

気球 VLBI ミッションの検討

○土居明広（宇宙科学研究所）、河野裕介（国立天文台）、
本間希樹（国立天文台）、小山友明（国立天文台）、木村公洋（大阪府立大学）、
秋山和徳（東京大学）、岡田望（大阪府立大学）、ほか協力研究者

概要

ブラックホールの「黒い穴」の直接撮像を目指した、気球搭載型電波干渉計用望遠鏡の検討をおこなっている。現在我々は、大樹町からの放球を想定した、フィージビリティスタディのための実験機の製作をおこなっている。超長基線電波干渉計の1局としての機能を搭載し（ $\phi 1.5$ m 電波望遠鏡・22 GHz 受信機・周波数変換部・8 Gbps 広帯域データ記録装置・OCXO 周波数標準源振・高精度局位置決定）、飛翔体望遠鏡としての機能（姿勢決定・指向制御・バス系）も、500 kg 以下のペイロードの中で実現し、地上 VLBI 局との間でフリンジを検出する。

1. 科学的背景

銀河中心の超巨大ブラックホール (BH) の存在は、これまで間接的な方法で示唆されてきたが、直接撮像という本当の意味での観測的実証はまだ果たされていない。BH が本当に存在すれば、BH へ落ち込む物質（降着円盤）の放射を背景光として「黒い穴（ブラックホールシャドウ）」として見えると期待される（図1）。BH シャドウの直接撮像は、現代物理学の重要課題に対する決定的なアプローチであり、今後10~20年間で観測天文学が果たすべき大目標のひとつである。

最有力候補天体 Sgr A*（天の川銀河中心）と M87（乙女座銀河団中心）は、全天で最大の視直径（いずれも約 50μ 秒角）の BH シャドウが期待される。これらを現代の技術水準で空間分解できる可能性がある唯一の観測手法は、長基線電波干渉計 Very Long Baseline Interferometry (VLBI) である。2013年現在、波長 1.3 mm (230 GHz) での挑戦が、我々のメンバーを含む国際チームにより進行中で、空間分解能 60μ 秒角のフリンジ検出に成功している（図2）。しかし、撮像には成功していない。撮像をより確実にすると思われる条件：(1) 標高 5000 m 以上、(2) 波長 1 mm 以下（周波数 300 GHz 以上）、(3) 最長基線長 5000 km 以上、

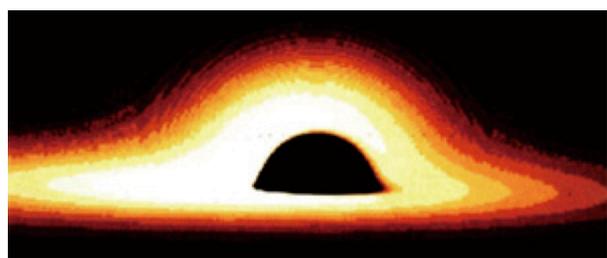


図1: ブラックホールシャドウの理論計算イメージ (credit: Fukue)

(4) 観測局の密な空間配置、(5) 十分な集光面積、それぞれを満たす必要があると考えられる。

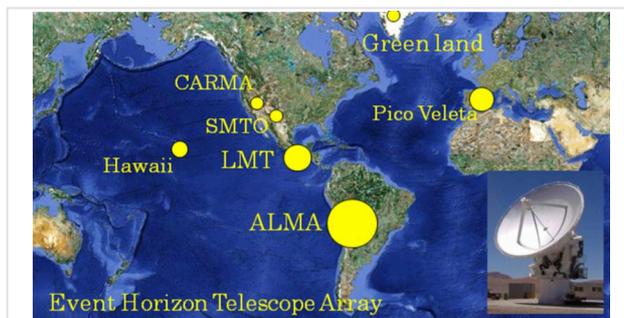


図2: 230 GHz 国際 VLBI 網 “Event Horizon Telescope: EHT” (Doeleman、本間、小山、秋山+)

2. 気球実験の位置づけ

BH 周辺をより確実に見通せる 300 GHz 以上（波長 1 mm 以下；サブミリ波帯）では、地球大気による電波の吸収・揺らぎの影響が甚大なため、標高 5000 m 以上のサイト群で VLBI 網を構築する必要があるかもしれない。しかし、5000 km 以上の基線長を含む観測局の密な空間配置を、地上の限られたサブミリ波サイトだけで実現するのは不可能である（条件(1)―(4)）。これらの点に、飛翔体サブミリ波 VLBI 局を実現する意義がある。条件(5)については、アタカマ高原の ALMA $\phi 12$ m 鏡 64 台を位相結合 (“phase-up”) することによる大幅な感度向上により解決に向かう（2016年以降）。これは、ALMA phase-up 用の大容量データ高速光伝送装置が Key となっており（H21 東レ科学技術研究助成：代表 本間希樹）、これは、飛翔体望遠鏡の限定された開口面積による感度不足を改善する技術でもある。スーパープレッシャー気球によって、人工衛星の $\sim 1/10$ の

運用期間を確保できれば、衛星の 1/10 を大きく下回るコストで、十分に目的を達成できる飛翔体 VLBI 局が実現できると期待できる。

気球電波干渉計ミッションの例は（おそらく）無い（cf. 気球サブミリ波単一鏡 BLAST）。サブミリ波 VLBI は、地上でも実現の途上の段階にある最先端技術である。気球 VLBI 局の実現には、実験機でのフライト実証と、地上検証実験が必要である。成功すれば、世界初の成層圏電波干渉計・VLBI となる。

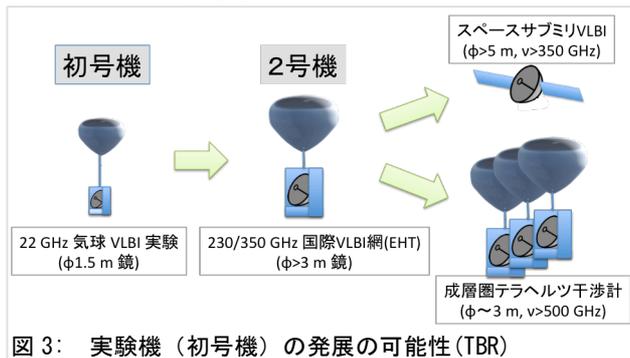


図 3: 実験機（初号機）の発展の可能性 (TBR)

3. ミッションの概要

初号機（図 4）での実験は、2号機以降に BH シャドウ撮像を試みる周波数に対して 10 倍強低い K 帯 (22 GHz, λ 1.3 cm) にておこなう。日本の地上 VLBI 網と成層圏 VLBI 局との間にFRINGEを検出することを初号機ミッションの成功基準としながら、2号機の実現に必要な技術検証項目のフライト実証を可能な限りおこなう。ミッションの概要を表 1 に示す。大樹町の放球ウィンドウである晩春・早秋の早朝・夕刻のいずれのウィンドウにおいても、口径 1.5 m 電波望遠鏡の集光力・仰角可動範囲で観測可能な目標天体があり、スタートラッカーの太陽光妨害光回避角および電波望遠鏡の太陽角制限の条件を満たす。

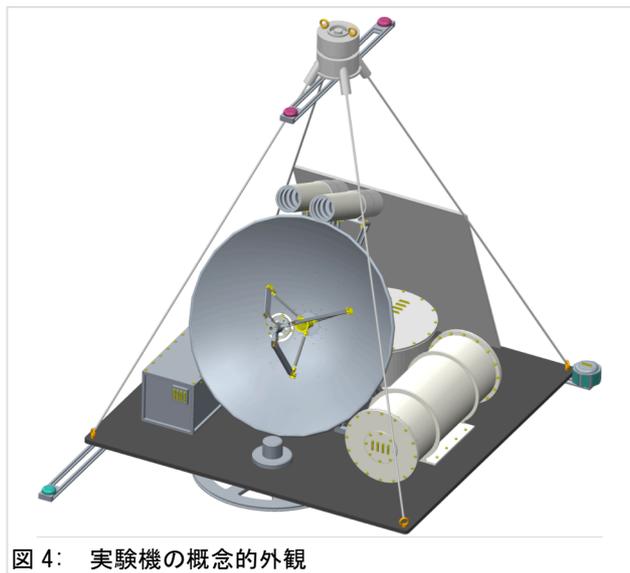


図 4: 実験機の概念的な外観

表 1: ミッションの概要

活動の大目標	成層圏サブミリ波 VLBI・テラヘルツ干渉計・衛星ミッションの将来計画の検討
初号機の目的	次号機「230/350 GHz 気球VLBI局」を見据えた、低周波版フライト実機によるフィージビリティスタディ
初号機の成功基準	22 GHz フリンジ検出 (世界初の成層圏電波干渉計・VLBI)
放球場所	JAXA 大樹宇宙実験場
放球日時	第一候補: 9月1日前後の明け方 第二候補: 5月1日前後の夕刻
レベルフライト要求時間	3 時間
高度	TBD (昼間用STTの設計で調整)
回収要求	あり
重量 (パラソル含まず)	500 kg
電力	500 W
目標天体	3C 84 (相関強度 \sim 10 Jy) 連続波 (第一候補の場合)
観測中の仰角	20 \sim 70 deg
観測中の方位角	太陽方向に対しほぼ反対 (北西) (第一候補の場合)

4. 実験機システムの開発項目と準備状況

4.1. 電波望遠鏡・受信機・周波数変換部

詳細設計が終了し、2013 年 12 月のファーストライトおよびホログラフィー実験を目指して製作中である。

直径 1.5m の軽量鏡として、冷間加工された厚 3 mm アルミニウムのパラボラ鏡 (北嶋紋製作所) を採用した。構造解析による自重変形予想は 0.2 mm 程度であり (図 5)、望遠鏡能率にほぼ影響しない。今後、気球高度の低温環境における熱変

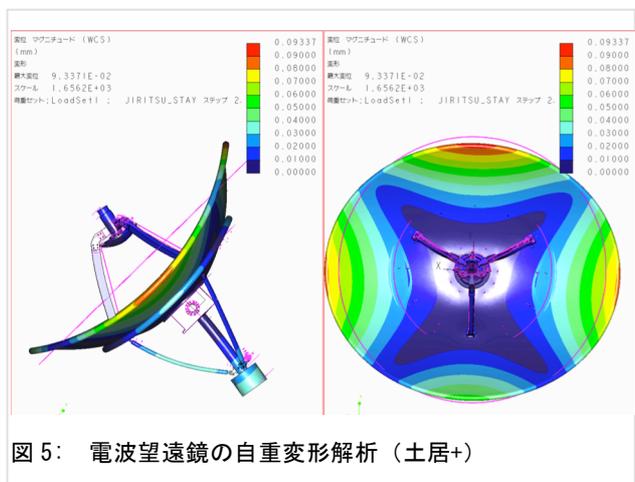


図 5: 電波望遠鏡の自重変形解析 (土居+)

形を、数値解析および実測にて確認し、光学系を調整する計画である。

ホログラフィーでは、静止衛星 IPSTAR の強電波を利用して鏡面形状を精密に計測する (2013 年 12 月予定)。この実験では、戦略的研究開発「高精度大型構造システムの研究開発 (代表:石村康生)」で開発中の形状可変の副鏡を気球望遠鏡に設置し、その地上機能検証をおこなう (フライトには固定鏡を搭載する)。形状可変副鏡を用いたホログラフィーの計算シミュレーションの例を図 6 に示す。この地上実験は、気球 VLBI ミッションにとっては、次号機以降で課題

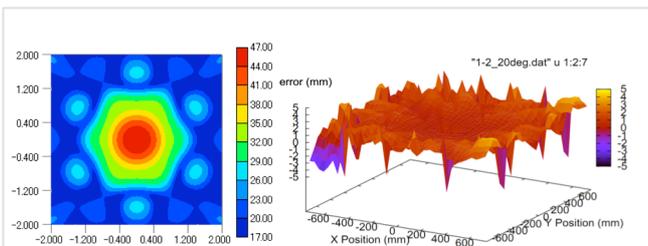


図 6: 電磁解析 GRASP による電波望遠鏡の光学系設計(木村, 岡田+)と形状可変副鏡のホログラフィー解析検討(河野)

となると思われる主鏡の自重変形・熱変形・展開非再現性への対策法の候補の1つであり、重要な地上検証項目の1つと位置づけ取り組んでいる。

4.2. VLBI 観測システム (周波数標準源振・広帯域記録装置)

電波干渉計技術の中で VLBI の Key コンポーネントであるこの2つは、スペース VLBI 衛星 HALCA では搭載されず、地上装置であった。このトレードオフは、運用効率・干渉計感度を犠牲にしても、当時は然るべきであったが、搭載は現在の技術水準ならば十分に可能であり圧倒的に効果的であると我々は判断した。初号機によるフライト実証の最重要検証項目の1つである。

4.2.1 OCXO 周波数標準源振

地上 VLBI 局は水素メーザー原子時計を用いているが、その搭載には電力・重量・対環境条件対策のための開発資金等の多大なリソースを必要とする。一方、OCXO (Oven Control X'tal Oscillator) 技術の進展をみると、BVA (Boitiera Viellissement Ameliore) といわれる驚異的な高安定度が得られる水晶と電極の新たな保持技術により、コンパクトな水晶発振器でも、(我々が対象とする) 30 秒以下の時間スケールでは、VLBI に必要な十分な安定度が得られる。我々は、チリ・アタカマ高原の地上サブミリ波電波望遠鏡に OCXO8607 を実際に配備している。しかし、気球に搭載した場合、振り子系における加速度環境変動の影響を受け、発振周波数が揺らぐ可能性がある。この課題に対しては、加速度に対する応答の方向性(設置方向)や応答の再現性を利用することで影響を取り除くことが可能と考えている。我々は、搭載機器開発基礎経費「気球 VLBI 電波望遠鏡に搭載する周波数標準時計システムの開発(代表: 河野裕介)」の助成を受けて、現在その検証をおこなっており、臼田宇宙空間観測所での地上懸架振り子実験(2013年2月予定)に向けて準備をおこなっている。

4.2.2 8 Gbps 広帯域データ記録装置

VLBI 局では、ダウンコンバートした受信電波

を A/D 変換し、そのまま記録する。高いデータレートは観測感度の向上に直結し、集光面積が限られる飛翔体局に重要なパラメータである。通信回線の制限から、気球ミッションではオンボードで SSD に記録し、10 TB 強のデータを積載したゴンドラを回収する。地上 VLBI で定常運用されつつある最新のシステムは 8 Gbps であり(開発段階では~50 Gbps)、我々のメンバー自身で開発している。気球ミッションでは、過酷ではない打上環境条件と、気密容器内への搭載により、地上で最先端の機器を迅速に搭載化して飛翔体で利用できるメリットを享受する。300 Watt を超える排熱について、気密容器内外の対流・輻射を含めた粗い熱解析検討により、パッシブな排熱をベースに考えている。保有している地上品実機を、来年度には搭載用に組み上げ、地上 VLBI 観測試験、ISAS バルーンチェンバーを用いた気温気圧変化プロファイルを模擬した熱真空試験、地上懸架ゴンドラを用いた VLBI 観測総合試験に進みたい。

4.3. 高精度位置決定

気球-ゴンドラ系は、レベルフライトで安定化した時点では、周期~20 秒間・振幅 0.1 度角以下(~10 cm)の振り子運動をすると聞いている。これは、干渉計素子の位置ゆらぎとなり、観測成立性に影響する。この対策も、初号機によるフライト実証の最重要検証項目の1つである。

VLBI 局としては、局位置の変動を決定精度メートル程度(~0.01 Hz 以下)・1/10 波長以下(~0.01 Hz 以上)に追い込む必要がある。後者の高周波成分は、振り子運動の影響を受けるオーダーである。地上 VLBI 局の場合も、地球回転や大気揺らぎによる経路長変化によって実効的な局位置変動を受けるが、観測後のフリンジサーチ処理(モデルフィット)によって解決している。気球 VLBI 局も、基本的にこの手法を用いるが、高周波成分の変動幅が一桁以上大きいことと、周波数領域が高いことが問題である。この解決のために、フリンジサーチ処理に対してある程度の精度で振り子運動モデルとパラメータ初期値を事前に与え、段階的に最終的な精度に追い込む。そのため、上空にて振り子運動の計測をおこなうための高精度センサ群を搭載する。10 秒角以下の分解能を持ったファイバーオプティカルジャイロ(FOG)・高精度傾斜計と μG の感度を持つ加速度計などの搭載用機器の選定を完了した。2013 年度中に入手して評価を開始する予定である。現在は、気球局を含む仮想的な VLBI 網について数

値シミュレーションで検証しており（図7）、フ

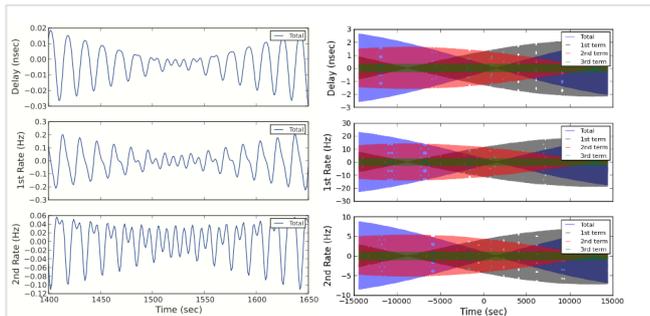


図7: 気球 VLBI 局の振り子運動によるフリンジ変動の数値シミュレーション検討 (秋山+)

ライト後のフリンジサーチ処理に備えている。

4.4. 姿勢決定と指向制御

振り子運動は電波望遠鏡の指向にも影響する。初号機には太陽センサ・GPS コンパス・地磁気センサ・傾斜計を搭載し、 ~ 1 度角の姿勢「粗」決定をおこなう。この姿勢決定精度で、初号機の望遠鏡指向は最低限のレベルで成立する。この角度オーダーは、振り子運動に対して ~ 10 倍粗い。ビームが 10 倍以上細い 2 号機では、振り子運動の影響が現れ、 ~ 10 秒角の姿勢「精」決定が必要となる。2 号機に向けたフィージビリティスタディのために、初号機ではさらに、4.3 節で述べた FOG・高精度傾斜計・加速度計に加え、昼空用スタートラッカー (Daytime STT) を開発・搭載しそのフライト実証をおこなう。米国の DayStar および BLAST に搭載された Daytime STT を参考にし、成層圏高度での昼空輝度とスペクトル・観測天域の星の等級と色温度・ローパスフィルタと受光素子の性能を考慮し、Daytime STT とバッフルの概念設計をおこなった。今年度末から BBM 製作を開始、来年度は ISAS スターシミュレータを利用した試験をおこないたい。

2 号機の指向制御の方式については、未だ決定してない (初号機では、従来方式の縞り戻しピボットで方位角制御・望遠鏡駆動で仰角制御する方式を用いる)。振り子運動による指向ズレを、ゴンドラや望遠鏡の姿勢制御で直接的に補償すれば、振り子を励振する懸念がある。我々は、(1) 惑星観測気球望遠鏡 FUJIN のような小ミラー駆動による光学系制御、(2) FITE のような重心懸架と RW による 3 軸制御、(3) NASA 気球実験 WASP のような回転ベアリングシャフトによる静摩擦を回避した制御、を候補にあげた。(1) については、電波光学系の設計をおこない、副鏡の角度を制御する方式の可能性を見いだしたところであるが、他の方式も今後検討する。現時点で

は、制御については地上で検証できる項目が多く、先輩達の経験に学びながら、BBM による検証計画を考えてゆく。

5. 初号機に想定されるリスク

(1) 技術難易度の高さによりミッション成立性を損なうリスク、(2) 準備が遅れるリスク、(3) 2 号機に進むのに十分なレベルの検証ができないリスクについて付記しておく。

初号機は、大型気球を用いるかなり本格的な望遠鏡ミッションであるうえ、2 号機を見据えたフィージビリティスタディのための実験機ゆえ (初号機の成功基準「22 GHz フリンジ検出」を達成するためだけの機体としては) オーバースペックとなっており、難易度の高い項目を多く抱えている。しかし、成功基準達成を最低限確保するための基幹システムは保守的に設計してある。例えば、振り子運動による周波数標準源振の周波数揺らぎ・局位置揺らぎ・望遠鏡指向揺らぎに対処するための機器群が正常に動作しなかったとしても、初号機ではフリンジ検出に到達できる、余裕のある設定になっている。

スケジュール遅延が発生する要因の 1 つとして、開発資金確保の遅れがありうる。初号機の総工費は約 20,000 千円 (放球費用別) を見込んでいるが、約 45% の金額に相当する搭載機器が未調達であり、代替品を譲り受けての利活用や、科研費 (申請中) 等の競争的資金の獲得に努力する。

1 号機では扱わないアンテナ・冷却系などのフライト実証がさらに必要になれば、「1.5 号機」のステップを追加を適宜考えてゆく。

謝辞

本ミッションの検討は、多くの方々のご協力・助言を頂くことで、進めることができています --- 大阪大 芝井広氏・ISAS 成田正直氏ほか FITE メンバーの方々、戦略的研究開発費「高精度大型構造システムの研究開発」の ISAS 石村康生氏・防衛大 田中宏明氏・東工大 坂本啓氏・摂南大 岸本直子氏、ISAS 吉田哲也氏・福家英之氏・莊司泰弘氏ほか大気球グループの方々、ISAS 誘導制御グループの坂東信尚氏・坂井真一郎氏、ISAS 材料グループの後藤健氏・佐藤英一氏、ほか、鈴木駿策氏・岡田則夫氏・花田英夫氏 (国立天文台)、小川英夫氏 (大阪府立大)、坪井昌人氏・村田泰宏氏・紀基樹氏・河本正光氏・篠崎治夫氏・山本善一氏・戸田知朗氏 (JAXA/ISAS)、上原顕太氏・小山翔子氏 (東京大学) --- 感謝申し上げますとともに今後もご支援お願いいたします。