

高精度変位計測装置の実証結果と展望 2021 年度

石村康生 (早大), 河野太郎 (JAXA), 田中宏明 (防衛大), 小木曾望 (阪府大), 宮下朋之 (早大), 土居明広, 水村好貴, 福家英之, 田村誠, 中尾達郎(JAXA), 鳥阪綾子 (都立大), 山崎真穂, 安田優也, 山本晃也 (早大)

Demonstration Experiment of Alignment Monitor (DREAM) and Perspective FY2021

K. Ishimura (Waseda Univ.), T. Kawano (JAXA), H. Tanaka (National Defense Academy),
N. Kogiso (Osaka Prefecture Univ.), T. Miyashita (Waseda Univ.), A. Doi, Y. Mizumura, H. Fuke,
M. Tamura, T. Nakao (JAXA), A. Torisaka (Tokyo Metropolitan Univ.), M. Yamazaki,
Y. Yasuda and K. Yamamoto (Waseda Univ.)

1. はじめに

本研究開発の目的は、大気球実験において高精度変位計測を必要とするミッションに利用可能な技術実証である。具体的には、10m 規模の距離離れた 2 点の相対変位(基線軸の直交 2 方向)を $25\mu\text{m}$ 以下の精度で計測可能な変位計測装置を目標としている。より詳細な研究背景は過去の報告¹⁻³⁾に譲り、論文では FY2020 年度の実験計画からの差分と、大気球実験による実証結果とそれを受けての展望について述べる。

2. 高精度変位計測装置

2.1 高精度変位計測装置本体

本装置は、レーザー光源と PSD(Position Sensitive Device)とレトロフレクタからなる(図 1)。レーザー光源とレトロフレクタの相対位置(レーザー光路に対する直交方向)がずれたときに、その 2 倍の変位が PSD 上のレーザースポットの変位として現れる。PSD では、その

変位に比例した電流が発生するため、上述のレーザー光源とレトロフレクタのレーザー光路直交方向の変位計測が可能となる。レーザー光源やレトロフレクタは、変位を計測したい構造本体に取り付けられ、その作動距離が長いため、大型の構造物の変形を計測したいときには、一般的な作動距離が短い高精度レーザー変位計のように計測機器を固定するための高精度な外部治具を必要としないというメリットがある。計測原理は参考文献 3 を参照されたい。2020 年度に開発された変位計測装置²⁾は、ピギーとして搭載可能とするために、レーザー光源とレトロフレクタの距離を 400mm としていたが、2021 年度は単独ミッションとしての採択をうけ、1000mm(図 1 のレーザー光源/PSD とレトロフレクタ間の距離)に拡大し、よりロングレンジの性能を評価することとした。計測のサンプリングレートは 1Hz であり、使用した構成部品を表 1 に、フライト時のゴンドラ外観を図 2 に示す。

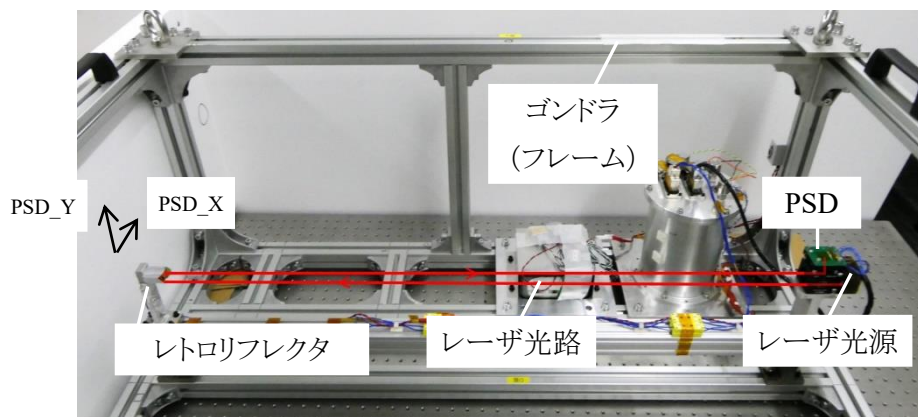


図 1 高精度変位計測装置概要

表 1 変位計測装置の構成部品

名称	仕様
レーザ光源	Thorlabs L650P007, 波長 650nm, 出力 1mW
レーザドライバ	Thorlabs EK1101
PSD	浜松ホトニクス S5991-01 受光面 9mm×9mm, 分解能 1.5μm
PSD 信号 処理回路	浜松ホトニクス C9069, シリアル出力
レトロフレクタ	Newport 50326-1002 直径 25.4mm, 精度 2 秒角



図 2 ゴンドラ外観

2.2 フライト時の変位発生方法

本実験では、上空で所定の変位を発生させ、その変位を計測することで、精度評価を行う。今回は、人工的にレトロフレクタの固定治具(図 3a)に熱変形を与え、その変位を計測する。このレトロフレクタの固定治具の人工的な熱変形以外による変位(ゴンドラの熱変形など)は、フライト時に正解がわからないため評価対象外とする。このレトロフレクタの固定治具に熱変形のみを評価するために、固定治具には、

$$Q(t) = \bar{Q}(1 + \sin(\omega t - \pi/2))$$

で与えられる周期的な熱入力 Q [W] を与え、計測変位においてこの周波数成分の変位のみを評価することとし、該当周期以外の成分(原点ドリフト含む)は評価外とする。これは、本計測系のスケールファクタを評価していることに相当する。

システムの簡素化のために、人工的に与える熱膨張による並進変位は 1 自由度 (図 3 PSD_Y 方

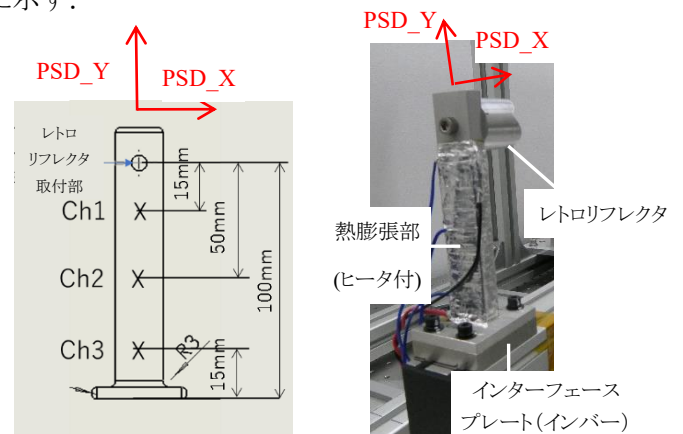
向) のみが卓越するように、熱膨張部を図 3a のように細長い構造部材とした。図 3a の熱膨張部は、大きな熱膨張を実現し、部材内部に温度差が発生しにくい材料として、アルミ合金(A5052)を用いた。一方で、この熱が固定治具を固定している座面に伝わり、想定外部分の熱変形を避けるために、熱膨張部の下には、熱伝導率が低く、線膨張係数が小さいインバー(1 cm 厚)をインターフェースプレートとして設置した(図 3b)。

ヒータは、テープヒータ(Clayborn E-16)を図 3(a)の Ch1~Ch3 の熱電対の上に図 3(b)のように巻いた。周期的な熱入力は、ヒータ電圧を PWM(最小パルス幅 0.1s, Duty 比 0~100%を 50 段階でオープン制御)によって実現した。

熱膨張部の温度(Ch1~Ch3)とインバーの温度(Ch4)を計測し、それらの温度変動 ΔT_i ($i=1,2,3,4$) と各部の長さ l_i ($i=1,2,3,4,5$) と線膨張係数 α_{Al} , α_{Invar} を用いて、以下の式でレトロフレクタの変位量 u_{y-temp} (図 1, 図 2 の PSD_Y 方向)を導出する。

$$u_{y-temp} = \alpha_{Al} \sum_{i=1}^3 l_i \Delta T_i + (\alpha_{Invar} l_4 + \alpha_{Al} l_5) \Delta T_4$$

上式で、 $\alpha_{Al} l_5 \Delta T_4$ は、インバーの下のアルミフレームの温度をインバーの温度で代替し、該当部位の熱変形を表現している。本実験で用いた各定数の値を表 2 に示す。



(a) 熱膨張部

(b) 全体

図 3 レトロフレクタ固定治具

表 2 本実験で用いた各定数

\bar{Q} [W]	ω [rad/s]	l_1 [mm]	l_2 [mm]	l_3 [mm]	l_4 [mm]	l_5 [mm]	α_{Al} [1/K]	α_{Invar} [1/K]
10	$2\pi/600$	32.5	35	32.5	10	40	23×10^{-6}	1×10^{-6}

3. フライト条件と結果

本実験の目的は、「気球実験において高精度変位計測を必要とするミッションに利用可能な技術実証」であるため、過去の大気球実験の飛行環境(低温, 低圧条件)を参考にフライト条件を設定した. まず, 典型的な温度および気圧環境として-40 度, 10hPa が洗い出された. この外的環境での機能実証を目標としたが, フライト機会を拡大とするために, 気圧条件を100hPaまで緩和した. これは, 機械強度の観点では, 差圧 990hPaと900hPaは, 10%の差異であり, この差によって機械強度の評価に著しい問題を発生させるものではないという判断からである. さらに, 上述のヒータの熱入力周期が600sであることから, 最低4周期を評価することを狙い, 高度15km以上でのフライト40分以上を必須条件とした.

2021年7月9日(金)午前3時33分に, 本変位計測装置は放球され, 午前5時40分に高度29kmの水平浮遊に移行し, 午前5時58分に切り離され, 午前6時27分に着水した(2時間54分間のフライト). 高度, 気圧の履歴をそれぞれ図4に示す.

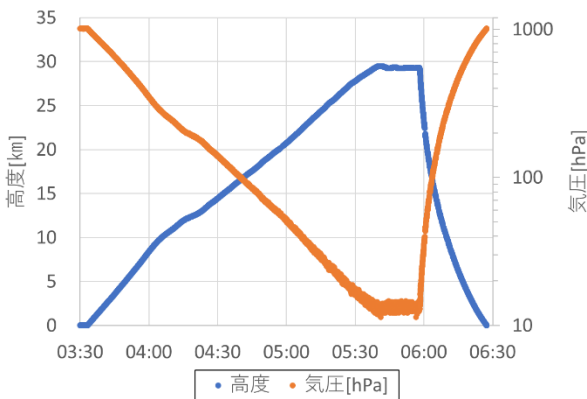


図4 フライト高度および気圧の履歴

4. 計測結果と評価結果

計測された温度とPSDでのX変位, Y変位を図5, 図6に示す. テレメトリが抜けたデータ(18点)は, 前後のデータの線形補間を行った. 横軸は, 午前3時33分の放球を0秒としている.

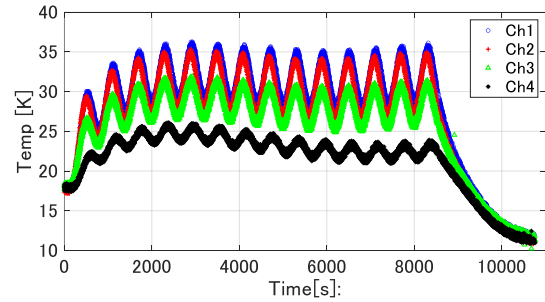


図5 計測された温度

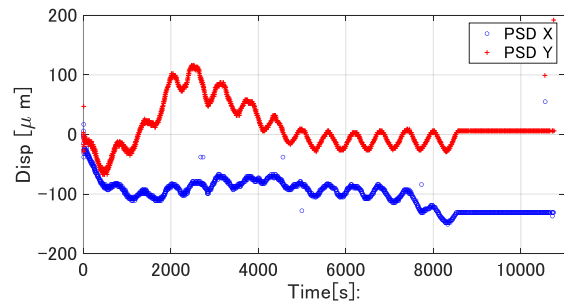


図6 計測されたPSDでの変位

次に, 0.005Hz をカットオフ周波数とするバタワースフィルタによってノイズ除去を行った. 次に, 熱膨張周期である600秒周期の変動成分のみを取り出すために, 各計測データの前後600秒間の移動平均値を計測値から差し引いた. その結果得られたPSDで計測されたY変位の変動成分と, 温度から推定される変位の変動成分と比較したものを図7に示す. ただし, PSDの計測値のY変位は1/2とし, 温度変化が安定している5180秒以降の4周期分を示している. この区間でのRMS誤差を算出すると, 0.4 μ mRMSであった. この結果は, 事前の低温・低圧槽試験の結果とも整合し, 十分な精度での計測が行えたと考えられる. さらに, 図7の結果に対して, FFTを行った結果を図8に示す. 該当周波数での振幅差は, 0.17 μ mであり, 2%の誤差であることがわかる. 以上のことから, 本変位計測装置は, スケールファクタの環境依存性という観点では, 大気球実験環境下でも十分な精度で計測が可能であることが実証された.

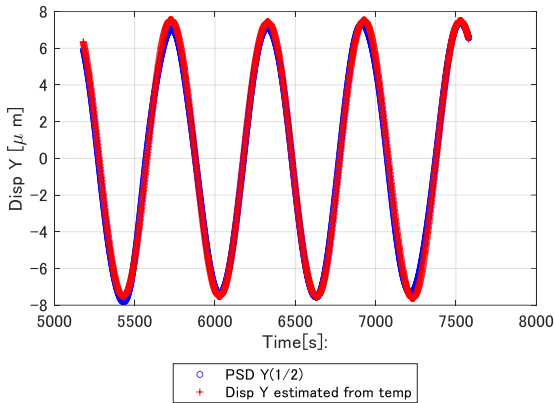


図7 フライト時の PSD で計測された Y 変位(青)と温度からの推定値(赤)

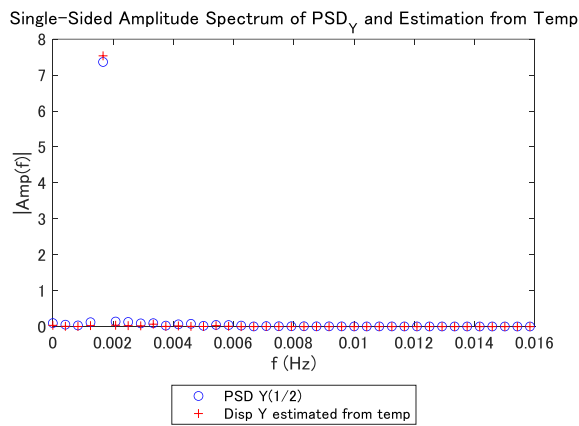


図8 フライト時の PSD で計測された Y 変位(青)と温度からの推定値(赤)の FFT 結果

5. さらなる成果に向けた展望

前述のように本変位計測装置は、大気球実験環境下において、十分な精度で変位を計測することができたが、実験実施時に得られた以下の知見をもとに、その適用範囲をさらに広げられる可能性が明らかになった。図9に放球時に PSD で計測された変位を示す。放球時のゴンドラ揺れおよび衝撃と思われる低周波の変形が計測されている。しかし、今回はサンプリングレートが 1Hz と低すぎたため、十分な評価ができない。今後、サンプリングレートの高周波化によって、放球時振動など大型構造物ならではの低周波変形のモニタリングも可能となると考えられる。

また今回は、太陽光の計測データへの影響を排除するためにゴンドラ全体を、図2のように保護シートで

覆った。曝露状態でのより汎用的な利用にむけて、今後はバップルおよび PSD に対してレーザ光のみのバンドパスフィルタを設置することを検討する。

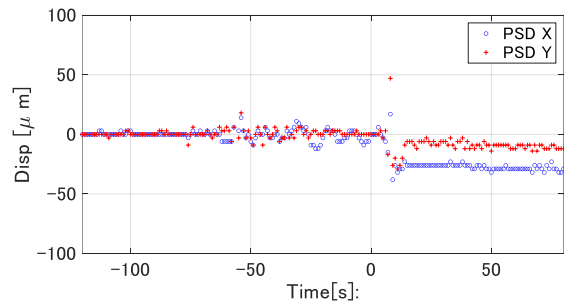


図9 放球時に PSD で計測された変位

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の飛行によって実施されました。大気球 G メンバーの献身的なご協力に心より感謝いたします。また、本実験を実施するにあたって、各種部品の設計・加工に協力いただいた森下幸典氏、早稲田大学工作実験室のメンバーに加えて、様々な技術アドバイスを頂いた気球 VLBI メンバー、火星飛行機メンバーに、深く感謝いたします。なお本研究は、宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 戦略的開発研究費および早稲田大学の特定課題の支援を受けています。ここで謝意を表します。

参考文献

- 1) 河野太郎他, “次世代大型高精度構造の実現に向けた軌道上変位計測機器の検討,” 第31回宇宙構造・材料シンポジウム, 2015.
- 2) 石村康生他, “高精度変位計測装置の実証計画について:2020 年度,” 大気球シンポジウム, 2020.
- 3) 石村康生他, “高精度変位計測装置の実証実験について-2021 年度-,” 宇宙科学技術連合講演会, 2021.