

気球搭載遠赤外線干渉計 FITE：放物面鏡調整機構の開発

寺農 篤、芝井 広、佐々木彩奈、伊藤哲司、中道みのり、住 貴宏、深川美里、栗田嘉大、小西美穂子（阪大理）、山本広大（京大理）、成田正直（ISAS/JAXA）

遠赤外線干渉計 FITE (Far-Infrared Interferometric Telescope Experiment) における望遠鏡構体に搭載する放物面鏡調整機構について記述する。これは、2008 年、2010 年のブラジルでの実験に使用していたものと異なる新たな機構である。

1. FITE 概要

FITE は遠赤外線領域で従来にない空間分解能を達成し、星間塵が豊富に存在する原始惑星系円盤や星生成領域などの詳細な観測研究を目的としている。遠赤外線観測の現状として、大気透過率が悪いために地上での観測が難しいことや、波長の回折限界の制限により不利であるため他波長に比べ空間分解能が 10 倍以上劣っていることが挙げられる。このため FITE では、基線長を最終的には最大 20 m にして観測を行い波長 100 μm で 1 秒角の空間分解能を実現しようとしている。FITE は Michelson 天体干渉計を採用しており、飛行体の観測装置としては世界初の試みであるため、地上及び上空での精密な光学系の調整は重要な技術課題である。

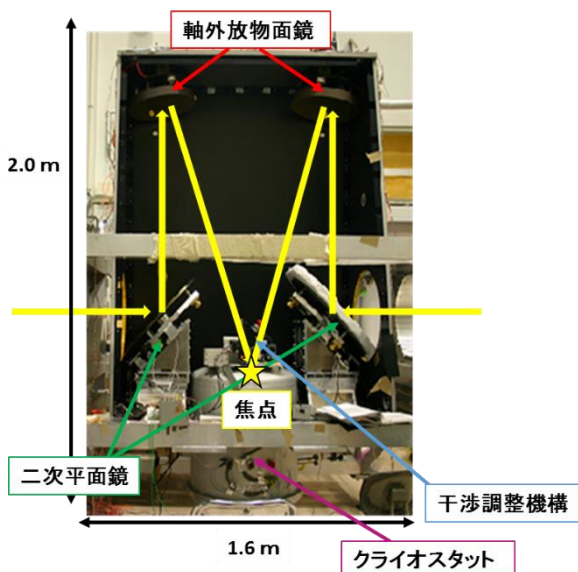


図 1. 望遠鏡構体内部

FITE は Fizeau 型の 2 ビーム干渉計であり 4 枚の平面鏡と 2 枚の軸外放物面鏡で構成される。天体からの光を 1 次平面鏡で望遠鏡構体内部に導入し、2 次平面鏡で反射させ放物面鏡で共通の焦点に集光し干渉させる。集光した光はクライオスタット内部の冷却光学系によって適当な F 比に変換され、遠赤外線・中間赤外線・可視それぞれ 3 つの検出器で検出される。

2. 放物面鏡調整機構概要

放物面鏡調整機構は 2 枚の軸外放物面鏡 (1 枚: 直径 412 mm、18 kg) の配置を 6 方向 (並進 3 方向、回転 3 方向) で高精度に制御する必要がある。この種のマウントにはスチュワート機構などのパラレルメカニズムや、ステージを直列に重ねるシリアルメカニズムが挙げられる。

従来の放物面鏡調整機構はシリアルメカニズムとパラレルメカニズムが組み合わさったハイブリット型の機構であった。角度調整機構として 3 個の電磁アクチュエーターを用いて鏡の傾き角度を調整し、差動ネジを駆動することで焦点方向を調整をしていた。また、鏡の並進方向と回転は押しネジで調整していた。しかし、調整に非常に時間がかかり、再現性を得られないことから高精度で調整を維持するのが難しいという欠点を持っていた。

今回新たに開発した放物面鏡調整機構 (直径 290 mm 高さ 300 mm 円柱型、7 kg) は、6 本のスピンドルモーターの長さを変えることにより 6 方向の制御が可能な準パラレルメカニズムと呼ぶべきものである。この機構により、短時間でかつ高精度に調整ができると期待される。さらに、パラレルメカニズムに代表されるスチュワート機構では、6 本の軸が同時に動作する必要があるが、新たな機構では、6 本のスピンドルモータ

一が持ちつ持たれつの状態に連結された構造により1本ずつの制御が可能になり、故障率が少ないという長所を持っている。

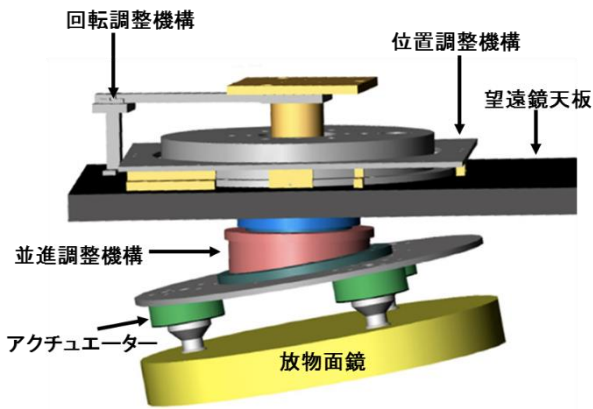


図 2. 従来の放物面鏡調整機構

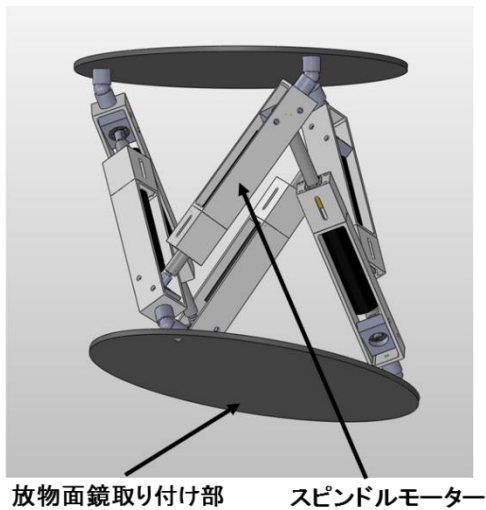


図 3. 新たな放物面鏡調整機構

3. 位置調整方法

放物面鏡調整機構には6つの自由度があり、そのメカニズムにより放物面鏡を目標の位置へ配置することができる。放物面鏡調整機構の位置 $X = (x, y, z, \varphi, \theta, \alpha)$ を指定すると6本の各軸 L1~L6 の長さが決定する。 φ, θ, α は z-x-z 型のオイラー角である。各軸の長さを決定するためには18元非線形連立方程式を解く必要があり、各軸の長さは位置 X に対して複雑な関数になっていることが予想される。初期位置は Mathematica を用いて方程式を解き、各軸の長さを決定している。

微小な位置 X の変化では連続的にかつ直線的に各軸の長さが変化していくと仮定し、Mathematica で方程式が解けていることを利用して位置 X と各軸の長さを対応させる1次の係数を求めた。求めた1次の多項式近似式で決定される位置 X' と目標の位置 X の差が放物面鏡に要求される精度以内であれば近似式を用いて問題ない。1次の多項式近似式を用いることで制御プログラムが簡単になりフライト時に高速で計算できるようになる。図4が1次の多項式近似式での6本の軸 L1~L6 を求める式である。

$$\begin{bmatrix} a_{1x} & \cdots & a_{1\alpha} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ a_{6x} & \cdots & a_{6\alpha} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \\ \varphi \\ \theta \\ \alpha \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L_{01} \\ L_{02} \\ L_{03} \\ L_{04} \\ L_{05} \\ L_{06} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L1 \\ L2 \\ L3 \\ L4 \\ L5 \\ L6 \end{bmatrix}$$

Mathematicaによる近似のない式で導出した係数
初期状態の長さ

図 4. 1 次 の 多 項 式 近 似 式

放物面鏡に要求される精度は光軸 (z) 方向に 80 μm 、鏡の傾き (θ) 方向に 7.5 秒角である。調整に必要なストローク量は、上空での温度変化による構造物の熱収縮や姿勢制御による構造物の重力変形を考慮し z 方向 $\sim 1 \text{ mm}$ 、 θ 方向 ~ 2 分角である。図 5、6 は、1 次 の 多 項 式 近 似 式 で 決 定 さ れ る 位 置 と 目 標 の 位 置 と の 差 を 表 し て い る。1 次 の 項 ま で の 近 似 式 で 計 算 し た た め、誤 差 は 予 想 さ れ た 2 次 曲 線 に 近 い 形 に な っ て い る こ と が 分 かる。

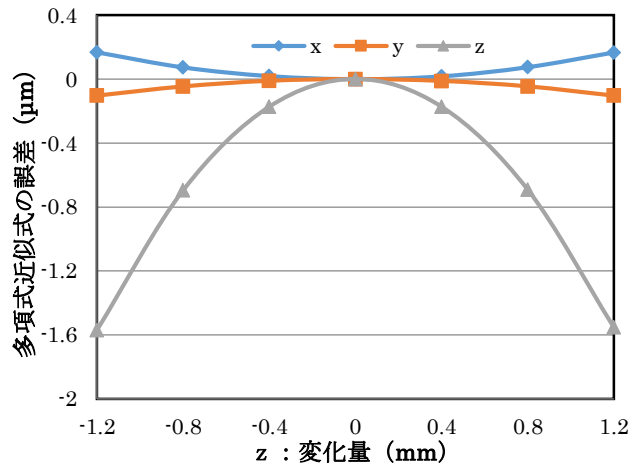


図 5. z 方向の変化量と x, y, z 方向の誤差の関係

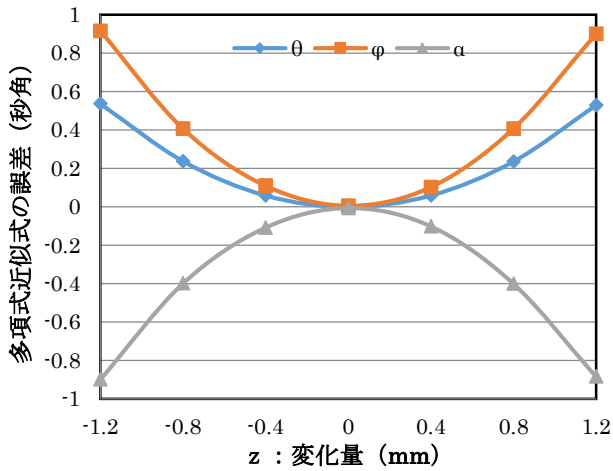


図 6. z 方向の変化量と ϕ 、 θ 、 α 方向の誤差の関係

z 方向以外のパラメーターの変化量と 1 次の多項式近似式の誤差を求めた結果、要求される精度以内の誤差に収まっており放物面鏡の位置調整は 1 次の多項式近似式で十分だということを確認した。特に θ 方向に関しては、z 方向の誤差の 1/100 程度となっていた。これは、z 方向に 1 mm 変化させる場合より θ 方向に 2 分角変化させる場合の方が 6 本の各軸の変化量が少なくなったからだと考えられる。

4. 単体位置光学試験

組み立てた放物面鏡調整機構が実際に目標の位置まで動作しているかを確認するためにレーザー測長器 (HP5529A、Agilent) を用いて図 6 のように試験を行った。PC から 6 本のスピンドルモーターに送る信号は 1 次の多項式近似式で導出した値である。

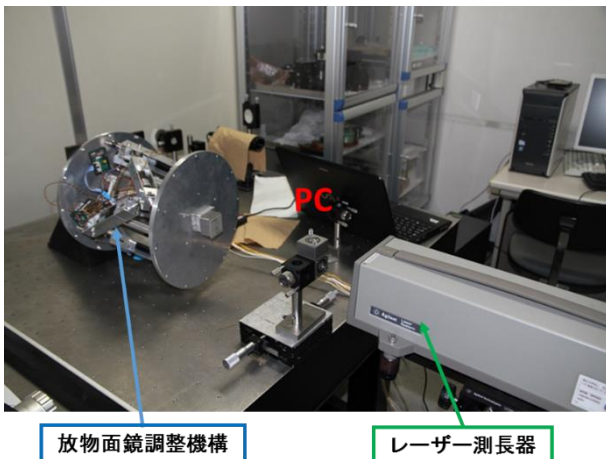


図 7. 光学試験風景

放物面鏡調整機構には、スピンドルモーターのバックラッシュを抑制するために、3 本のばねを取り付けており約 28 kgf で上下のプレートを引っ張っている。スピンドルモーターの制御は、多軸の制御に優れている CAN 通信で行った。z 方向には、0.3 mm ずつ 1.2mm まで、 θ 方向には 0.3 分角ずつ 2.1 分角までを往復して試験した。

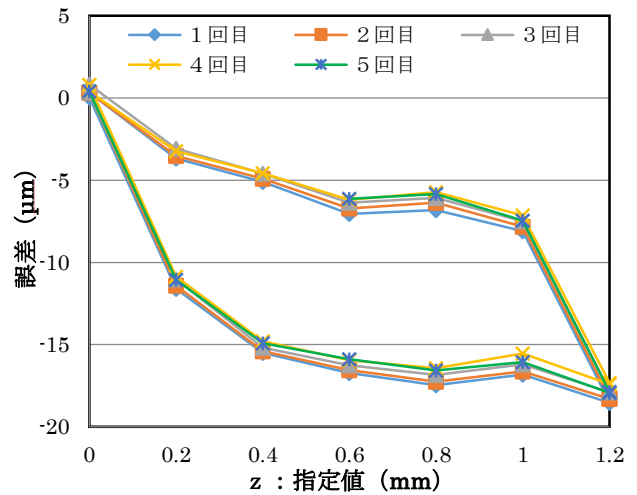


図 8. z 方向の実動距離と誤差の関係

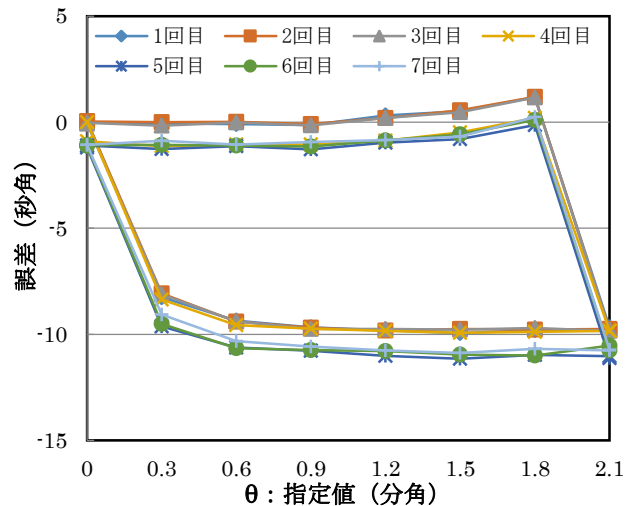


図 9. θ 方向の実動距離と誤差の関係

これらの結果で、往復間に差はなく前述した 1 次の多項式近似の誤差のみが現れるというのが理想的である。しかし、往復間でヒステリシスが見られ、さらに z 方向に関しては明らかに 1 次の多項式近似式以外の誤差があると分かる。ばねで抑制できると期待されていたスピンドルモータ

一のバックラッシュが残っていることと、使用している部品間の機械的ながたが原因ではないかと考えている。ばねを強くすることでバックラッシュを軽減できると考えられるが取り付けの難しさから実用的ではない。だが、何度も往復させることで再現性を持っていることが判明したため、これを利用することで精度よく位置を決定することができる。再現性による位置決定精度は往復間における経路の揺らぎ以内であると考えられ、z方向へは2 μm 以内、 θ 方向へは2秒角以内で位置決定できることになる。

5. 気球環境試験

放物面鏡調整機構に使用している機器 maxon motor 社製のモーター (A-max22)、ギア (gear GP22S)、エンコーダー (tacho MR512IMP)、ドライバ (EPOS2 24/2)、リミットスイッチ (PM-L24) である。これらの機器は FITE での気球高度 (35000 m) の環境 (0.01 気圧、-50 $^{\circ}\text{C}$) での動作を保証していないため、保温する必要がある。使用できる電力量、モーター周辺部の形状などの制限条件を考慮してヒーターを取り付け、図 10 のように試験を行った。それぞれのモーターに、1 気圧、常温の状態でのチューニング (電流、回転速度、位置について要求値と実質値の信号が合うように設定) をした後、+30 $^{\circ}\text{C}$ ~-60 $^{\circ}\text{C}$ までの温度で動作試験を行った。回転速度はチューニングによりそれぞれ約 700 rpm と設定されている。

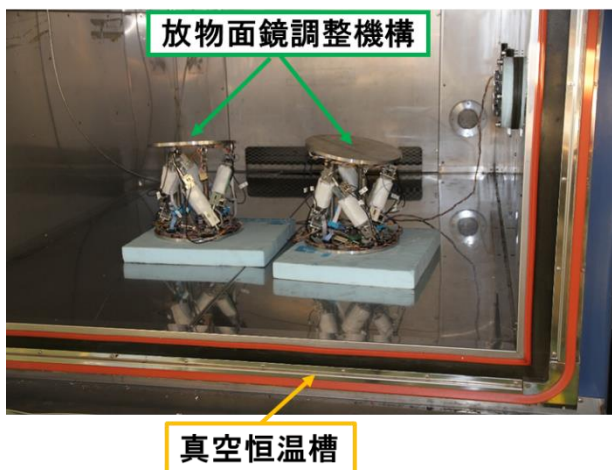


図 10. 真空低温試験風景

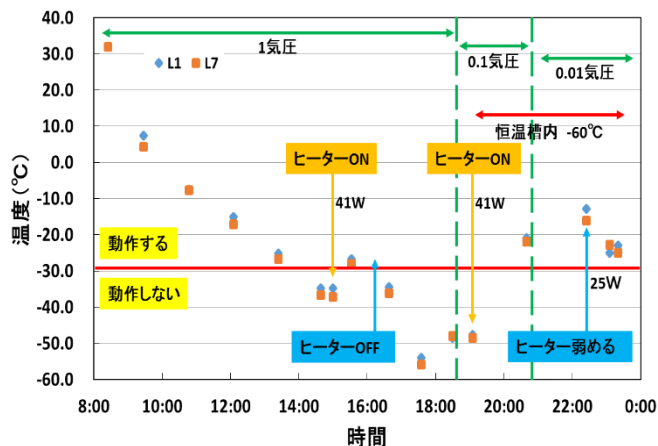


図 11. 真空低温試験結果

真空低温試験を行った結果、モーターは-30 $^{\circ}\text{C}$ 以下になると動作しなくなることが判明した。ヒーターの熱量が 41 Wにおいて 1 気圧では、8 $^{\circ}\text{C}$ 程度の温度差しかできなかったが、0.1 気圧、0.01 気圧では 30 $^{\circ}\text{C}$ 以上の温度差を生み出すことができた。さらに、使用する熱量は少ない方が望ましいため、ヒーター電源を調整することにより最小限の熱量を 25 Wと求めた。以上より、放物面鏡調整機構は FITE の気球高度の環境において、モーターの回転速度約 700 rpm で動作できるということを確認した。

参考文献

- [1] 気球搭載遠赤外線干渉計FITE次回フライト計画
叶 哲生 他、大気球シンポジウム 2011 年
- [2] 宇宙遠赤外線干渉計 (FITE) プロジェクト：次回フライトに向けて
芝井 広 他、大気球シンポジウム 2012 年
- [3] 気球搭載型遠赤外線干渉計 FITE:次期フライト計画と高強度フレームの開発
芝井 広 他、大気球シンポジウム 2013 年
- [4] FITE用新放物面鏡調整機構の開発
片多 修平 他、日本天文学会 2013 年春季年会 3月18-21日
- [5] 遠赤外線干渉計FITE：放物面鏡調整機構の開発
寺農 篤 他、日本天文学会 2014 年秋季年会 9月11-13日