

## 高精度変位計測装置の実証計画について:2020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, 福家英之, 田村誠 (JAXA), 鳥阪綾子 (都立大), 山崎真穂, 小幡奏天, 安田優也 (早大)

### Demonstration Experiment of Alignment Monitor (DREAM):FY2020

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

#### 1. はじめに

我々は、気球実験において用いることができる高精度変位計測装置の開発を行っている。本論文では、その計測原理と開発状況について述べる。2.2 節までは、2019年度の報告<sup>6)</sup>とほぼ同様であるため、差分を確認したい場合は、2.3 フライト条件および 3. 開発状況から読まれることを推奨する。

高精度変位計測装置の開発背景には、各種観測における要求の高度化のための支持構造物の高精度化要求がある。ターゲットとなるサイズ・精度の代表例をあげると、10m オーダーのサイズで 100 $\mu$ m オーダーの精度要求などがある<sup>1,2)</sup>。従来の製造・組立の高精度化、形状安定性に優れた材料の採用による対応だけでは、これらの要求に応じることは困難になってきており、運用時における形状制御技術の確立が渴望されている<sup>2)</sup>。形状制御を行うためには、それらの要素技術として、運用環境で使用可能な変位計測センサおよびアクチュエータの開発が必要である。我々は、このような背景のもとで、各種技術開発を行っているが、本研究では、図 1 に示すような 1 次元構造物に対する高精度変位計測を対象とする。このような 1 次元構造物は、X 線望遠鏡の支持構造物や、赤外線干渉計の支持構造物などに利用されており、今後もさらなる大型化や高精度化が望まれている<sup>3,4)</sup>。

本研究では、1 次元構造物の両端の相対変位計測を対象とする。この時、長手方向の距離(1dof)、面内変位(2 dofs)、傾斜角(2dofs)、ねじり角(1dof)の自由度がある。本研究では、このうち面内変位(2dofs)、傾斜角(2dof)、ねじり角(1dof)を計測可能な装置の開発

行う。著者らが提案する変位計測装置と類似の計測原理(詳細は 2 節)のものとしては、Neptec 社の CAMS がある<sup>5)</sup>。CAMS では受光素子として CCD が用いられているが、本提案では Position Sensitive Detector (PSD)を用いることで、システムを簡素化し、小型化および大幅な低コスト化を目指している。

本計測装置は、すでに Astro-H の熱変形試験(6m のトラスの 10 $\mu$ m オーダーの計測)やトラスの形状制御(4m を 10 $\mu$ m オーダーの制御)の実証に用いられ、大気環境下においてはその有用性が確かめられている。高精度構造物を求めているユーザーに対する技術提供にむけて、まずは気球の運用環境下(低温・低圧)における機能実証を行おうとするものである。

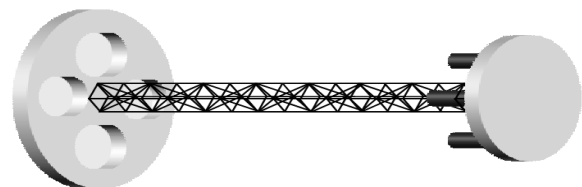


図 1 1次元構造物。

#### 2. 高精度変位計測装置

##### 2.1 計測原理

本装置は、レーザー光とその受光位置に応じた電流値を出力する PSD からなる(図 2)。PSD 上のレーザースポットの変位に比例した電流が発生することで変位計測が可能となる。光源と受光部の間に、フラットミラーやレトロリフレクタを介することで、フラットミラーやレトロリフレクタの相対傾斜角、相対面内変位を計測できる(図 3)。詳細は、2018 年度 of 原稿<sup>8)</sup>を参照されたい。さらに、図 3(b)の計測装置を 2 台搭載することで、ねじり角を計測することもできる。通常のレーザー変

位計は距離計であり、作動距離が短いため、高精度な面内変位を計測するためには、変位計を固定する大規模なジグが外部に必要となる。このジグの変形は、計測結果に影響を与えるため、ジグの高精度化という課題が生じる。一方で、本提案のセンサは、作動距離が長いため、計測対象の構造体に直接取り付けことができ、この問題を回避できる。

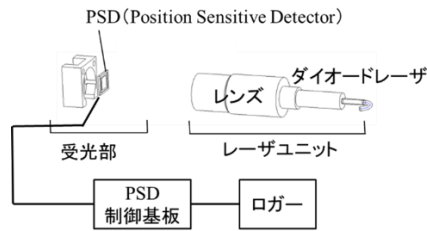


図2 基本構成図。

## 2.2 気球実験用システム構成

気球実験用の高精度変位計測装置は、レーザーユニット、PSD、レトロフレクタ、ロガー兼データ処理部、バッテリーの基本構成に加えて、模擬構造物と伸縮部からなる(図4, 図5)。それぞれの質量およびサイズを表1に示す。計測装置単体(データ処理系除く)は、総質量約380gである。模擬構造体は、ピギーとしても搭載可能なように0.5mとした。さらに、模擬構造体は、キネマチックマウント(板バネ部材)でゴンドラと結合し、ゴンドラの変形起因の構造体変形を抑制する。

提案する変位計測装置の気球実験では、大気球の運用環境で、計測対象構造物に人工的な変位を発生させ、その量を計測することで機能実証を行う。そのため、計測装置で計測された変位が正しいかを

判断するために、規定の変位を上空で発生させる必要がある。そこで、本システムではヒータによる人工的な熱膨張を利用する。熱電対による温度データから、その変位量を推定する。この温度データからえられた変位量をリファレンスとして、変位計測装置の計測結果を評価する。この人工的に与えられた熱膨張による変位とそれ以外の要因によって発生する変位とを切り分けるために、人工的な熱膨張を周期的なものとする。温度や変位の計測データのうち、この特定の周波数成分のみを扱うことで、外乱の影響を排除する。

## 2.3 気球実験の獲得目的とフライト条件

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。そのため、過去の代表的な大気球実験の運用環境を包絡する環境(-40度以下, 0.01atm以下)が望ましい。しかしながら、この条件ではフライト機会が限定されるため、気圧環境を0.1atmまで緩和し、高度15km以上(-40度程度, 100hPa程度)をフライト条件とする。これは、機械強度の観点では、差圧990Paと900Paの差は10%でしかなく、大きなリスクは無いと考えられるためである。

次に、フライト時間であるが、これは人工的な熱膨張の周期から定まる。周期と発生可能な変位量との関係から、周期は600秒と設定した。4サイクル以上の熱負荷を印加するために、フライトは45分以上が望ましい。ただし、このフライト時間中常に一定高度である必要はない。

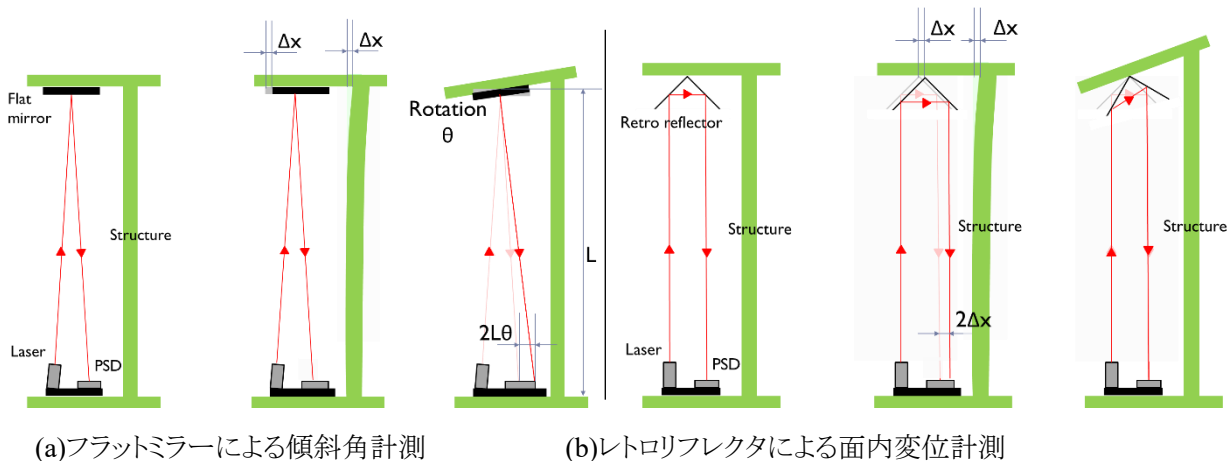


図3 高精度変位計測装置の測定原理。

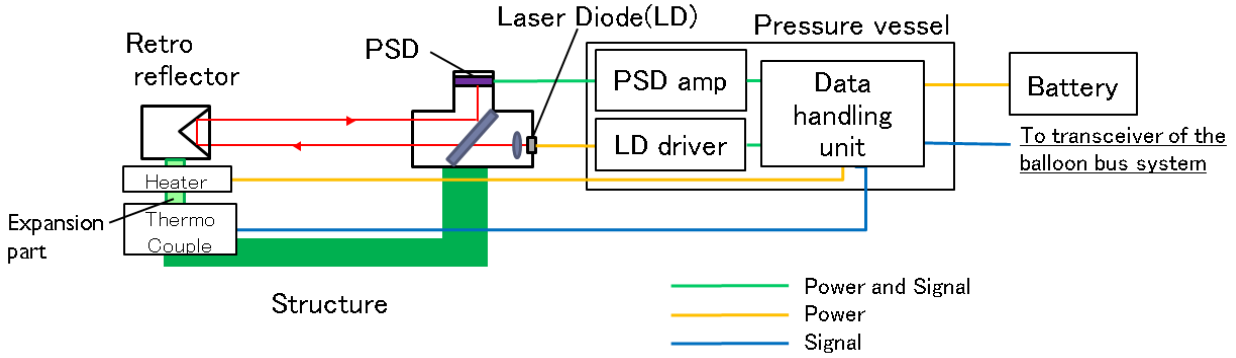


図4 気球実験用の高精度変位計測装置のシステム構成.

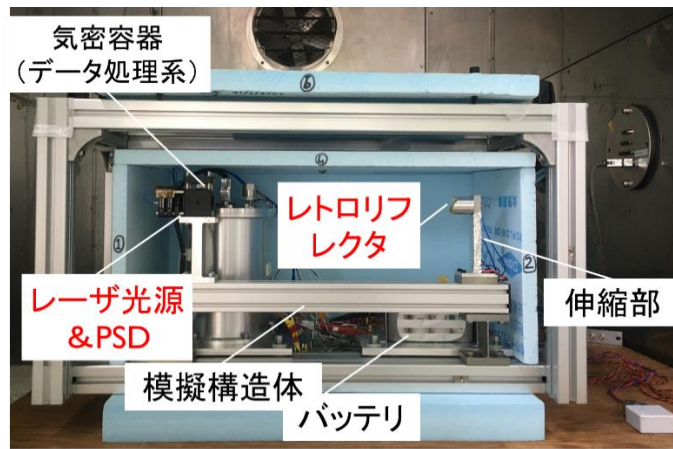


図5 気球実験用の高精度変位計測装置の外観(外側フレームは搭載時には取り外す)

表1 構成品一覧

名称	構成品詳細	質量[g]	サイズ[mm]
LD-PSD ユニット	Laser Diode, PSD, ビームスプリッタ	350	38x76 x89 (W D H)
レトロリフレクタ	レトロリフレクタ	30	直径 25.4
気密容器	気密容器, コネクタ, 取付プレート	3200	外径 140, 高さ 194
固定用ジグ	LD-PSD ユニット固定用, レトロリフレクタ固定用	300	高さ 135mm
データ処理系	U-TeCS, PSD アンプ, 熱電対アンプ	740	
バッテリーユニット	バッテリー, 取付プレート	2500	
模擬構造体	長さ 500mm の棒材, キネマチックマウント	1600	長さ 500
PI-IF	PI-IF, ケーブル, コネクタ	500	
取付 IF 部材		2100	長さ 650, 断面 80x40
その他	フロート, 外部 LED, ハーネス, コネクタ	2200	
合計		13520	680x290x400

### 3. 高精度変位計測装置の開発状況

現在までに、構造部材、変位計測装置のハードウェア・ソフトウェア開発は終了し、大樹町への発送待ち状態となっている。

2020/2に、JAXA/ISASにおいて、低温低圧槽内での機能実証(外部電源使用)を行い、 $-50^{\circ}\text{C}$ 、 $3\text{hPa}$ の環境下での動作確認を行った。

2020/3に、安全審査資料を提出し、機械強度評価などを含めて問題が無いことが確認された。強度の評価箇所は、各部の締結部であるが、放球およびパラシュート開傘衝撃に対して、軸破断、せん断破壊、滑りに対する評価を行い、十分なマージンを有していることが確認された。

2020/5に、気密試験、耐圧試験を行い、問題が無いことを確認した。気密試験においては、2時間にわたり、内部温度変動効果以上の内圧変動は確認されなかった。

2020/6に、2020/2と同様に、低温低圧槽内での機能実証を行った(図5)。ただし、外部電源ではなく、フライト品と同一ロットのバッテリーでの駆動とした。フライトコネクタ、保温材も込でフライト時と同じ形態である。 $-50^{\circ}\text{C}$ 、 $3\text{hPa}$ の条件を含み、10時間にわたるバッテリー駆動における動作確認を行った。

同月には、JAXA/ISAS構造棟において、火星飛行機および気球 G とかみ合わせ試験(図6)を行い、内部バッテリー駆動状態で全コマンド機能に関して問題ないことを確認した。

今後は、搭載条件が変更された場合、必要に応じてインターフェース再設計および製造・検証を行う予定である。

### 4. まとめ

高精度変位計測装置の実証計画について、装置概要から開発状況までをまとめた。変位計測は高精度構造物の実現の根幹となる技術であり、提案する気球実験による実証が達成されることによる影響は大きいと考えられる。本実験の成果により、気球搭載用の汎用変位計測装置としての技術成熟度が大きく上がることが期待される。

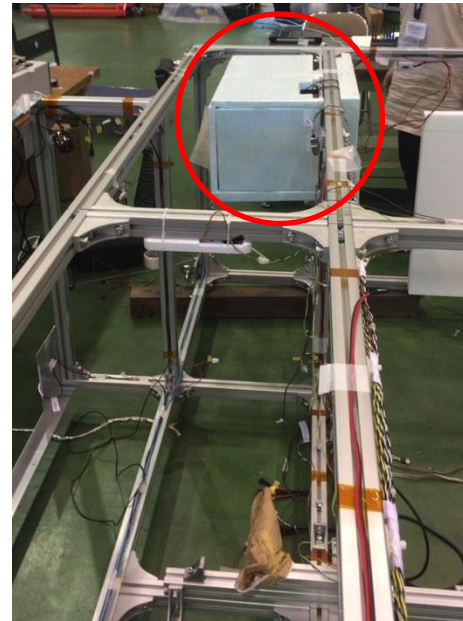


図6 かみ合わせ試験での状態  
(火星飛行機 gondola への搭載)

### 謝辞

本研究は、ISAS/JAXAの戦略的開発研究費「高性能科学観測にむけた高精度構造・材料の研究開発」の支援を受けて実施されたものである。

ピギーとしての搭載を快諾いただいた火星飛行機 G に心より感謝いたします。

### 参考文献

- 1) W. K. Belvin, "Advances in Structures for Large Space Systems," *AIAA-2004-5898*, AIAA Space 2004 Conference and Exhibit, 2004.
- 2) 石村, 後藤, 田中, 水谷, "高精度大型宇宙構造システムとその基盤技術," 宇宙科学技術連合講演会 2019.
- 3) K. Mori, et al., "A broadband X-ray imaging spectroscopy with high-angular resolution: the FORCE mission," 宇宙科学シンポジウム, Jan., 2018.
- 4) K. G. Carpenter, "The future of space-based interferometry," NOAO Future directions for interferometry workshop2006.
- 5) G. C. Luigi, et al., In-flight performance Canadian Astro-H Metrology System, *J. Astron. Telesc. Instrum. Syst.* 4(2), 2018.
- 6) 石村ら, 高精度変位計測装置の実証計画について:2019年度, 大気球シンポジウム 2019.
- 7) T. Miyazaki, et al., "Novel Technique for Thermal Deformation Test Utilizing Periodic Heating" European Conference Spacecraft Structures, Materials and Environmental Testing, 2018.
- 8) 石村ら, 高精度変位計測装置の実証計画について, 大気球シンポジウム 2018.