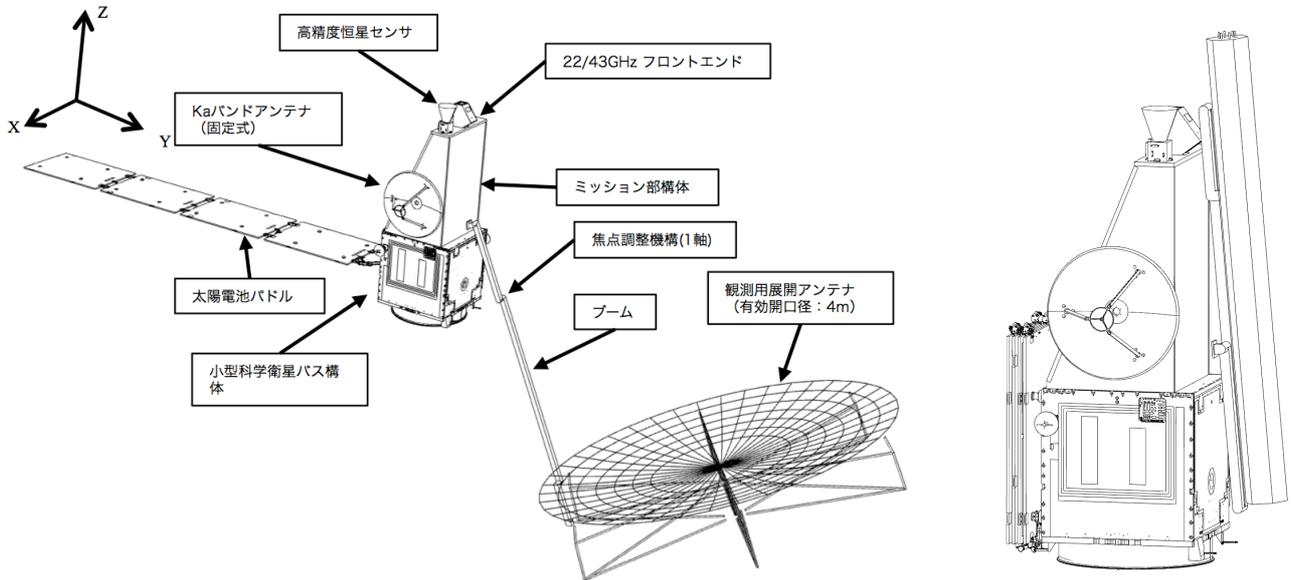


μ VSOP の検討

μ VSOP 検討チーム(有志)

[土居明広 (JAXA)、永井洋(NAOJ)、望月奈々子(JAXA)、河野裕介(NAOJ)、吉原圭介(JAXA)、木村公洋(大阪府大)]



1. 検討の目的

将来のスペース電波天文ミッションの提案に向けて、小型科学衛星バスをベースとしブシロンロケットで打ち上げ可能なシステムでの提案の可能性を探るべく、ケーススタディとして、「中型科学衛星 ASTRO-G の目指すサイエンスの Cutting Edge となる分野をどの程度刈り取ることが可能か」という問いに対する答えを得ることを目標に、システム概念検討を一回りさせるところまでをおこなった。

2. 活動状況と成果物

検討会議名	日時	場所
アンテナミーティング	2010/9/15	ISAS 1758
第1回サイエンス要求内部レビュー会	2010/9/17	国立天文台第一会議室
バスファインダー理学検討会	2010/9/28	ISAS 1758
NEC打ち合わせ(1回目)	2010/10/1	NEC府中事業場 応接 241
タイムタグ検討会	2010/10/07 10:00-12:00	NAOJ第4会議室-ISAS1758(TV会議)
アンテナRF検討会	2010/10/08 10:00-12:00	ISAS 1758
NEC打ち合わせ(2回目)	2010/10/08 15:00-18:00	NEC 府中 #応接243
NEC打ち合わせ(3回目)	2010/10/18 09:00-12:00	NEC 府中 11号館 応接240
第2回サイエンス要求内部レビュー会	2010/10/20 16:30-19:00	NAOJ, ISAS, 山口大学(テレコン)
ソリッドアンテナ打ち合わせ	2010/10/29 13:00-15:00	NEC 府中 15号館 2F TV会議室
NEC打ち合わせ(4回目)	2010/10/29 15:00-18:00	NEC 府中 応接241
アンテナ構造ミーティング	2010/10/5 15:00-16:30	ISAS 1758
43GHz サイエンス要求打ち合わせ	2010/11/04 13:00-15:00	ISAS 5F小会議室、NAOJ2Fセミナー室
NEC-ISAS テレコン	2010/11/05 18:30-20:30	テレコン
NEC打ち合わせ(5回目)	2010/11/15 13:00-16:30	NEC 府中
フロントエンド熱検討 打ち合わせ	2010/11/9 15:00-16:30	NEC 府中 11号館 応接 240
フロントエンド部 ISAS所内熱検討会	2010/12/09 13:30-15:00	ISAS 7F 1758

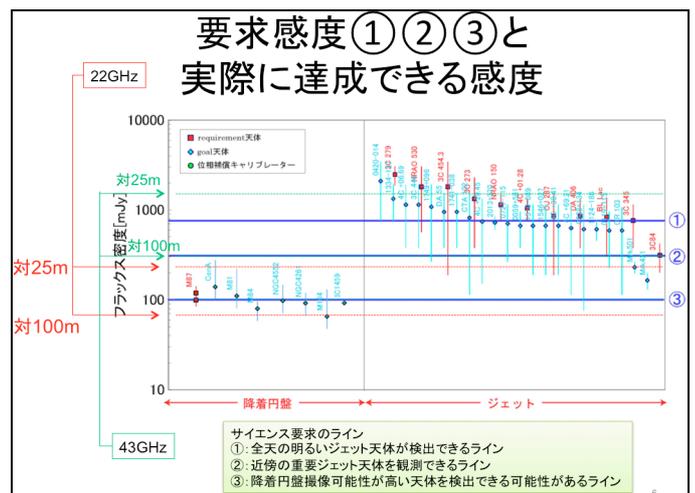
検討は少人数の有志により推進されたが、実行上は、VSOP2/ASTRO-G サイエンスチーム、および、JAXA/ISAS 内で広範囲の協力を得た (ISAS 小型衛星関係者、JAXA アンテナ・構造関係者・衛星システム関係者、ISAS/NAOJ 観測データ処理系関係者・RF 関係者、NAOJ/大学のサイエンス関係者、NEC および NTspace 社、ISAS 執行部)。

活動の成果物として、全 122 ページの検討報告書を作

成、2011 年 3 月の小型科学衛星シンポジウムにポスター講演をおこなった。

3. ミッション要求 ⇒ システム要求

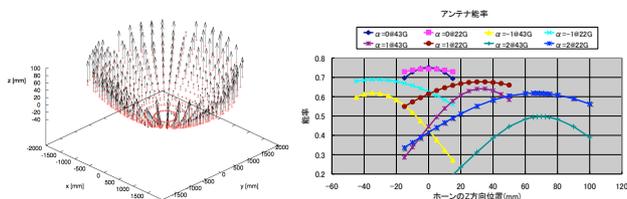
ASTRO-G の目指したサイエンスの部分達成に必要なレベルを以下のように設定した：(1) 22GHz で、近傍の重要ジェット天体を観測でき(地上局 25m 鏡、ライン②)、(2) 降着円盤撮像可能性が高い天体を検出できる可能性がある(対 100m 鏡、ライン③)。



この 22 GHz の要求から導き出される、必要なアンテナ口径は、メッシュアンテナ(鏡面精度 0.7mmRMS 相当)ならば 3.8m 以上、ソリッドアンテナ(開口効率 0.6)ならば 3.2m 以上となる。このとき、同時に要求されるシステム雑音温度は、常温受信機を想定した 110K 以下 (22GHz) とした。これをもとに、システム要求値をそれぞれ

ナ方式のトレードオフや焦点距離等の様々な光学パラメータを検討した結果、ASTRO-Gのオフセットカセグレン方式から副鏡を用いないオフセットパラボラ方式へと変更、ASTRO-Gと同様の折りたたみ式のブームを軌道上で展開する方式を採用するとともに、縦に長い形状のミッション構体を採用し、その最上部に受信ホーンや低雑音増幅器等のフロントエンド受信部を配することで、焦点距離約4.5mのアンテナパラメータを実現した。副鏡が削減できたことで、シンプルな構成となり、副鏡起因の誤差がなくなる。ただし、受信ホーンが直接主鏡方向を見ることによるスピルオーバーの影響の違いは今後検討する必要がある。オフセットパラボラ光学系は、広角ホーンが必要なことと、厳しいアライメント要求から複数周波数のホーンを配置することは不利な要素であるが、GRASP解析の結果、ロス許容範囲の程度であることを確認した。

焦点調整機構の採用を積極的に検討した。ASTRO-G LDR EMでの検証活動から、鏡面曲率の変化が卓越的な変形モードであることが判明している。 μ VSOPでは単一モジュールとなったことで、焦点調整が大変有効に機能することがGRASP解析の結果によって判明した。ブーム部への搭載が考えられる。



検討の結果、総じて、ASTRO-G アンテナ構成からの変更ともなう新たなリスクは想定されないことが判明した。

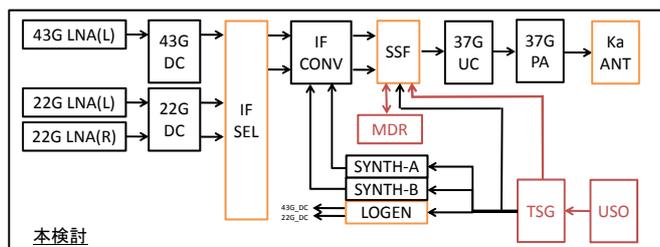
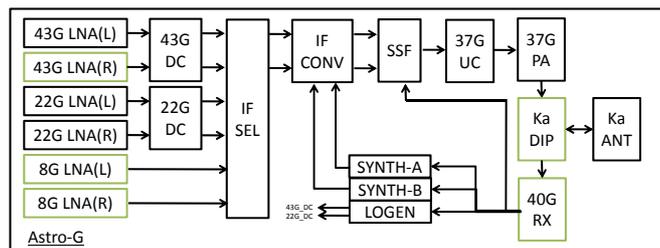
4.3 ノンリアルリンク運用と観測信号系

ノンリアルリンク方式により、衛星側は送信のみ、地上リンク局は受信のみの機能を備えることになり、システムがシンプルになる。衛星側には可動式リンクアンテナが不要となる。 ϕ 800mm固定Ka鏡を採用し、衛星の姿勢制御により地上リンク局を追尾する。ブームや駆動展開機能がなくなり簡素化されることから、ASTRO-G に比べて給電損失が改善することが期待される。また、アップリンクとダウンリンクの信号をダイプレクサによって分離する必要がなくなり、衛星地上局双方においてダイプレクサを省略できる。結果、給電損失は 4.7 dB 改善できる。

超高安定度発振器(USO)の性能は原振となる発振器の性能に大きく依存する。候補として比較的振動にも強く安定度の高い、SCカットBVAを用いた Oscilloquartz社の水晶発振器OCXO8607 BVAを調査した。位相安定度は仕様値として 8.0×10^{-14} ($\tau=3-30$ 秒)であるが、22GHzでの要求コヒーレンス時間120秒でも、 $<1.0 \times 10^{-13}$ を満たす物は製作されている。製作後に性能確認し満たす物を選出することで100秒程度での要求性能を満たす物は入手可能である。発振器の搭載方法については、Planet-Cでも実績のある欧州ベンダで可能であると想定しているが、搭載化に関わる熱設計や防振対策について詳細は未検討であり、今後調査が必要である。また位相安定度の温度依存性など詳細性能は、事前の試作試験により十分確認する必要がある。

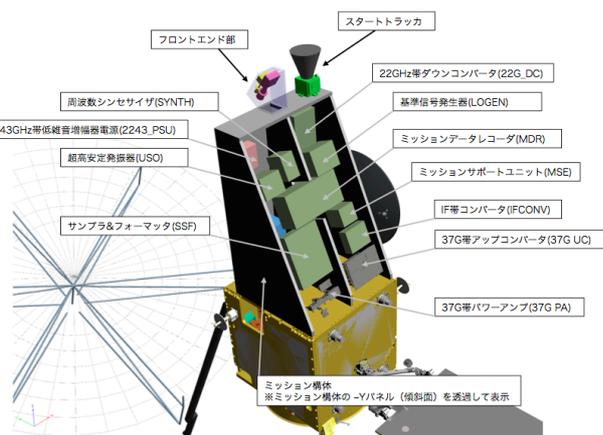
大容量不揮発性データレコーダ(MDR)の記録再生速度は1Gbps

が可能である。候補として、国内2社の不揮発性大容量データレコーダを調査した。いずれもミッション要求に対応することは可能と考えられる。B社のものは、容量2TB@BOL 1.3TB以上@EOL、消費電力100 Wmax、質量20kg以下である。



図は、観測信号系ブロック図のASTRO-Gと μ VSOPの比較である。新規に導入されるコンポーネントを赤色、削減されるものを緑色、設計変更される機器を橙色で記述している。

4.4 ミッション機器配置



放射冷却に頼った受信システムは、ミッション構体の+Z端部に、+Z面を全て放熱面としたコンパクトなブラケットの中に設置する。太陽面内角を90度以上に制限することで(ASTRO-Gでは50度)、放熱面に太陽光が入射しない条件で運用する。観測天体は常に+Z軸方向であるため、+Z面は常に深宇宙を向いており、放熱面として都合が良い。要求値110K程度まで冷却することは熱概念設計により可能であることがわかったが、完全には追い込めてはいない。また、+Z端部はSTTの視野としても都合が良く、STTも+Z方向に指向して設置する。フロントエンド系以外の各機器は、排熱を太陽光入射の少ない±Y面から行う方針で配置し、熱収支およびイプシロンロケット搭載のための重心条件の成立性を確認した。

4.5 その他のシステム構成

他に、システム概念検討に必要なあらゆる検討をおこなった(軌道決定、姿勢決定、熱設計、構体熱歪、運用計画、電力収支・質量成立性、フェアリンク収納性、投入軌道、小型科学衛星標準バスI/F、地上システム、開発リスク)。

以下はシステム要求と検討結果の対比表である。

項目	要求値	検討結果
観測周波数	22 GHz 21.5 - 22.6 GHz 43 GHz 42.7 - 43.8 GHz	同左 ↑
アンテナ SEFD	22 GHz 62200 Jy 以下 43 GHz 264200 Jy 以下	成立性評価未了 (Tsys) ↑
イメージ感度	1 mJy 以下	同左
システム雑音温度 (Tsys)	22 GHz 120K 以下 43 GHz 170K 以下	成立性評価未了 ↑
偏波及び観測帯域幅	22 GHz 両偏波 LHCP+RHCP 256MHz/pol 22 GHz 片偏波 LHCP(or RHCP) 512MHz/pol 43 GHz 片偏波 LHCP 512MHz/pol	同左 ↑ ↑
偏波性能	交差偏波 5% 以内 偏波角決定精度 (TBD)deg	同左 未検討
データ記録再生レート	1Gbps 以上	同左
データ記録容量	1TB 以上 (@EOL)	2TB@BOL, 1.3TB (TBC)@EOL
ロスファクター	5% 以上	同左
アンテナ口径	メッシュ 4.0m	開口 4.0m 相当
アンテナ鏡面精度	メッシュ 0.7mmRMS 以下	0.7mmRMS 以下 (nominal)
指向制御精度	22 GHz < 0.834 arcmin (1σ) 43 GHz < 0.414 arcmin (1σ)	成立性あり (STT 位置要検討) ↑
指向安定度	22 GHz < 0.498 arcmin (1σ) 43 GHz < 0.252 arcmin (1σ)	成立性あり ↑
指向決定精度	22 GHz < 0.660 arcmin (1σ) 43 GHz < 0.330 arcmin (1σ)	成立性あり (STT 位置要検討) ↑
姿勢パターン	5 点法 通常観測 偏波観測	同左 ↑ ↑
マナーバレート	観測とは別軌道で5点法マナーバ 観測軌道内で中角度 (TBD) マナーバ 観測軌道内で大/中角度 (TBD) マナーバ TBD deg/sec	同左 ↑ ↑
近地点高度	250-1000 km	250km (イプシロン)
遠地点高度	21500-25000 km	25000km (イプシロン 4 段仕様)
観測運用高度	250 km 以上	同左
リンク運用高度	9000 km 以上	同左
日陰時間	50min 以下	観測制約とする
軌道予測精度	360m (1σ) @ 軌道高度 9000km	成立性あり
軌道決定精度	300km, 1.0 m/s, 0.6m/s ² (すべて (1σ))	↑
ダウンリンク周波数	38GHz 帯	同左
リンク効率	20% 以上	リンク局南北両半球各1局必要
ミッション期間	1yr 以上	同左 (小型科学衛星バスベース)
観測数	200 観測以上	同左
地上 VLBI 観測局	20-30m 級 100m 級	180 観測以上 同左
衛星バス	SPRINT 標準バス	標準バスを一部変更
打ち上げ	イプシロンロケット	打上能力: 4 段仕様必須 フェアリング収容性: 未成立

4.6. スケジュールとコスト

展開アンテナのリスク低減、新たなキーデバイスとなるUSOとMDRの予備検討、ホーン等のインハウス製作検討のために、フロントローディング期間として約1年以上、開発期間を5年以内と設定する。アンテナの開発がスケジュールドライバになる。

コストについては、ASTRO-Gの成果を活用したとしても、小型科学衛星ミッションの標準枠からは大きく隔たって収まらないため、検討が必要である。

5. サイエンス達成度 (ASTRO-Gとの比較)

ASTRO-Gで掲げたサイエンステーマ		ASTRO-G鏡面精度0.7mmで達成できるもの	ASTRO-G鏡面精度1mmで達成できるもの	μ VSOP
2.3 ブラックホール	大質量ブラックホール撮像	D	D	D
	重力マイクロレンズを利用したブラックホールの質量と分布	D	D	D
	ブラックホール連星の軌道運動	D	D	D
2.4 降着円盤	高温の降着円盤の撮像	A	B	B(※1)
2.5 活動銀河の質量降着過程	自由-自由吸収によるプラズマ円盤の観測	A	A	D
	水メーザで迫る降着円盤外縁領域	A	A	D
2.6 ジェット	降着円盤とジェットの共棲	A	B	B(※1)
	ジェットの磁場構造	A	A	B(※2)
	ジェットの組成	D	D	D
	ジェットのガンマ線放射	A	A	A
2.7 星形成領域	γ線バースト	C	C	C
	原始星磁気圏	C	C	D
2.8 その他	水メーザによる星形成領域の観測 (原始惑星系円盤、マゼラン銀河の形成)	A	A	D
	電波銀河の進化と宇宙線加速	A	A	A
	Intra-Day Variables	A	A	A
	超新星	C	C	D
	系内ジェット天体/マイクロクエーサー	C	C	D

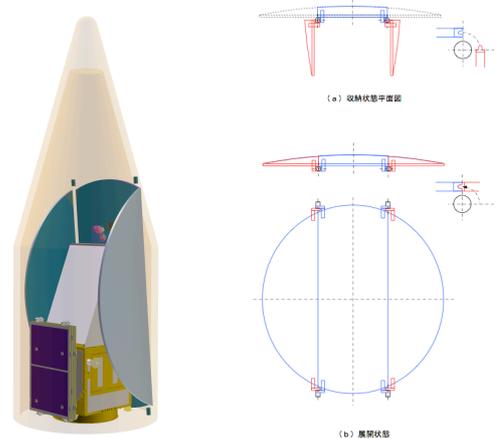
※1: A-Gでは対地上25m鏡で達成できたが、LC-VSOP(梅、竹)では100m地上局が必要になる。
 ※2: 2周波以上で偏波観測を行う必要があり、スペース22GHzと地上43GHzの組み合わせで観測を行う。
 ※3: 「ジェットのγ線放射」のうち、A-Gでは43GHzで観測する予定のサブテーマを22GHzで行うために、観測の質の低下が起ころ。
 ※4: カッコ内の数字は、30シミュバルツシルト半径以内で分解できる天体数。

ASTRO-Gと比較した場合、科学的な内容として完全達成できる分野数は1/7、部分達成できる分野は3/7となる。メーザと原始星

の分野が落ち、実質的にAGN研究のミッションとなるであろう。観測可能な天体数は、1/3となる。

6. オプションの衛星システム構成

ソリッド鏡面のアンテナの可能性も並行して検討した(松グレード)。数 m 級のソリッドアンテナ (CFRP 製) は、これまでいくつか実績がある。NTSpace が関連した 2 つの例、ETS-(きく 8 号)の 3 つ折でロケットに収納された φ 3.5m 通信用 20GHz アンテナと、開発中の地球観測衛星 EarthCARE の CPR の 2.5m 反射鏡をベースに検討した。光学系設計とフェアリング収容性の検討の結果、鏡面は 3.3m×3.476m の楕円で、深さは 0.161m、焦点距離 4m となった。鏡面精度は 0.4mmRMS を目標に設定できる。竹グレードに対し、口径が小さいため 22GHz の感度はほとんど変わらないが、43GHz は鏡面精度が寄与し、ASTRO-G よりも高感度となる。3 分割した場合の収容性について 3D モデルでの一次検討をおこなった。アンテナシステム全体で約 70kg 程度が見込まれる。μ VSOP 衛星の熱環境条件は、ASTRO-G と同等程度と考えられるため、ASTRO-G の CFRP 副鏡表面の熱サイクル試験で判明した鏡面層劣化については、同様に課題として残る。



冷凍機を搭載しない方針で検討したが、電力にはまだ余裕がある。一方、ASTRO-G 冷凍機は約 38kg であり、質量制限の観点からイプシロンロケットへの搭載は困難である。しかし質量の大部分を占めるクライオスタットを削減し搭載する可能性は、今後の検討に含めるべきである。ASTRO-G と同レベル(物理温度 40K 程度)まで冷却できた場合、システム雑音温度の改善により、22GHz、43GHz とともに、約 1.4 倍程度の感度(SEFD)の向上が見込まれる。

86GHz 受信バンドの搭載は、さらなる高周波帯でブラックホールの直接撮像という将来ミッションにつながるパスファインダーとなる。このとき冷凍機の搭載は必須となる。実質的に意味のある感度を得るには、0.2mmRMS の鏡面精度が必要となる。

位相補償機能の搭載を、μ VSOP について今後検討する意義は小さい。目標天体から離角約 2 度以内に存在する参照天体を観測する必要があるが、天体天球面数密度と μ VSOP の望遠鏡感度から、利用できる参照天体が 50%の確率で見つかる離角は、22GHz では約 6 度、43GHz では約 17 度と推定され、現実的ではない。

7. 今後の予定

この VLBI 懇談会シンポジウムにて、コミュニティのなかで μ VSOP について議論をおこなう。2012 年1月の宇宙電波懇談会シンポジウムにも報告をおこなう。