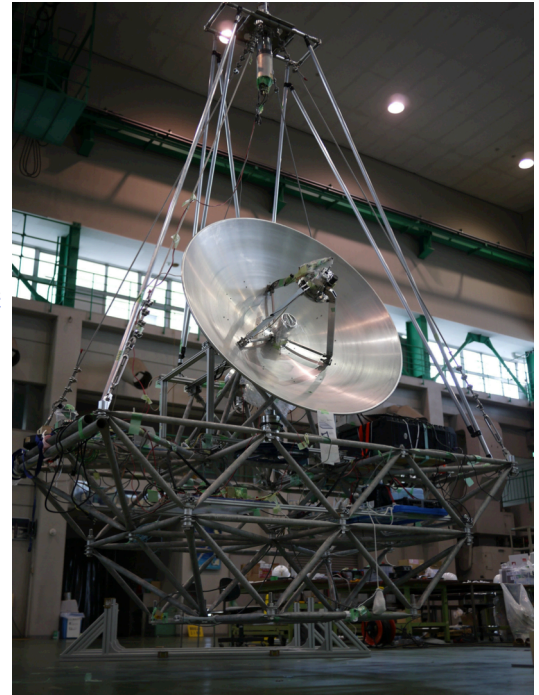
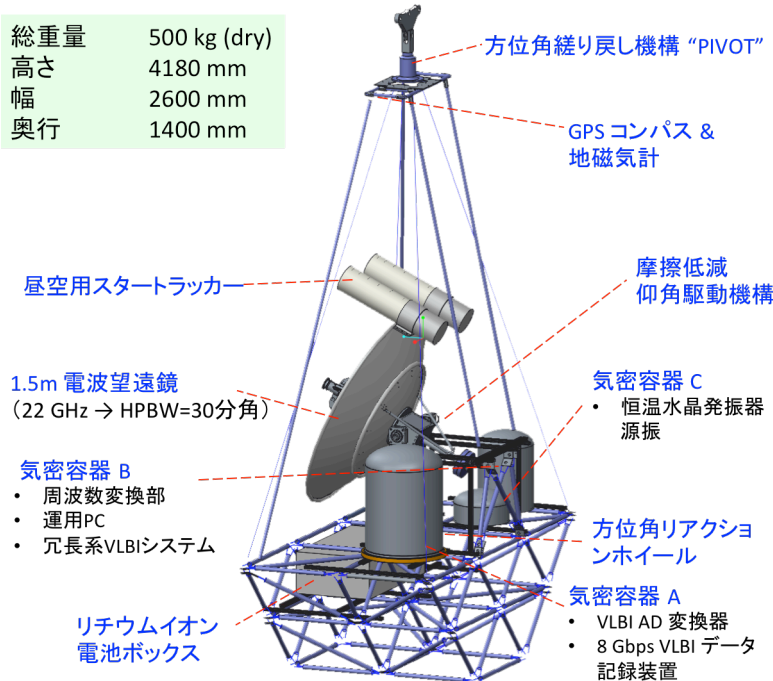


気球 VLBI ミッション

土居明広 (ISAS)、河野裕介 (国立天文台)、木村公洋 (大阪府立大)、馬場満久 (ISAS)、松本尚子 (国立天文台/山口大)、中原聡美 (総研大 D1)、村田泰宏 (ISAS)、芝井広 (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)、小木曾望、児玉峻 (大阪府立大)、鳥阪綾子 (首都大)、仙場淳彦 (名城大)、上原顕太 (東京大)、本間希樹、鈴木駿策、小山友明 (国立天文台)、秋山和徳 (MIT)、小山翔子 (MPI)、坂東信尚 (ISAS)、福家英之 (ISAS)、莊司泰弘 (大阪大)、成田正直 (ISAS)、小川英夫、本間愛彩、高田勝太、長谷川豊、井上将徳 (大阪府立大)、藤澤健太、中村拡、今村俊哉 (山口大)



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ことが可能かどうか技術的なフィージビリティを調査するために、気球搭載型電波望遠鏡ゴンドラシステムの実験機を開発している。干渉計としては、Very Long Baseline Interferometry (VLBI) の原理を用いる。VLBI の一素子として必要な機能はすべてゴンドラに搭載し(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) のなかで実現する。平成 28 年度 8-9 月期に大樹町からの放球を想定する。干渉計の相手は、地上の VLBI 電波望遠鏡との間で、1~3 時間の干渉実験をおこなう。日本の地上望遠鏡群も実験に参加できる K-band (22 GHz 帯、波長 1.3 cm) で観測する。目標電波源の 1 つは南の空にある静止衛星(IPSTAR)であり、非常に強い信号雑音比の計測をおこなうことで観測システムの安定性を計測し、将来ミッションがより高い周波数帯で実現させる

可能性を見極めたいと考えている。

2. 実験の背景

将来ミッションの可能性として、波長 1mm (300 GHz 帯)以下「サブミリ波帯」で観測する VLBI が考えられる。現在、地上 VLBI は実験中の段階にあり、国際的に挑戦が始まりつつある。まだ干渉縞は検出されていない。このような高周波帯の宇宙電波は、地球大気をいっか通過してくるが、水蒸気の揺らぎにより波面が乱され、地上では VLBI の形成が難しいためである。例えば ALMA は標高 5000 メートルの高地に建設された。ALMA は基線長 10 km オーダー(→ 10 ミリ秒角オーダーの空間分解能)での実現である。大陸間基線の VLBI の実現は、230 Hz 帯までは推進されているが(e.g., Event Horizon Telescope Project: EHT)、350 GHz についてはまだ実験がほとんどおこなわれておらず、将来的にも世界のいくつかの高地に存在する望遠鏡群を基に限定的な規模に留まると考えられる。地球大気の問題は、飛翔体・衛星観測局の実現で、抜本的

に解決できる可能性がある。

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。ブラックホールの撮像に必要なと思われる条件は、(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、ブラックホール周辺環境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、南天と北天に 1 つずつ存在し、銀河系中心 SgrA* と乙女座銀河団 M87 中心のブラックホールはシャドウ (“黒い穴”) が最大視直径 約 50μ 秒角と予想される。これは 300 GHz 帯の VLBI の空間分解能 ($\sim 10 \mu$ 秒角) 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、成層圏では大気放射雑音がないことも大幅に寄与し、口径 3 メートル以下の集光力で観測が可能である。

もう一つのサイエンステーマは、ブレーザー活動銀河核ジェットの高エネルギー放射生成領域の直接撮像である。Fermi ガンマ線観測衛星により、この領域からのガンマ線についてのスペクトル・ライトカーブが多くの天体で得られ、大変多くの研究がおこなわれようになった一方で、その放射メカニズムは明確になるには至っていない。決定打となると期待される直接撮像は、VLBI で実現できると考えられるが、この領域もやはりサブミリ波帯にまで周波数を高めないで見通すことができず、未知の領域である。口径 3 メートル以下の望遠鏡で観測可能となるブレーザーは少なからずあり (~ 10 天体)、スーパープレッシャー気球が実現する航行期間でおこなう規模のプロジェクトになる。

成層圏の飛行体 VLBI 局が威力を発揮する形としては、(1) 例外的に観測条件の良いサイトの地上望遠鏡数局からなる観測網に、移動する気球局が単機で参加する場合、と (2) 複数の気球局のみで観測網を形成する場合、が考えられる。前者の強みは、移動する局が 1 つ加わることで全ての局への基線ベクトルのバリエーションが増大し、イメージクオリティを左右するサンプリング空間を密にすることにある。これは、電波天文衛星 HALCA でも享受した飛行体局特有のメリットである。南極は ALMA サイトよりも観測条件が良く、サブミリ波帯の VLBI 局が数局建設されるのではないかと思われ、南極周回航路を移動する気球局の存在が、衛星局ながら重要な役割を果たすと期待される。

3. 技術課題

このような将来ミッションを想定して CTE 識別をおこない、ミッションクリティカルとなる技術要素について TRL 分析をおこなった。

その結果、事前にフィージビリティを確認すべき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。

これらをさらに AD2 分析し、地上検証・フライト実証の両面から必要な検証試験計画を考察した。気球 VLBI は世界的に例がなく、上記課題(2), (5)は特にフライト実証の形態でなければ実証できないものと識別された。

そのフィージビリティスタディをおこなうのが、現在準備中のゴンドラシステムである。(2)と(5)の検証には VLBI 観測そのものが必須であり、大樹町での実験はまさに上空に VLBI 観測局を打ち上げる形態となる。

4. 活動基盤

フライト実証項目である (2)「周波数標準源振」と(5)「局位置決定」についてはそれぞれ平成 25, 26 年度の搭載機器基礎開発実験費で開発をおこなってきた (isas15-sbs-038 参照)。地上検証が可能と識別された(1)「電波望遠鏡」については、主に戦略的開発研究費(工学委員会)の一部をあてて研究を進め、現在試作の段階にある(後述)。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(4)「高精度姿勢制御」については、科学研究費を充てて研究をおこなっており、1 分角の制御ができ初号機の観測が可能な程度になっている。将来ミッションのために秒角の性能を追求しているところである。(3)の「広帯域データ記録装置」については、カシオ財団と稲盛財団からの助成をうけて開発をおこない、熱真空環境における動作試験にパスしている(後述)。放球までに必要な総経費見込のうち、約 80% を確保した段階である。主に、放球活動関連(放球場への旅費・滞在費、浮力構造体、等)が確保できていない。

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・山口大学等の 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 観測については、観測前準備・観測後相関処理について国立天文台水沢 VLBI 観測所の協力を得ており、放球時の地上望遠鏡網の動員についても、国立天文台 VERA 局、茨城大学 32m、筑波大学 32m、NICT34m 等の協力を得られる見込みである。

5. 開発状況

システム全体の概況

2015 年 11 月現在、次年度 9 月期の放球が可能と思われる段階まで準備が出来ていると考えている。

2015 年 1 月、フルスケールの Gondola 構造体を高さ 14 メートルのクレーンに吊ったうえで、方位角(Az)姿勢制御試験をおこなった(後述)。2015 年 3 月、さらに電波望遠鏡と VLBI 観測システム・位置決定システムを搭載したうえで、姿勢制御をおこないながら、放球時の目標電波源に対して VLBI 観測試験をおこない干渉縞を検出している(isas15-sbs-038 参照)。2015 年 9 月、高発熱機器である VLBI 高速データ記録装置について成層圏環境の熱真空試験をおこない、良好な結果を得ている。すなわち、観測システム全体の機能・性能については確立している。2015 年 10 月現在、フルスケール Gondola は解いて実験室に置いてある。代わりにミニスケールの Gondola を用意し、その上で、各機器コンポーネントの実装準備を進めている。

残っている開発は、(1)スターカメラからの姿勢情報についても姿勢制御に反映すること(星の同定は出来ている)、(2)電源システムをフルスケールで動作確認すること(モジュール単位では熱・真空試験にパスしている: 後述)。 (3)アクチュエータの熱真空動作試験、(4)コマンド・テレメトリ運用の実装、である。

電波望遠鏡と受信機

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(北嶋絞製作所製)。3 次元光学形状計測装置 VSTARS により、鏡面精度 $250 \mu\text{m}$ RMS (自重変形込み)が計測され、これは本実験には十二分の精度である。

K-band (19—22 GHz) 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、想定通りの性能が確認されている。VLBI 干渉縞も検出され、位相安定度も確認済である。両旋偏波受信の冗長構成となっている。

周波数標準源振

位相・時刻系の基準となる周波数標準には、VLBI には専ら水素メーザーが使われていたが、重量・対環境性能の観点で飛翔体に搭載するのは容易ではない。我々は、Oscilloquartz 社の水晶発振器 OCXO8607 を採用し、特性の取得・実験に力を注いできた。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} 以下であることが計測され、将来の VLBI ミッションの要求も十分満たすことが確認された。振り子運動による環境加速度変動による発振周波数ゆらぎの懸念は、JAXA 臼田宇宙空間観測所にておこなった水素メーザー原子時計との比較実験により、問題にならないオー

ダーであることが確認された。同様に、地磁気による影響も問題にならないことが確認された (isas15-sbs-038 参照)。

Gondola 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 Gondola 構体を構成した(表紙図)。これは、耐静荷重条件 10G を確保した設計である。

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。

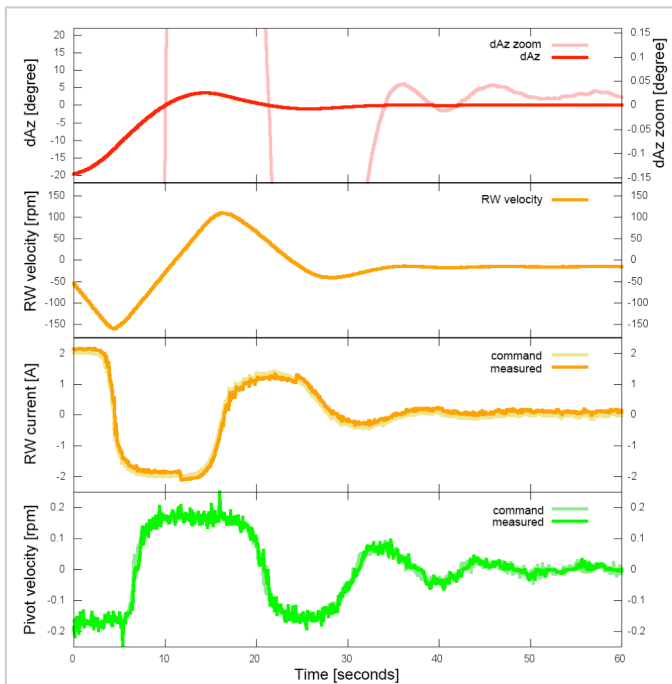
粗決定系のセンサには、磁場センサ (Bartington MAG03)、GPS コンパス (Hemisphere VS131)を搭載して冗長としている。これらは 0.1deg から 1deg 程度の精度で姿勢決定をおこない、観測天体を捕捉するところまで使用する。

精決定系は、観測天体を追尾する段階で使用する。短期の相対姿勢決定を担うジャイロ 4 つと、比較的長期のタイムスケールで絶対的な姿勢決定を行うスタートラッカー (STT) 2 つを搭載し、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シリコンリングジャイロ CRH02, CRH01, CRS39 を用いる。数秒角の精度で姿勢情報を配信し、姿勢制御実験に供している。スタートラッカー (STT) は、電波望遠鏡と同じ光軸に搭載し、座標系の校正残差を最小化する。ローパスフィルタで短波長の背景光を遮断し、カメラは近赤外線に感度をもつ UI-3370CP-NIR-GL、UI-1240ML-NIR-GL (IDS 社)を採用することで、日中での星の観測を可能にする。また太陽光、アルベド、気球による反射光を 10 度の回避角で遮断するためにバツフルを備える。現在 STT は地上試験にて星の同定、位置決定値の配信ができています。

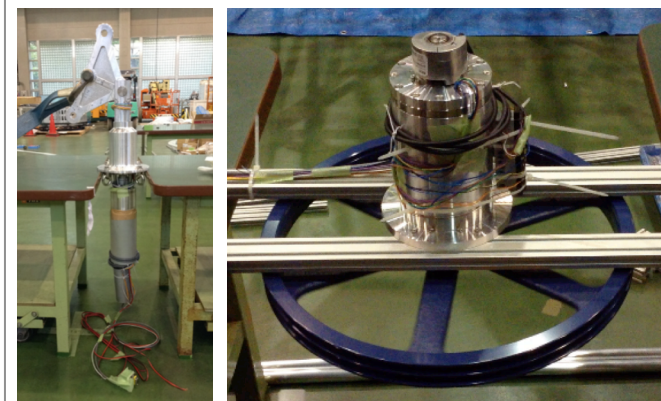
姿勢制御系

バックラッシュが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。モーターは 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である。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。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た。

Pivot および Reaction Wheel は吊られた Gondola に搭載し、20 度の方位角変更の姿勢制御実験をおこない、安定度 1 分角で目標角へ到達した。仰角駆動装置では、30 秒角の安定度を得た。



図：2015年3月の吊りゴンドラ VLBI 観測実験の際の方位角制御の実績。Pivot とリアクションホイール (RW) の協働にて、RW の角運動量蓄積や吊りケーブルのよじれを除きながらの動作となっている。上から姿勢制御残差、RW 回転速度、RW 電力、Pivot 回転速度。安定度 1 分角。2 分角の残差は、積分制御を取り入れていない実験だったため。



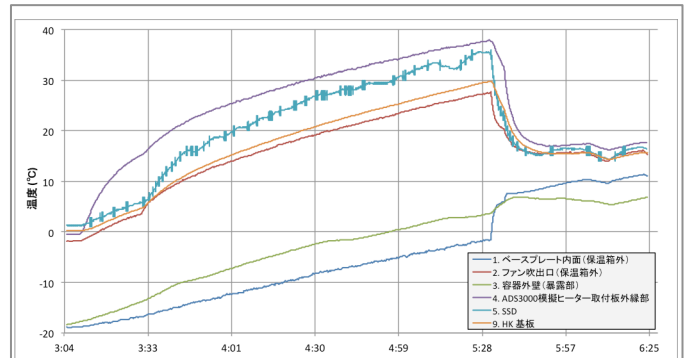
図：方位角制御アクチュエータである Pivot (左) と Reaction Wheel (右) の写真

電源システム

トレードオフ検討をおこない、リチウム 1 次電池、リチウムイオン 2 次電池、ニッケル水素電池について、各社製品から、コスト・性能の面から PSI 社のリチウムイオン電池モジュールを採用した。5 キロワット時を搭載し、重量 70kg となる。低温環境動作試験をおこなった結果、マイナス 20 度での動作確認、摂氏 0 度以上で十分な性能が確保できることが確認され、保温機能のある電源ボックスを組立中である。ディスクリットコマンドによる電源 ON/OFF 機能を実装した。今年度中に、熱真空環境下での動作試験をおこなう予定である。

VLBI 高速データ記録システム

国立天文台水沢 VLBI 観測所が開発中の 8 Gbps VLBI データ記録システムを気密容器に搭載する。干渉実験にはすでに成功している。今回の搭載のために 200W まで省電力化を進めた。大変な高発熱機器であり、しかも電源投入時まで冷えすぎてはならないため、気密容器を断熱区画と放熱区画に分割し、ファンによる強制対流排熱制御を用いた熱概念設計をおこなって成立解を得て、実装し、熱真空環境下での 3 時間連続動作試験に成功している。



図：熱真空環境下での VLBI 高速データ記録システムの動作試験の結果(温度プロファイル)。運用温度の逸脱は無し。

位置決定システム

VLBI は観測局の位置精度が重要であるが、近年の相關器の性能においては、絶対位置精度は必要ない(キロメートル精度でも可能)。必要なのは、10 秒程度以下の位置安定度、もしくは、位置変化が既知であることであり、波長の 1/20 以下の計測が要求される。将来ミッションにおいては 50 μm 以下の精度が必要である。ゴンドラ搭載センサを用いた地上試験においては、約 100 μm の位置決定精度までは VLBI 観測によって検証した。これ以上の精度は、地球大気の揺らぎの影響により検証できない。センサにはドリフト誤差が存在するが、我々の位置決定システムは、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ることがポイントである。この原理を上空にてフライト実証する。

次号機サブミリ主鏡の先行開発研究

次号機で要求される口径 3 メートル、鏡面精度 30 \sim 50 μm RMS のサブミリ波主鏡の開発研究をおこなっている。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について、現在口径 2 メートル鏡の部分試作をおこなっている段階である。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 μm RMS 以下を見込むデザインであり、今後(地上での)検証実験をおこなう予定である。