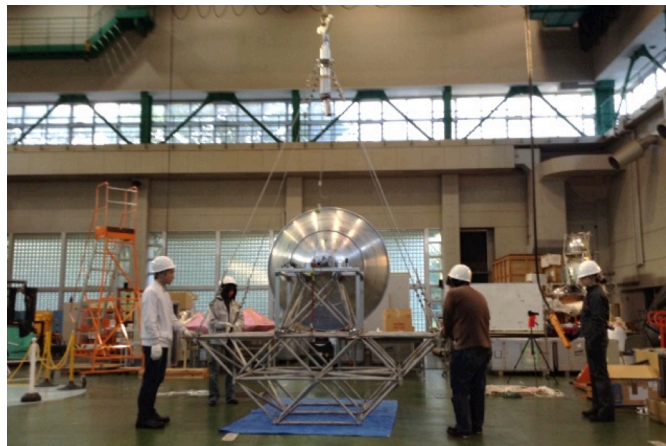


気球 VLBI の検討

土居明広 (ISAS)、河野裕介 (国立天文台)、木村公洋 (大阪府立大学)、佐藤泰貴 (ISAS)、小山友明 (国立天文台)、岡田望 (大阪府立大学)、松本尚子 (国立天文台)、山下一芳 (国立天文台)、鈴木駿策 (国立天文台)、金口政弘 (国立天文台)、本間希樹 (国立天文台)、秋山和徳 (東京大学)、中原聡美 (鹿児島大 M2)、上原顕太 (東京大)、坂東信尚 (ISAS)、福家英之 (ISAS)、莊司泰弘 (大阪大)、石村康生 (ISAS)、田中宏明 (防衛大)、坂本啓 (東京工業大)、樋口健 (室蘭工業大)、荻芳郎 (東京大)、岸本直子 (摂南大)、岩佐貴史 (鳥取大)、村田泰弘 (ISAS)、小川英夫 (大阪府立大)



1. イントロダクション

1.1 ミッションの概要

天文観測用電波干渉計を成層圏に展開するフィージビリティを調査するための、気球搭載型電波望遠鏡 Gondras システム実験機の開発をおこなっている。干渉計としては、Very Long Baseline Interferometry (VLBI) の原理を用いる。VLBI 局として必要な機能はすべて搭載し(電波望遠鏡・受信機・周波数変換部・VLBI データ記録装置・周波数標準源振・局位置決定システム)、飛翔体望遠鏡バスとしての機能(姿勢決定系・指向制御系・電源系)を合わせ、総重量 500 kg (dry) のなかで実現したい。平成 28 年度 8-9 月期の大樹町からの放球を想定する。地上望遠鏡も実験に参加できる 22 GHz 帯で観測し、気球局単機と地上 VLBI 局との間で干渉縞(フリンジ)を検出する。この実験機は、300 GHz 帯での気球 VLBI の可干渉性を検証できるよう意識してデザインしている。300 GHz 帯の宇宙電波は、地球大気をいくらか通過してくるが、水蒸気の揺らぎにより波面が乱され、地上からは VLBI 観測が困難である。驚異的な空間分解能を達成できる VLBI の活躍の場を、成層圏にまで拡大し、超高周波帯 VLBI によるサイエンスを切り拓く可能性があると考え、この実験を試みる。

1.2 サイエンスと必要な技術要素

サイエンステーマの 1 つは、ブラックホールの直接撮像である。ブラックホールの存在については多くの間接的証拠があるが、直接的証拠は得られていない。撮像は、直接的証拠を得る明確なアプローチである。ブラックホールを撮像できる条件は、(1) 十分に高周波の

電波帯、(2) 十分な空間分解能、(3) 十分な感度、である。ブラックホール上空の高密度ガスを見通すにはサブミリ波帯 (300 GHz 以上) の観測が望ましいと予想されている。すなわち、サブミリ波は、地球・ブラックホール両方にとって電磁波の通過窓である。地球から見た視直径が最も大きいブラックホール候補天体は銀河系中心 SgrA* と乙女座銀河団 M87 中心にあり、ブラックホールシャドウ(“黒い穴”)は約 50μ 秒角の視直径と予想される。これは 300 GHz 帯の VLBI で十分に分解できる視直径である。また、データが通信回線に制限されずメディアで回収できることが観測感度に大幅に寄与し、且つ、成層圏では大気がないため背景雑音がないことも大幅に寄与し、口径 3 メートル程度の集光力で充分である。

このようなミッションをおこなうためには、フィージビリティを確認しなくてはならない技術的課題が以下のように抽出された: (1) 高周波帯電波望遠鏡の搭載、(2) 周波数標準源振の安定度、(3) 広帯域データ記録装置の搭載、(4) 高精度姿勢決定・姿勢制御、(5) 高精度局位置決定、である。

1.3 活動基盤

気球 VLBI は世界的に例がなく、上記技術課題(2)、(3)、(5)は特にフライト実証が必要なものと識別された。そのフィージビリティスタディをおこなうのが、現在準備中の初号機である。これには、主に搭載機器基礎開発実験費をあてて準備を進めている。また、地上検証が相当と識別された(1)について、主に戦略的開発研究費(工学委員会)の一部をあてて準備を進めている。また、他のミッションで類似技術の実績はあるが、相当

する技術の検証が必要と識別された(3)については、初号機のフライト機会を利用しながら搭載技術を獲得する。これには主に科学研究費をあてて進めている。放球までに必要な総経費見込のうち、約 70% を確保した段階である。

開発メンバーは、宇宙科学研究所・国立天文台・大阪府立大学・東京大学等の VLBI 天文・技術関係の研究者と、大学・宇宙科学研究所等に所属する宇宙構造、制御および大気球関係の研究者で構成される。

VLBI 地上試験は国立天文台水沢 VLBI 観測所で、望遠鏡の開発は国立天文台三鷹で、ゴンドラの開発は宇宙科学研究所の C 棟坪井研実験室の一部および F 棟を一時的にお借りして進めている。

2. 開発状況

システム全体の現況

2014 年 11 月現在、ゴンドラシステムは高さ 14 メートルのクレーンに吊られている状態である(表紙図)。ゴンドラ構造体の上に、電波望遠鏡、姿勢決定系(精決定)センサ群、姿勢制御系、簡易電源が搭載され、最初の姿勢試験をおこなっている段階である。

電波望遠鏡

口径 ϕ 1.5m 電波望遠鏡のための軽量主鏡として、3 mm 厚アルミニウムをへら絞りにより冷間加工する製造法を採用した。製造は北嶋絞製作所にておこなわれた。光学系設計、構造設計、機械設計、製作(主鏡以外)・組立はメンバー自身によりおこなわれた。径が段階的に異なる 3 枚のパラボラを張り合わせ、自重変形が小さくなるよう設計されている。昨年度、地上観測用架台とともに完成し、いくつかの地上試験を経て、現在はゴンドラに搭載されている。22GHz 常温受信機は、大阪府立大学および国立天文台で開発・受信試験がおこなわれている。両旋偏波受信の冗長構成となっており、静止衛

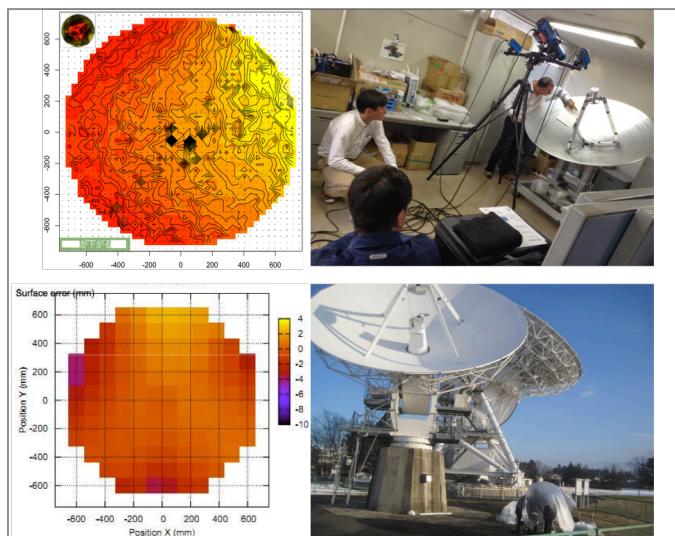


図 1: フォトグラメトリによる鏡面計測(上)と電波ホログラフィ(下)による鏡面計測

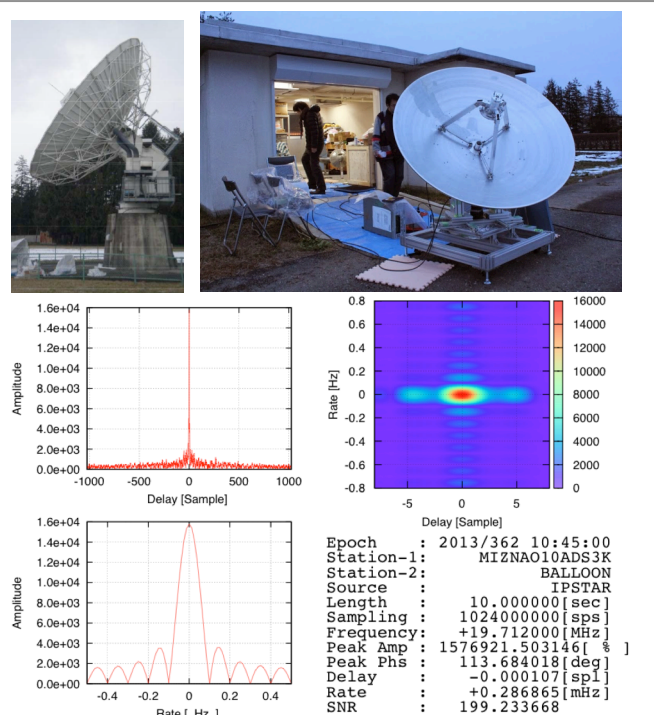


図 2: 水沢 10m 鏡(左上)と気球 1.5m 鏡(右上、地上用架台に設置)との間のフリンジ検出試験の様子。基線長は約 80 メートル。検出したフリンジ(下図)。

星実効電波源受信系も搭載し、三重冗長および上空での電波ホログラフィー試験を可能にする。

フォトグラメトリとホログラフィーによる主鏡面形状計測

3 次元形状計測装置 VSTARS とターベットマーカー投影装置 pro-spot を利用してフォトグラメトリ鏡面計測をおこなう機会を得た。計測精度 $30 \mu\text{m}$ 以下の計測により、気球望遠鏡の主鏡は $250 \mu\text{m}$ の精度で出来ていることを確認した(図 1)。また、仰角の変化に対する自重変形の影響も調査し、FEM 構造解析の結果と比較した。初号機に必要な性能を十二分に持っていることを確認した。また、将来の高精度鏡開発にフォトグラメトリを利用する場合の見通しと検討事項を得た。

また天体からの電波を用いて鏡面形状を求めるホログラフィシステムの開発も行った。ホログラフィ試験は基準局に水沢 10m アンテナを用い、相関処理は国立天文台のソフトウェア相関器を用いた。気球望遠鏡に JAXA を中心に開発を進めているスマート副鏡を搭載し、その変形をホログラフィで求めることに成功した(図 1)。

地上実験による干渉縞(フリンジ)検出

国立天文台水沢 VLBI 観測所の 10 メートル電波望遠鏡との間でフリンジ検出に成功し、VLBI 電波望遠鏡としての機能を確認した(図 2)。

周波数標準源振の耐振子・温度特性試験

時刻系の基準となる周波数標準には、Oscilloquartz

社の水晶発振器 OCXO8607 を搭載する。この周波数安定度は 1 秒から 10 秒のタイムスケールでアラン分散 10^{-13} であり将来のミッションの要求も十分満たす。しかしながら、水晶発振器は一般に加速度感度を持ち、振り子の振動が観測性能に影響する懸念があった。そこで JAXA 臼田宇宙空間観測所に簡易ゴンドラを設置し(図 3)、OCXO に振り子振動を与えて水素メーザー原子時計を基準に周波数変動を計測した。その結果想定された周波数変動より圧倒的に小さいことが実験により確認された(図 4)。これは振り子ゴンドラに乗った水晶発振器に加わる加速度は鉛直方向の遠心力だけであり、それは非常に小さいという現象により説明できる。

また磁場変動に対する感度計測も行ったが地磁気に対しても十分小さい応答しか示さなかった。



図 3: 臼田宇宙空間観測所内で実施した OCXO 加振試験

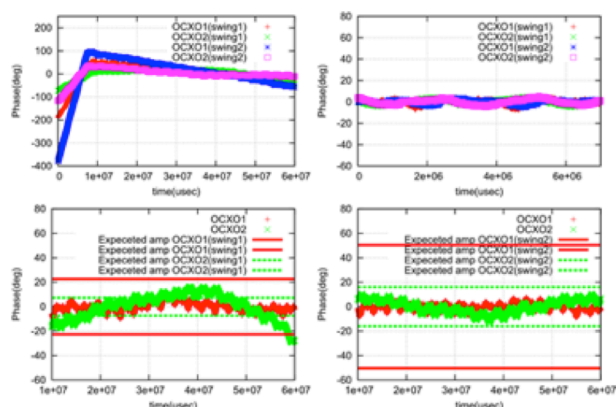


図 4: OCXO 加振試験での位相変動。OCXO2 台で振り子振幅 1.5, 3 度の 2 回計測。左上: 全時間。右上: 加振前の傾斜時の位相変化の直線成分を除いたもの。下図: 加振してからの位相の変化と、傾斜時の位相変化から予想される位相変動振幅(左下図、右下図はそれぞれ、振幅 1.5、3 度での計測を示す)。

ゴンドラ構体

建築で使用されるテクノラス® (テクノシステム社)を採用し、端部を扁平加工したステンレスパイプを組み合わせたトラス構造でゴンドラ構体を構成した(表紙図)。

姿勢決定系

姿勢決定系は粗決定系と精決定系から構成される。

粗決定系のセンサには、磁場センサ(Bartington MAG03)、GPS コンパス(Hemisphere VS131)と MEMS センサを用いる予定である。

精決定系は、サンプリング 1msec と短期の相対姿勢決定を行う 3 軸に設置したジャイロと、サンプリングインターバルは 0.1 から 1 秒程度と長い絶対的な姿勢決定を行うことができるスタートラッカ(STT)とそれらを相補フィルタで結合する。

ジャイロセンサは JAE 製の JG35F、シリコンセンシング製の CRH01, CRS39 を用いる。このなかで CRS39 は Angular Random Walk 安定度が $0.017^\circ / \sqrt{h}$ の高精度シリコンリングジャイロである。この安定度は角度精度 1 秒角 ($\tau=1\text{sec}$) に相当し、秒角レベルの制御精度が求められる将来のミッションに十分なデータを取得できる予定である。

スタートラッカ(STT)は、電波望遠鏡と同じ光軸に搭載する。レンズにローパスフィルタを用いて短波長の背景光を遮断し、カメラには IDS 社の UI-3370CP-NIR-GL、UI-1240ML-NIR-GL の近赤外線に感度をもつカメラを採用することで日中での観測を可能にする。また太陽光、アルベド、バルーンによる反射光を 10 度の回避角で遮断するために口径 20cm、長さ 1m のバッフルを備える。現在 STT は地上試験行いこれらの性能の評価を進めている。

姿勢制御系

将来の高精度姿勢制御に備え、バックラッシの生じないダイレクトドライブ方式を採用した。ギアやカップリングがないため、想定外の外部トルクが入力されても故障に至らない利点もある。NASA 気球ミッションで実績のある Kollmorgen 社のフレームレスダイレクトドライブモーターを導入した。これはユーザー機器構造の中に直接組み込まれることが想定されており、ステータとローターが別々に納入される。モーターハウジングの設計および組込はメンバー自身によっておこなわれた。同じモデルのモーターをゴンドラ方位角駆動をおこなう

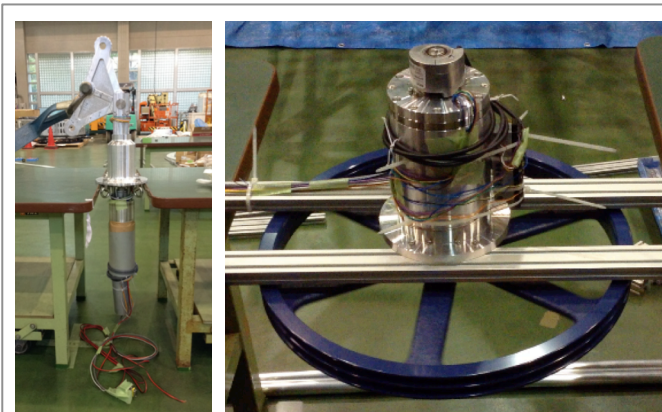


図 5: 方位角制御アクチュエータである Pivot(左)と Reaction Wheel(右)の写真

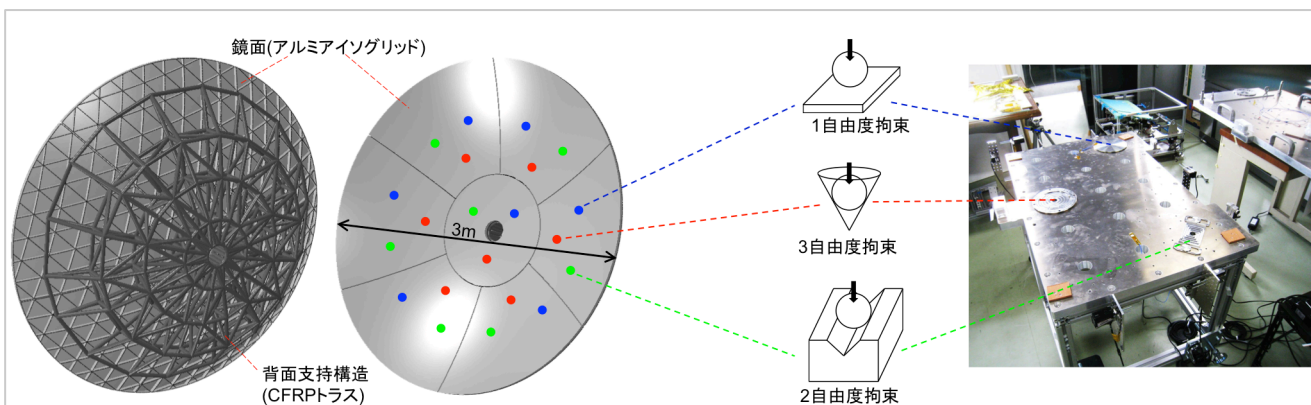


図 6: 望遠鏡概要。CFRP 汎用パイプを用いたトラスによる背面支持構造、アルミ合金の削りだしによるアイソグリッド鏡面構造により、安価と高剛性を実現。背面支持構造の自重・熱変形は最大で $18\mu\text{m}$ 以下。

図 2-2: キネマティックカップリング。1/2/3 自由度拘束のインターフェース点の組み合わせと配置により、自重変形を抑制しつつ熱変形を解放。

Pivot と Reaction Wheel、望遠鏡仰角駆動をおこなう Elevation Unit のアクチュエータとして用いる(図 5)。モータードライブはいくつかの日本の大気球ミッションで使用されてきた Elmo 社のデジタルサーボドライバを採用した。エンコーダは Sick 社の 16 ビット光学エンコーダーを採用した。ベアリング部の潤滑剤を洗い、NASA 大気球ミッションで実績のある東レ社の低温グリースに詰め替える作業をおこなった。

現在、Pivot および Reaction Wheel は吊られたゴンドラに搭載されており、初めての駆動試験がおこなわれた段階である。今後、姿勢決定系と結合し、制御則の構築をおこなう。

サブミリ主鏡の概念設計

次号機で要求される口径 3 メートル、鏡面精度 $30\text{--}50\mu\text{m}$ RMS のサブミリ波主鏡の構造設計検討をおこなっている。アルミ削り出しアイソグリッド鏡面、キネマティックカップリングによる鏡面支持系、CFRP トラスによる背面構造系からなる(図 6)。仰角範囲における自重変形と $\Delta T=70^\circ\text{C}$ の熱変形の影響を最小化するデザインの最適化問題を計算機に解かせることで設計を

おこない、ベストフィット鏡面精度 $15\mu\text{m}$ RMS 以下のデザイン解を暫定的に得ている(図 7)。ロバスト性を含め、今後さらに追い込むことができる可能性がある。一方で、加工精度やアライメント精度等のエラーバジェットの確認をおこなうために、口径 2 メートルの試作機の製作にとりかかっている。

その他検討中のサブシステム

気密容器には、広帯域 VLBI データ記録システムを搭載する。500W 強の高発熱機器であるため(しかも冷えすぎてはならない)、ファンにより強制対流排熱を制御する熱概念設計をおこない、暫定的な成立解を得ている。今後詳細設計・製作・実験へと移行する。高精度位置決定システムは、搭載姿勢決定センサの出力と干渉計出力の両方を組み合わせておこなわれ、波長の $1/20\text{--}1/40$ 以下 ($50\mu\text{m}$ 以下) の精度で相対既知の状態に保つ必要がある。現在、上空での擾乱とセンサのランダム・ドリフト雑音を想定した数値シミュレーションによって、要求を達成できる可能性を見出だしている。この原理を 1 号機にてフライト実証する。

3. 謝辞

本ミッションの検討には、大気球ミッション FITE の芝井広先生(大阪大学)・成田正直氏(宇宙科学研究所)ほか FITE メンバーの方々、大気球グループの皆様からアドバイスをいただきながら、宇宙科学研究所工作室、国立天文台 RISE 開発室の皆様、国立天文台先端技術センターの皆様、国立天文台水沢 VLBI 観測所、宇宙科学研究所坪井村田研究室の皆様のご支援をいただきながら進めることが出来ております。感謝申し上げますとともに今後ご支援お願い申し上げます。

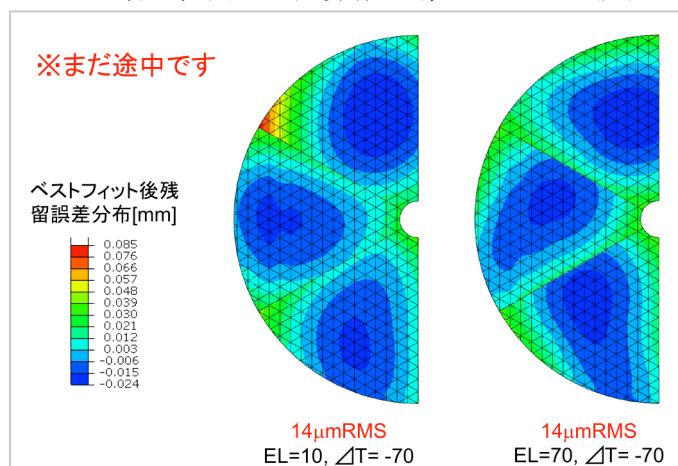


図 7: 最適設計後の鏡面誤差(自重・熱変形、ベストフィット有)。剛性分布・キネマティックカップリングの配置をパラメータとし、5,000 回のイタレーションをした結果。パラボラベストフィット残差としての鏡面精度は異なる仰角を通じて $14\mu\text{m}$ RMS 以下。ベストフィットの効果は副鏡位置調整機構を想定。