角度誤差は±1度程度で、光学測定から導出した回転角度誤差と HKステータス（PMU_ANG_ERR）が良く一致している。PMU_ANG_ERRは、制御ロジックで指定した目標の角度値とエンコーダで実測された角度値との差に相当する。図 5の様な時系列データに対してフーリエ変換を実施し、500回転分の平均的な回転角度誤差の周波数特性を求めた結果を図 6に示す。横軸は角度誤差の周期を表しており、例えばn=1の場合は、一回転の周期（0.512秒）に相当する。測定値が一点でも許容値（赤線）を超えると、1回転分の偏光変調では要求された偏光精度を達成できなくなる¹⁰⁾。実際には、誤差を各周波数成分に割り振る必要があり、制御ロジック開発の際は、各周波数で許容値の1/3を要求値とした。測定された回転角度誤差は低周波側が支配的であり、n=2の誤差が

要求値より若干大きく、 $n=0$ の誤差は許容値を超えるが、それ以外は要求値より小さい。得られた誤差の評価は2.2.2節で議論する。

光学測定では、PMU-ROTの回転軸が重力方向にあるが、実際のフライトでは回転軸はほぼ水平方向になる。図 6の水色線と橙線の比較から、回転性能は回転軸の向きに依存しないことが確認できた。また、HKステータスの更新周期は32msであるため、 $n=16$ 以上の高周波成分は HKステータスでは確認できないが、光学測定の結果で顕著な高周波成分が無いことを確認した。 $n=12, 20, 24$ にピークが見られるのは、偏光変調のズレから角度誤差に換算する際に、 $\sin 4\theta$ (θ : 波長板の回転角度) で割る必要があり、ゼロ割を避けるために補完している影響である。これらの結果から、長期連続動作試験 (2.4節) や熱真空試験 (2.5節) は HKステータスのみから回転性能を評価できると判断した。なお、重力による回転軸のわずかな歪みによる光学性能に対する影響が出ないように、PMU-ROTをSCIPの光学ベンチにインストールする際は、回転軸と光軸が合うように調整する。

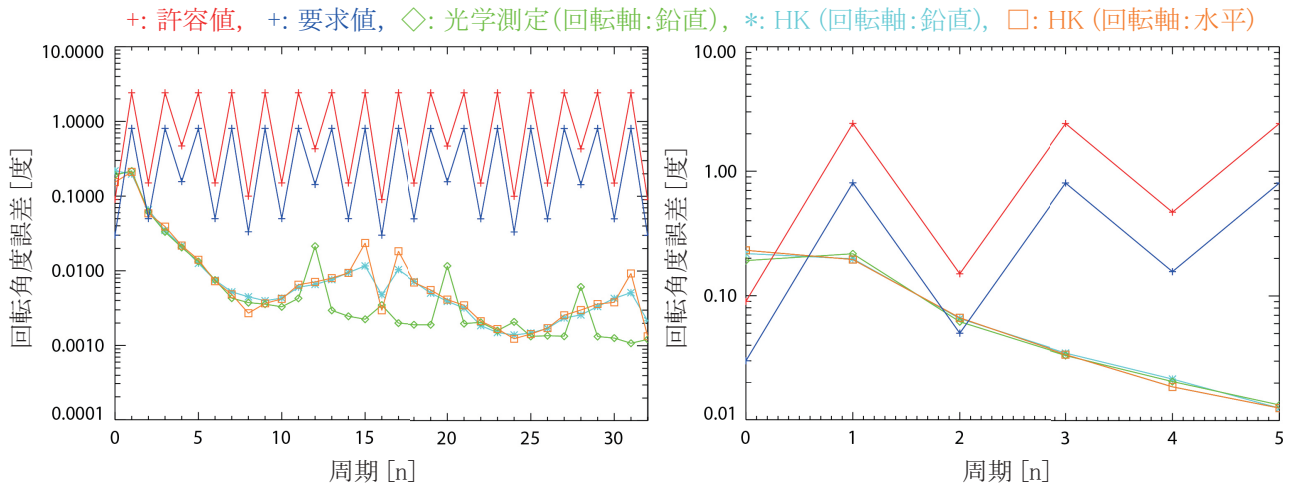


図 6: 回転角度誤差の周波数特性 (左図が $n=0-32$ 、右図は $n=0-5$ を表示)

2.2.2. 回転誤差で生じる疑似偏光

波長板の回転角度を $\theta = \omega t + \Delta\theta$ と定義し、回転に誤差がある場合 ($\Delta\theta \neq 0$) と無い場合 ($\Delta\theta = 0$) で、SCIPで想定される偏光変調・偏光復調を用いてStokesパラメータを計算し、その差分から偏光誤差を導出した。 ω は理想的な回転周期 (0.512秒/回転) を想定し、 $\Delta\theta$ には HKステータスの回転角度誤差 (PMU_ANG_ERR) を用いた。偏光誤差は、観測で想定される偏光の大きさに依存する。今回は、太陽系層・光球で観測される典型的な偏光の最大値を想定した (表 2)。

系層の観測では、光量が低いため、10回転以上の積算が必要である。10回転分積算すれば、回転角度誤差は平均化され、標準偏差が許容値の1/5以下となり、偏光測定の要求を十分に満たす (図 7 左)。光球の観測では、2回転分積算しても許容値と同程度の誤差が生じる (図 7 右)。偏光誤差を 4×4 の Mueller Matrixの各成分に分解した物を図 8に示す。回転角度誤差の主要項である $n=0$ 成分は、波長板が一回転する間の遅延軸の平均的な回転ずれに相当し、直線偏光間 (Stokes QとUの間) のクロストークを生じる。これは、M23とM32成分が大きいことに一致する。次に大きいのは、円偏光と直線偏光の間のクロストーク (M34とM42) で、 $n=2$ 成分に起因する。この内、 $n=0$ 成分に起因するクロストークは、PMU_ANG_ERRの一回転分の平均値を用いてフライト後に補正することができる。光学測定では、Stokes Q = 1の偏光変調を測定しているため、測定される Stokes Uは疑似偏光とみなすことができる。図 9 (左) に示すように、PMU_ANG_ERRの一回転分の平均値とStokes Uは線形の関係になる。この関係を使って、疑似偏光である Stokes Uを補正すると、元の値 (赤線) の1/5程度 (青線) になる。したがって、光球の観測においても、HKステータスの回転角度誤差を用いた後処理で、波長板の回転角度誤差による疑似偏光は許容値の数分の1以下に抑えられる。

上記の背景から、制御ロジック^{9), 11)}開発の際は、後処理で補正ができる $n=0$ 成分や許容値が大きな $n=1$ 成分を犠牲にしても、 $n=2$ より高周波な成分が小さくなるように制御周波数のパラメータ調整を行った。

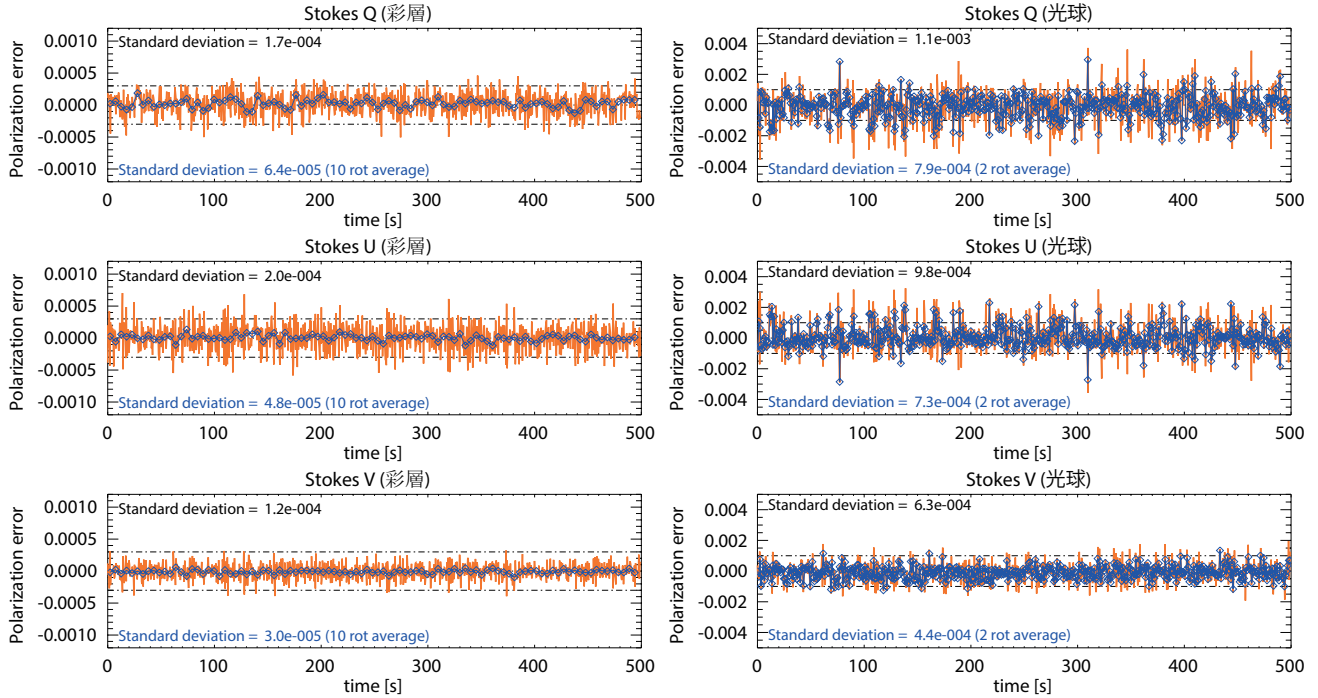


図 7: 回転角度誤差から予想される彩層 (左) と光球 (右) の偏光誤差 (橙色)。青線は、10 回転分 (彩層) / 2 回転分 (光球) 積算した場合。一点鎖線が許容値を示す。

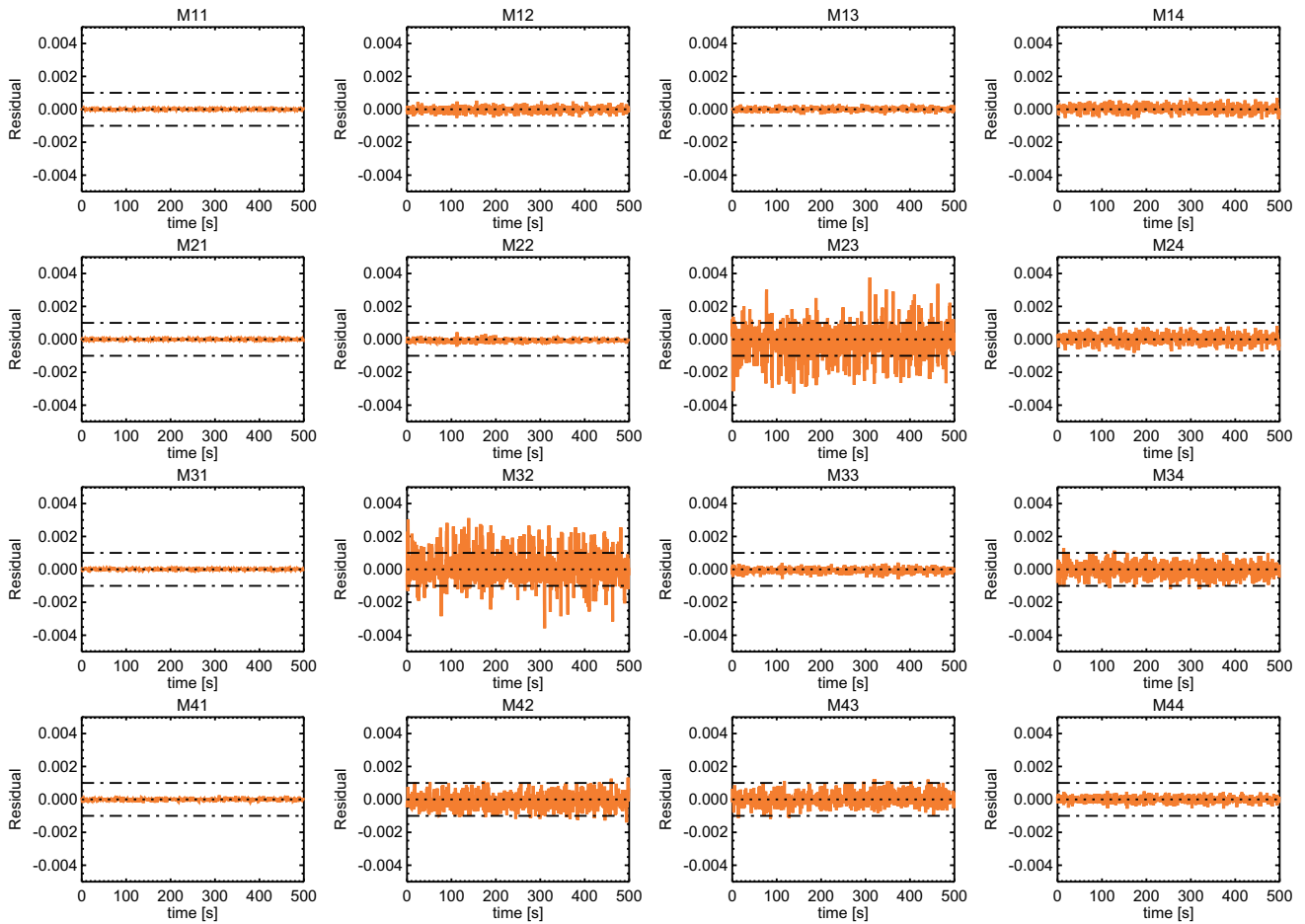


図 8: 光球測定の場合の偏光誤差マトリックス

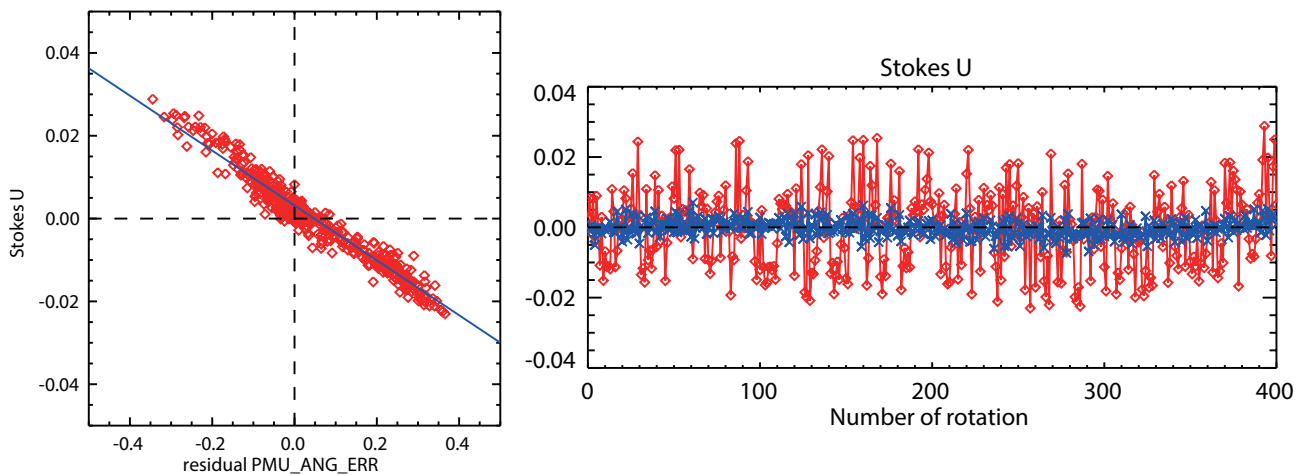


図 9: 【左図】 Stokes Q=1 を入力した際の Stokes U (疑似偏光) と PMU_ANG_ERR の一回転分の平均値の関係。【右図】 この関係を用いて補正した Stokes U (青線) と元の値 (赤線)

2.3. 撮像同期信号のタイミング精度

偏光変調ユニットからは 32ms 毎に撮像同期信号が出力され、この信号を基に SCIP の制御エレクトロニクスが CMOS カメラやスキャンミラー駆動機構を同期制御する。1 回転分の撮像同期信号

を図 10 (a)に示す。信号の立ち上がりのタイミングでカメラの撮像が開始され、パルス幅は回転位相を識別するために長・中・短の 3 種類が存在する。この撮像同期信号のタイミング精度を検証するために、偏光変調ユニットから出力される撮像同期信号及び HK ステータスを 0.1ms サンプリングで計測した。撮像同期信号の時系列データの微分を取ることで、Rising edge を検出し、その時間間隔を計算した (図 10)。Rising edge の間隔の測定結果は $32\text{ms} \pm 0.1\text{ms}$ となり、非常に良い精度で撮像同期信号が出力されていることが確認できた。 $\pm 0.1\text{ms}$ を波長板の回転角度に換算すると ± 0.07 度程度であり、図 5 に示した回転角度誤差と比べて一桁以上小さい。

偏光変調ユニットから出力される HK ステータスの情報も 32ms 毎に更新される。ステップ関数的に更新されていく、HK ステータスの回転角度 (PMU_ANG) から、撮像同期信号と同様に更新間隔を見積もった。理想的な 32ms ステップからズレは、撮像同期信号と HK ステータスで概ね一致しており、その量は 100 秒で 5ms 程度のズレである (図 10 (c), (d))。完全な比例関係 (青線) から少しオフセットがあるのは、撮像時信号の Rising edge と HK ステータスの更新のタイミングが同時では無いためであるが、これは想定された動作である。

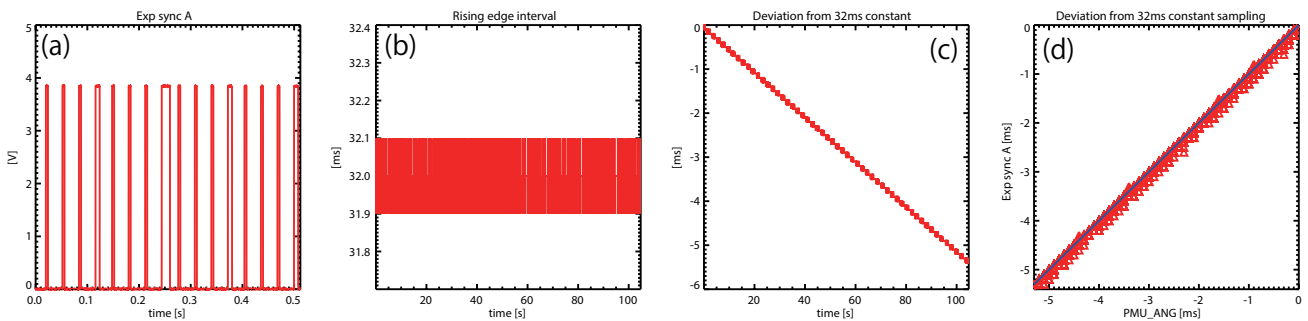


図 10: (a) 1 回転分の撮像同期信号。(b)撮像同期信号の Rising edge の時間間隔。(c) 撮像信号の間隔の理想的な 32ms ステップからのズレ。(d) 撮像同期信号と HK ステータスの更新間隔の関係。

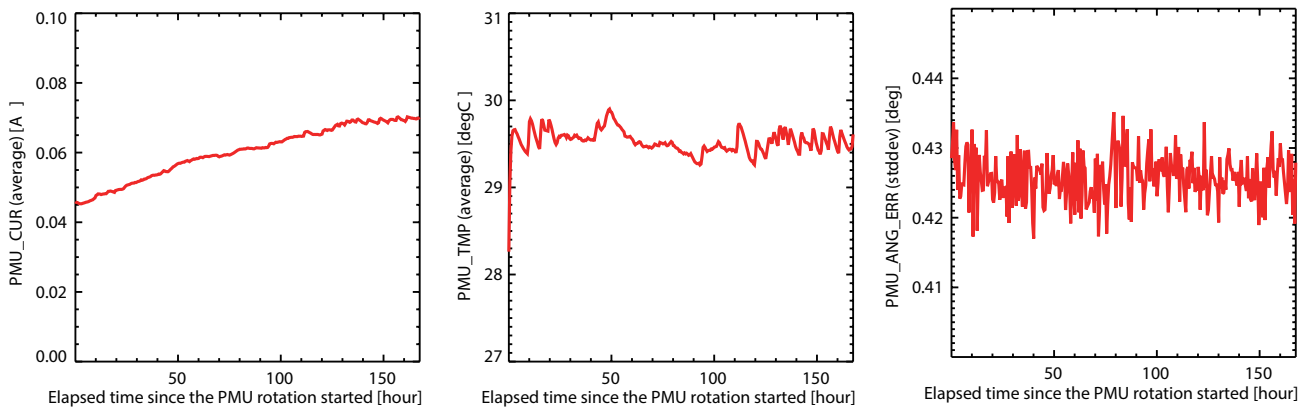


図 11: 長期連続動作試験時の HK ステータス出力。30 分間の平均のモーター電流 (左) 及びモータードライバの基板の温度 (中央)。角度回転誤差の 30 分間の標準偏差 (右)

2.4. 長期連続動作試験

SUNRISE-3 では 5 日間以上のフライトが予定されているので、2 日間のマージンを加えて、7 日間連続的に回転駆動機構を動作させた。基本的には、50ms サンプリングで 4 個の HK ステータスを常時モニターし、一日一回の割合で 10 分間だけ取得した 1ms サンプリングのデータで回転一様性を評価した。回転駆動機構は、フライトと同様に回転軸が水平方向になる様に光学定盤上に設置した。温度計で測定した周囲の環境温度は、 $25^{\circ}\text{C} \pm 0.5^{\circ}\text{C}$ 程度の範囲で一定に保たれていた。

図 11 に示す様に、一度も停止することなく 7 日間連続的に回転することに成功した。モーター電流は徐々に増加しているが、許容範囲内である。長期動作試験前は、回転軸が重力方向になるよ

うな置き方で回転駆動機構を保管していた。モーター電流の長期変動は、回転駆動機構の設置の仕方によるモーターの潤滑剤の微妙な分布の違いの影響と考えられる。モーター電流の1時間以下程度の変化は、周囲の環境温度の変化に起因している。周囲の温度変化は、モータードライバの温度 (PMU_TMP) でも観測される。モータードライバの温度は、ON直後に29.5°C程度でバランスし、その後は環境温度の影響で $\pm 0.5^\circ\text{C}$ の範囲で変動している。回転角度誤差 (PMU_ANG_ERR) には長期のトレンドは無く、誤差の30分ごとの標準偏差はほぼ一定である。2.1.2節と同様に回転角度誤差から偏光誤差を見積もった結果が図12である。7日間に渡って、回転角度誤差に起因する偏光誤差はほぼ一定である。

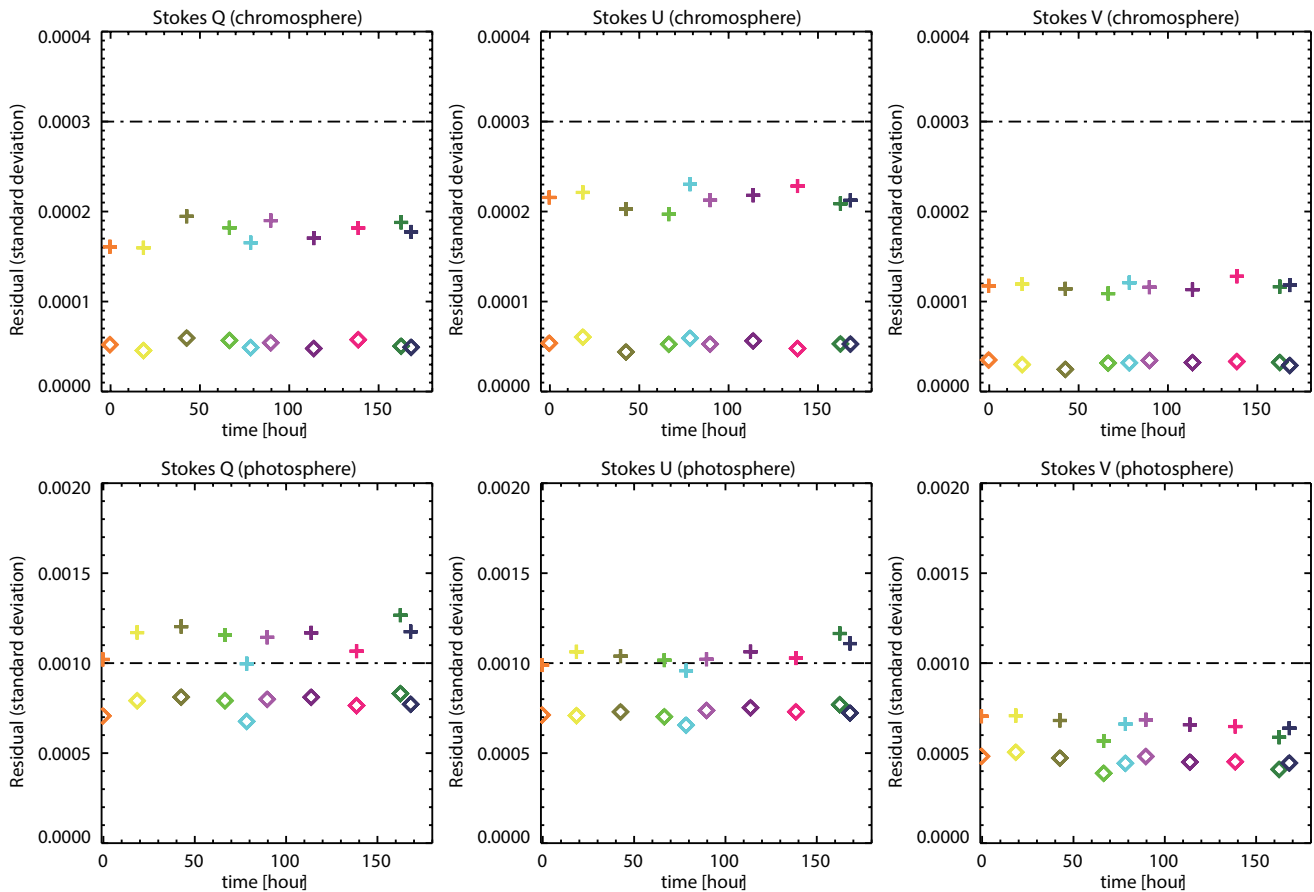


図 12: 彩層 (上図) と光球 (下図) 観測で予想される偏光誤差の標準偏差値の長時間変動。標準偏差は 500 秒間の 1ms サンプルングデータから計算。+が 1 回転毎で、◇が 10 回転分 (彩層) / 2 回転分 (光球) 積算した場合。一点鎖線が許容値を示す。

2.5. 熱真空試験

2.5.1. サバイバル温度試験

回転駆動機構 (PMU-ROT) とフィルタ回路 (PMU-I/F) をシュラウドの付いた真空チェンバーに入れて、真空環境下で温度制御を行った (図 13)。モータードライバ (PMU-DRV) は、 Gondola 上の設置位置が異なるために温度環境が異なることとコンタミネーションの観点から、本試験では真空チェンバー外の大気・室温環境下で動作させた。モータードライバの環境試験の結果は 2.5.3 節で示す。

サバイバル温度試験では、低温側は -10°C で 2.5 時間程度、高温側は $+50^\circ\text{C}$ で 5 時間程度、真空環

境で放置した (図 14)。この試験は、駆動機構の電源は OFF で実施した。サバイバル温度試験の前後で、回転一様性を測定し、回転性能が変わらないことを確認した (図 17 のピンク線と緑線)。

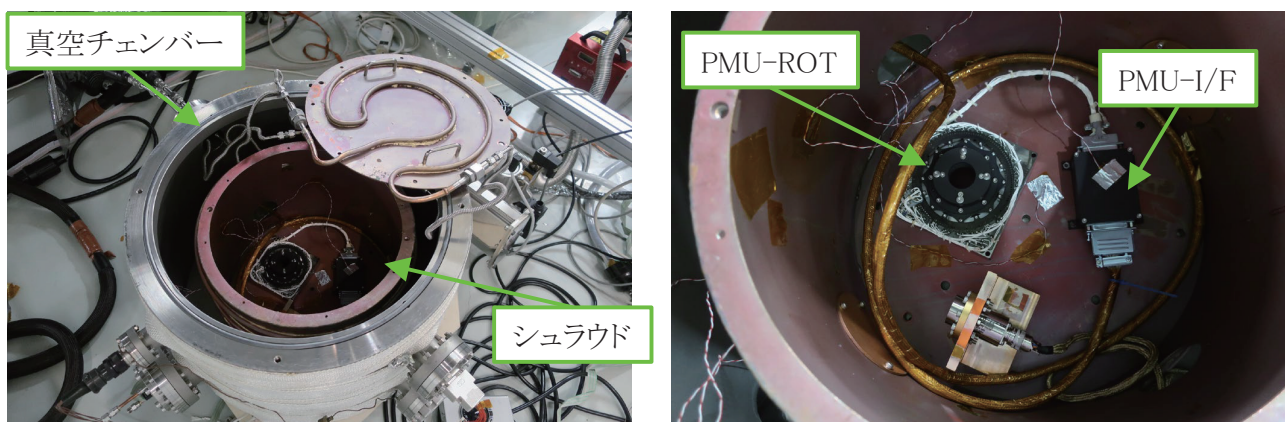


図 13: 熱真空試験の様子

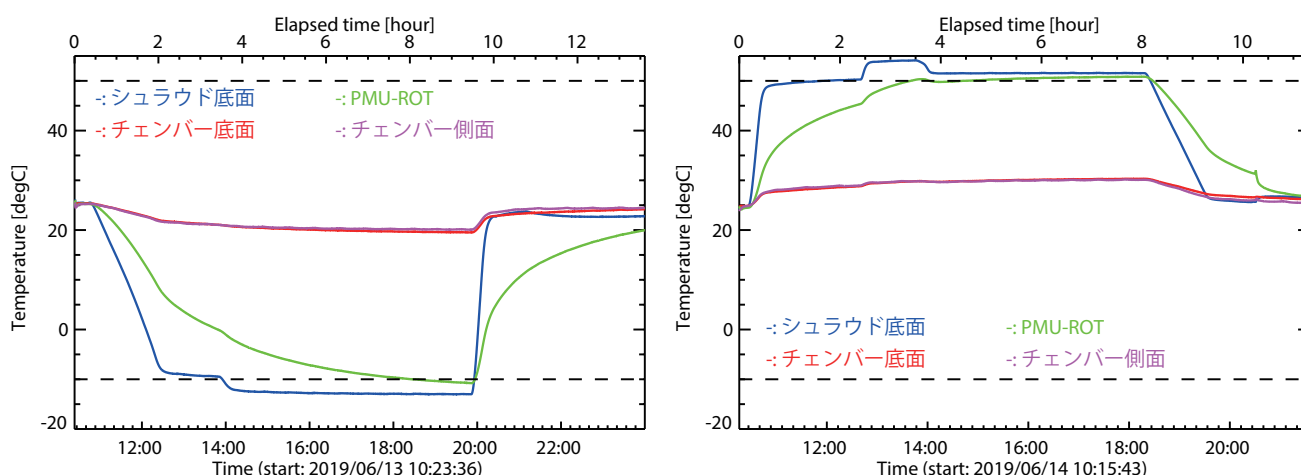


図 14: サバイバル温度試験時の温度。低温ケース (左) と高温ケース (右)

2.5.2. 動作温度試験

試験コンフィギュレーションはサバイバル試験と一緒に、回転駆動機構の温度が 0°C、+10°C、+20°C、+30°Cとなる様に温度を制御し、下記の 3 項目の試験を実施した。

- 20 回の ON/OFF の繰り返し
- 回転一様性測定
- 約 2 時間にわたる連続動作

温度変化の 1 例を図 15 に示す。12:40 から温度降下を開始し、PMU-ROT の温度が目標の 10°C 近傍で安定した 16:15 から 20 回の ON/OFF 試験及び回転一様性測定を実施し、17:30 から 2 時間程度連続動作をモニターした後、シュラウドの設定温度を室温に戻した。通電中の PMU-ROT 及び PMU-I/F の温度は、1-2°C 程度上昇したところで安定している。今回は、PMU-ROT 及び PMU-I/F はシュラウドの上に置いただけで、フライトとは熱的なインターフェース条件が異なるが、特に発熱による温度上昇の懸念は無いと考えられる。最終的には、光学系全体で熱真空試験を実施し、PMU-ROT の温度をモニターし、問題ないことを確認する。

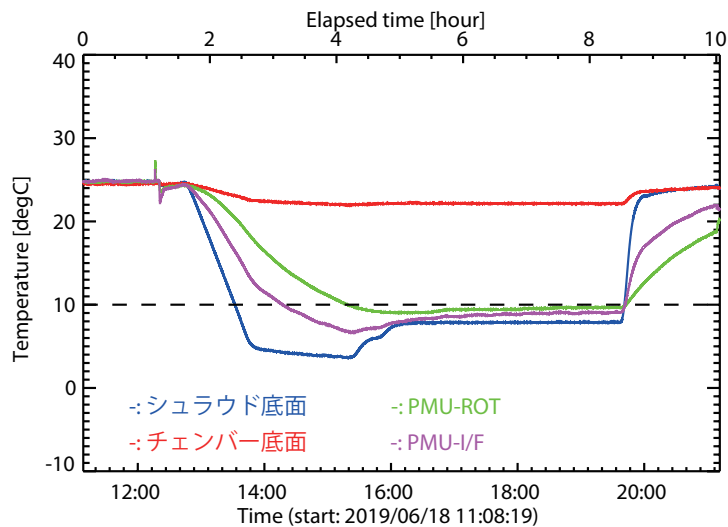


図 15: 目標温度 10°C の際の動作温度試験時の温度

0°Cにおける 20 回の ON/OFF 試験の結果を図 16 に示す。回転駆動機構の電源を入れて、回転速度が徐々に速くなり、定常回転に到達して撮像同期信号を出力するまでの約 100 秒間を繰り返した。スパイク状に電流が増加しているのは、回転開始(最初のピーク)と加速時(その後の 3 回のピーク)に対応する。低温では、回転駆動機構の潤滑剤が固くなり、通電しても回転が始まらない可能性が懸念されたが、20 回とも全て定常回転に到達した。他の温度でも、通電後に回転が始まらないというケースは無かった。また、回転一様性も、温度依存性は無く、熱真空試験の前後でも性能に変化は無かった(図 17)。

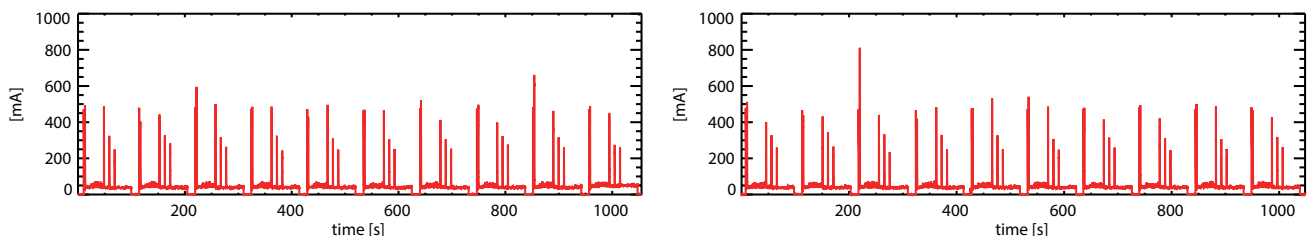


図 16: 0°Cにおける 20 回の ON/OFF 試験時のモーター電流。左図が前半の 10 回で右図が後半の 10 回。

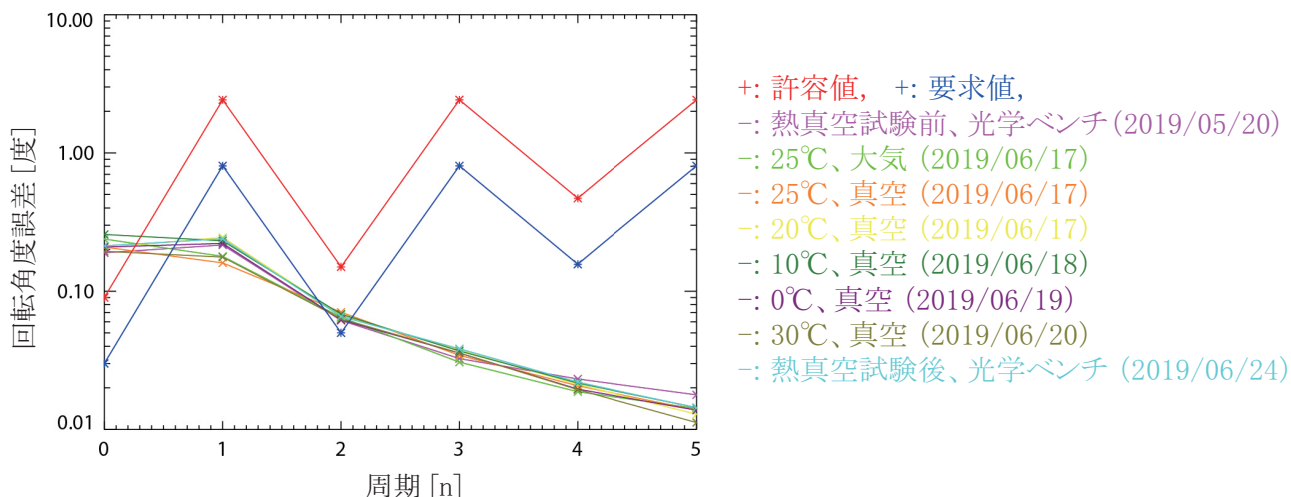


図 17: 各温度での回転角度誤差の周波数特性。

2.5.3. ドライバ回路に関する熱・真空試験

ドライバ回路 (PMU-DRV) に関する環境試験として、表 3 に示す試験を実施し、いずれの検証項目も問題ないことが確認できた。本試験時は、回転駆動機構は大気・室温環境である。

表 3: ドライバ回路 (PMU-DRV) の熱・真空試験実施項目

試験名称	真空/大気	温度	検証項目
温度サイクル	大気	-20℃～+50℃ (5 サイクル)	1. 基板実装時のワークマンシップエラーが無いこと。 2. サバイバル温度で故障・破損の無いこと。
低温での電源 ON	大気	-10℃、0℃	1. 20 回の ON/OFF の繰り返して低温時でも電源 ON できること。 2. 低温時でも回転制御性能に変化が無いこと。
真空試験	真空	室温	1. 真空状態で連続動作しても高温になりすぎないこと。 2. PMU-DRV 内の温度センサー及びヒーターが動作すること。 3. 回転制御性能に変化が無いこと。

3. 波長板

3.1. 波長板への要求仕様

複屈折率の波長・温度依存性の符号が異なる水晶板 (SiO₂) とサファイア板 (Al₂O₃) を組み合わせることで、遅延量の波長依存性及び温度依存性をキャンセルすることが可能となり、広帯域で温度依存性の小さい波長板を実現することができる。円偏光と直線偏光を同時に高い効率で変調できる遅延量 (理想的には 127 度) を持つように、水晶板とサファイア板の厚みを決定した¹²⁾。線膨張係数の差を考慮し、水晶板とサファイア板は貼り合わせずに独立にマウントする方式とした。多重反射を避けるために、どちらも両面に反射防止コーティングを付けている。波長板の要求仕様を表 4 にまとめた。遅延量の評価試験の結果を 3.2 節に示す。

表 4: 波長板への要求仕様

構成	水晶板+サファイア板
使用波長	762 -775 nm と 842 -859 nm
遅延量	127 度±6 度
外径	φ 33mm
有効径	φ 27mm
平行度	それぞれの板で 2"以下
透過波面精度	それぞれの板で $\lambda/15PV$ 以下 ($\lambda=632.8nm$)
コーティング	表裏面に反射防止コーティング (使用波長で 1%以下)

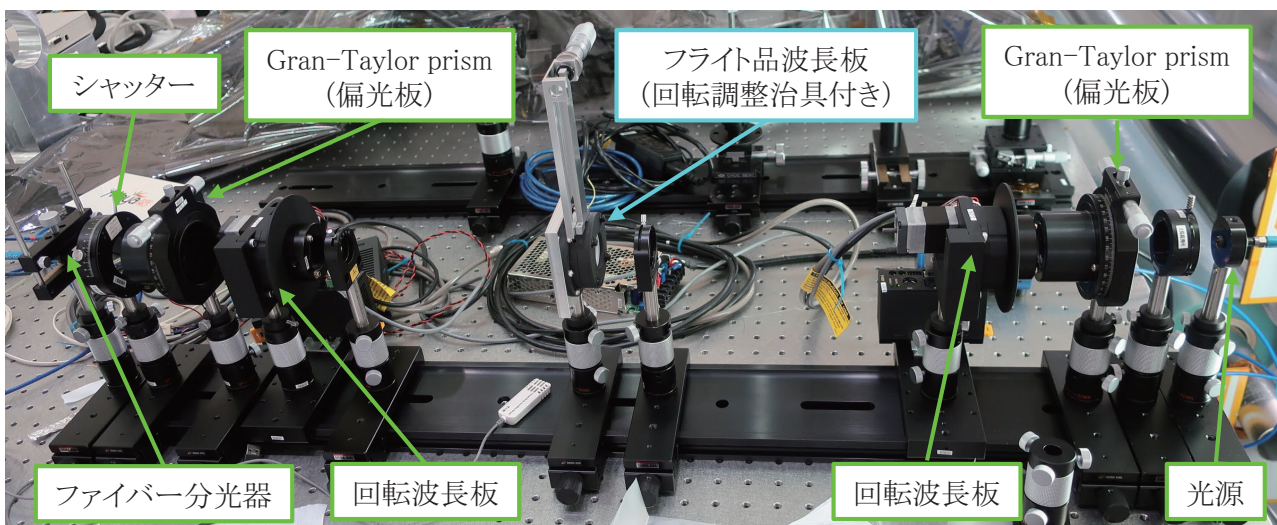


図 18: 偏光解析分光装置 (MMSP) による波長板の遅延量測定

3.2. 遅延量測定

3.2.1. 波長依存性

フライト品波長板の各波長における遅延量は、偏光解析分光装置¹³⁾ (Mueller Matrix SpectroPolarimeter; MMSP) で測定を行った (図 18)。MMSPは、回転波長板と偏光板のセットで測定サンプルを挟むことで、サンプルの Mueller Matrixを測定できるシステムであり、検出器にファイバー分光器を使用している。水晶板とサファイア板の遅延軸の回転位相がずれると、2枚を合わせて波長板とした際に、遅延量及び遅延軸にリップルが生じる。SCIPの観測波長帯である770nmと850nmで、このリップルが最小となる様に水晶とサファイアの回転位相を合わせた。最終調整結果を図 19 に示した。SCIPの観測波長帯では、遅延量が125.5度でほぼ一定であり、仕様を満たしている。また、500nm~1100nmという広い波長範囲で高効率の偏光変調が可能な波長板が実現できている。

3.2.2. 空間依存性

フライト品波長板の遅延量の空間分布は、偏光解析撮像装置 (Mueller Matrix Imaging Polarimeter; MMIP) で測定を行った。MMIPの測定原理は MMSP と一緒であるが、検出器をカメラに変えることで測定サンプルの 2次元空間情報を取得する。反面、分光情報を得ることはできないので、光源の直後に 770nm の狭帯域フィルタを入れて測定を行った。図 20 に示す通り、有効径内の遅延量のムラは±1 度程度 (3σ) で、無視できるほど小さいことが確認できた。

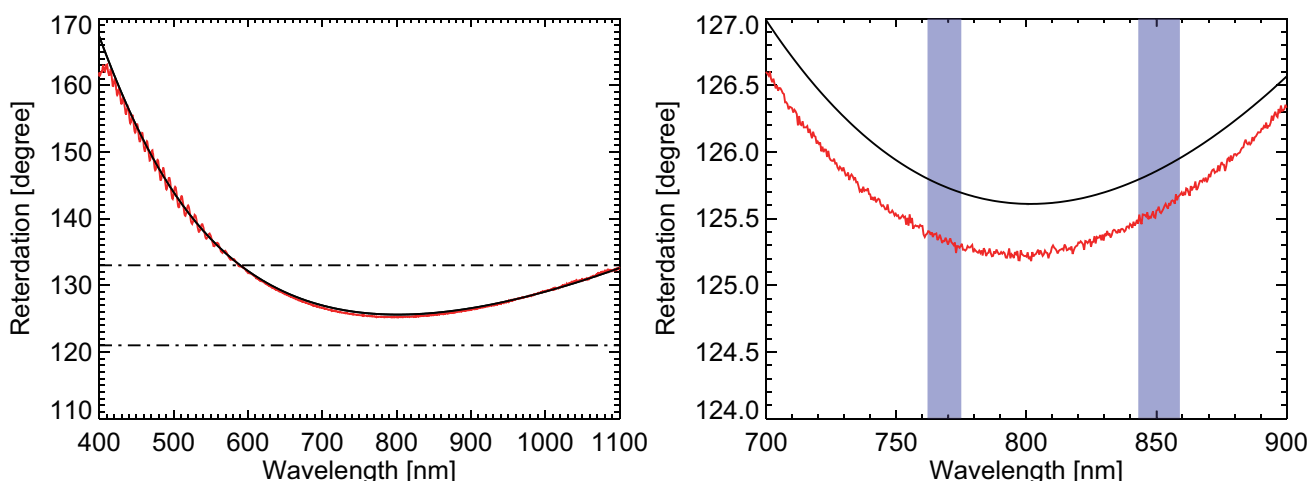


図 19: フライト品波長板の遅延量の波長依存性の測定結果 (赤線、左図: $\lambda=400\text{-}1010\text{nm}$ 範囲、右図: $\lambda=700\text{-}900\text{nm}$ 範囲)。黒実線が設計値、一点鎖線が遅延量の要求仕様範囲。右図の青線が SCIP の使用波長の範囲。

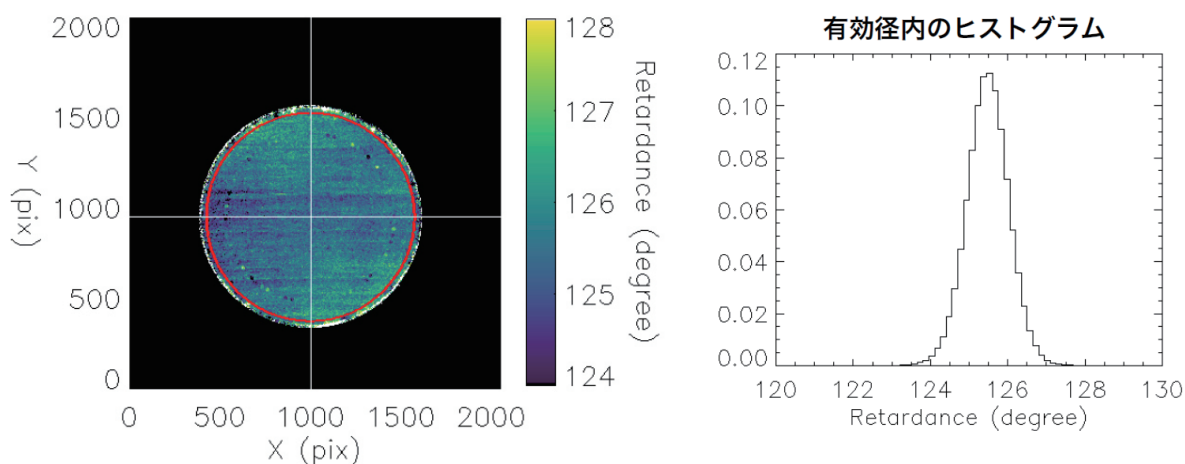


図 20: フライト品波長板の遅延量の空間分布の測定結果 (左図) と有効径内のヒストグラム (右図)。左図の赤丸が有効径を示す。

3.2.3. 温度依存性

遅延量の温度依存性は、結露等によりフライト品波長板にダメージを与えることを避けるために、波長板の試作品を用いて測定した。遅延量の測定は、MMSPを用いて実施し、試作品の波長板をシュラウドの中に入れて温度制御を行った。試作品の波長板も水晶板とサファイア板で構成されているが、厚みが最適化されていないため、SCIPの観測波長帯における遅延量が、理想的な127度から8度程度ずれている。また、水晶とサファイアの回転位相の調整が十分でないため、リップルが残っている。ただし、これらは温度依存性の評価には影響が無い。フライト中の波長板の温度範囲は $20^{\circ}\text{C} \pm 10^{\circ}\text{C}$ が想定されている。温度変化による遅延量の変化は ± 2 度程度であり、十分仕様の範囲内に入ることが確認できた (図 21)。

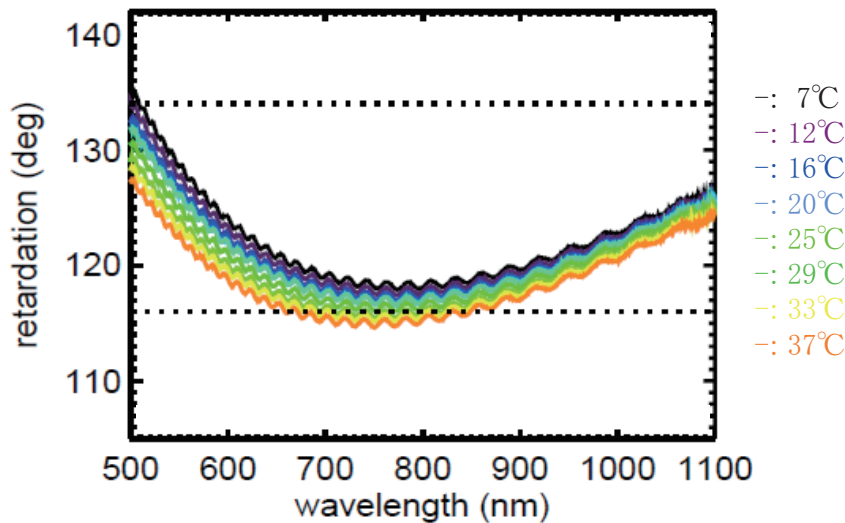


図 21: 試作品波長板の遅延量の温度依存性測定結果

4. まとめ

大気球太陽観測実験SUNRISE-3・近赤外偏光分光装置(SCIP)に搭載する偏光変調ユニットの開発を行い、以下の成果を得た。

- 太陽彩層の磁場観測に必要な非常に高い偏光精度($1\sigma=0.03\%$)を達成することができる回転一様性が実現されていることを、フライト環境を模擬した熱真空条件下で実証することに成功した。
- フライトから想定されるサバイバル温度環境で故障・破損の無いことを確認した。
- フライト期間(5日間)を超える7日間で、停止することなく連続回転し、回転性能に変化が無いこと実証した。
- SCIPの観測波長帯で一定の遅延量(125.5 ± 1 度)を持つ波長板を実現した。また、この波長板は500nm-1100nmという広い波長範囲で高い偏光効率を持ち、地上観測を含め、他の多波長偏光観測への応用が可能である。

上記の成果から、高精度偏光観測を実現する偏光変調ユニットの開発・評価が完了した。

SUNRISE-3を主導するドイツ・マックスプランク太陽系研究所は、SUNRISE-3に搭載する紫外線偏光分光装置を開発中であり、SCIPと協調観測を実施することで、これまでにない広い波長範囲での偏光分光観測を実現できる。SCIP用の偏光変調ユニットの性能が高く評価され、同種の偏光変調ユニットを紫外線偏光分光装置へ搭載したいとドイツ側から提案された。紫外線偏光分光装置用の偏光変調ユニットを日本側で新規製作し、ドイツへの供給を行った。

謝辞

本実験は、自然科学研究機構国立天文台・先端技術センター大クリーンルーム内の光学定盤・真空チェンバー・恒温槽などを用いて行いました。SCIP用の偏光変調ユニットの開発には、CLASPの偏光変調ユニットの開発に携わった、株式会社豆蔵/立教大学の石川真之介氏、国立天文台の鹿野良平氏、国立天文台の石川遼子氏にお世話になりました。国立天文台の原弘久氏・浦口史寛氏・都築俊宏氏からは、それぞれ、熱真空試験やベーキング・構造・波長板の光学設計に関して貴重なアドバイスを頂きました。また、偏光解析分光装置・撮像装置の立ち上げには、京都大学の永田伸一氏及び日本スペースガード協会の萩野正興氏にお世話になりました。本研究は、科学研究費補助金基

盤研究 (S) 「気球太陽望遠鏡による精密偏光観測：恒星大気における磁気エネルギー変換の現場に迫る」(課題番号18H05234)、JAXA小規模太陽観測プログラム、JAXA平成28年度戦略的基礎開発予算、及び国立天文台平成28年度研究推進経費のサポートを受けて実施しています。

参考文献

- 1). Barthol, P., et al., “The Sunrise Mission”, Solar Physics, 268,1,1, 2010
- 2). Solankiet al., “The Second Flight of the SUNRISE Balloon-borne Solar Observatory: Overview of Instrument Updates, the Flight, the Data, and First Results”, the Astrophysical journal supplements Series, 229:2, 2017
- 3). 勝川行雄他、” 国際大気球太陽観測実験 SUNRISE-3”, 2019年度大気球シンポジウム集録, isas19-sbs-028, 2019
- 4). Kosugi, T., et al., “The Hinode (Solar-B) Mission: An Overview”, Solar Physics, 243,1,3, 2007
- 5). Shimizu, T. et al., “New developments in rotating and linear motion mechanisms used in contamination sensitive space telescopes”, Proc. SPIE 9151, 915138, 2014.
- 6). 清水敏文他、” 宇宙望遠鏡用連続回転駆動機構：真空環境下での長寿命特性”, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-18-003, 2018
- 7). 渡邊恭子他、” 宇宙望遠鏡に搭載する高頻度回転駆動機構：アウトガスレートの高精度計測”, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-14-008, 2015
- 8). Kano, R. et al., “Discovery of Scattering Polarization in the Hydrogen Ly α Line of the Solar Disk Radiation”, The Astrophysical Journal Letters, 839, 1, L10, 2017.
- 9). Ishikawa, S., et al., “Development of a Precise Polarization Modulator for UV Spectropolarimetry”, Solar Physics, 290, 3081, 2015
- 10). Ichimoto, K., et al., “Polarization Calibration of the Solar Optical Telescope onboard Hinode”, Solar Physics, 249, 233, 2008
- 11). 中山聡他：観測望遠鏡用の回転駆動機構の開発, 第55回宇宙科学技術連合講演会, 2A16, 2011
- 12). 一本潔他、” 高精度偏光計測を可能とする宇宙用広帯域波長板の開発”, 第17回宇宙科学シンポジウム、P-083
- 13). Ichimoto, K., et al., “Photopolarimetric Measurement System of Mueller Matrix with Dual Rotating Waveplates”, Publications of the National Astronomical Observatory of Japan, 9, 11, 2006.

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-20-009
JAXA Research and Development Report

大気球研究報告

発行 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 (JAXA)
〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1
URL: <http://www.jaxa.jp/>
発行日 2021年2月26日
電子出版制作 松枝印刷株式会社

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。
Unauthorized copying, replication and storage digital media of the contents of this publication, text and images are strictly prohibited. All Rights Reserved.

