

2-2 中層大気観測用気球搭載型超伝導サブミリ波リム放射サウンダの開発

2-2 *Balloon-borne Superconducting Submillimeter-Wave Limb-Emission Sounder for Observations of Middle Atmosphere*

入交芳久

IRIMAJIRI Yoshihisa

要旨

近年、オゾン層破壊や地球温暖化等の地球環境問題は深刻となっている。我々は、成層圏中のオゾン及びオゾン破壊分子の観測を目的とした、気球搭載型超伝導サブミリ波リム放射サウンダ(BSMILES: Balloon-borne Superconducting Submillimeter-Wave Limb-Emission Sounder)の開発を行っている。この装置にはサブミリ波帯(650 GHz)超伝導受信機(SIS mixer)が搭載され、2003年に三陸から観測が行われる予定である。

Recently, ozone destruction and global warming become serious problems. We are developing a balloon-borne superconducting submillimeter-wave limb-emission sounder (BSMILES) with a superconducting (SIS) receiver at 650-GHz band for observations of stratospheric ozone and other minor constituents that play important roles for ozone depletion. The sounder will be launched at Sanriku in 2003.

[キーワード]

成層圏オゾン, サブミリ波, 超伝導受信機, 気球搭載機器

Stratospheric ozone, Submillimeter wave, Superconducting receiver, Balloon-borne sounder

1 まえがき

現在我々は、成層圏中のオゾン及びオゾン破壊に関連する分子を観測し、その高度分布を求めることを目的として、気球搭載型超伝導サブミリ波リム放射サウンダ(BSMILES: Balloon-borne Superconducting Submillimeter-Wave Limb-Emission Sounder)の開発を行っている。リムサウンディングとは、図1(a)に示すように、大気のリム(縁)を観測する方法であり、この方法により積分距離を長く取ることができ、したがって高感度観測が可能になる。また、観測ビームを仰角(高度)方向にスキャンすることで、高い高度分解能の観測を行うことができるという利点もある。観測対象は成層圏中のオゾンやオゾン破壊に関連する分子で、それらの成層圏

中微量成分からの放射電波スペクトルを受信することで存在量の測定を行う。一酸化塩素(CIO)は、フロンに起因するオゾン破壊に重要な役割を果たす分子の一つだと言われているが、ミリ波帯(200GHz帯)におけるその放射電波強度は弱い。サブミリ波帯(650GHz帯)においては比較的強度が強くなるが、この周波数帯においては対流圏中の水蒸気による吸収のため、地上からの観測は(数千m級の山の上からでない)困難である。飛行体を使って対流圏の上に出るには、航空機又は気球を使うか、あるいはスペースからの観測(衛星、宇宙ステーション)を行う方法がある。航空機は機内に機器を配置するのが比較的容易で、またオペレータも同乗でき、数度の観測も可能であるが、高度がそれ程高い所まで到達できない(したがって高度分解能が、それ

程高くできない) 不利もある。スペースからの観測は、地球上の広い範囲にわたる観測を行うことが可能であるが、開発に要する費用や時間、人的資源が大きく、また一度の打上げに対して万全の準備をしなければならないということもある。これらに対して、気球搭載機器は、比較的安価に短時間で、かつ少ない人的資源を使って開発を行うことができ、かつ回収して再利用可能なように設計すれば、数度の打上げの中で実際上の問題点を見つけ出し、機器の改良を行うことができるという利点がある(したがって、衛星搭載機器の開発実験機器として、気球搭載機器の開発が行われることも多い)。また航空機搭載機器と比較して、真空環境対策や、温度管理、落下時の衝撃等、開発上の困難があるが、より高い高度に到達できるという利点がある。

世界におけるこれまでの気球を用いたミリ波・サブミリ波大気観測には、BMLS (Balloonborne Microwave Limb Sounder) (JPL, USA) [1][2]による O_3 、ClO 等の観測 (200/270GHz ショットキダイオードミキサ使用)、PIROG 8 (Pointed InfraRed Observation Gondola) (スウェーデン、フランス) [3][4]による O_2 、 O_3 の観測 (425/441GHz SIS ミキサ使用)、SLS (Submillimeter-wave Limb Sounder) (JPL, USA) [5]による O_3 、ClO、HCl、 HO_2 の観測 (ショットキダイオードミキサ使用)、また航空機観測には、SUMAS (Submillimeter-wave Atmospheric Sounder) ファミリー (プレーメン大、ドイツ、等) [6][7]による O_3 、ClO、HCl、 HO_2 、 N_2O 等の観測 (625-650GHz SIS ミキサ等使用) があるが、日本において、サブミリ波帯での気球 (航空機) を用いた大気観測はこれまでに行われていない。

第一回目の放球は、宇宙科学研究所、三陸大気球観測所 (岩手県気仙沼三陸町、東経 142 度、北緯 39 度) から行われる予定である。同観測所からの大気球の放球は、年に 2 度 (春と秋) 行われる。気球はエンジンを持たず、風に乗って運行するため、この季節の風を利用した気球の飛行制御を行うためである。また 1 日の中では、朝と夕方方の風が止む「なぎ」の時に上げられる。ClO は昼間に多く観測されるため、気球は朝方上げられ、昼間のうちに観測するということになる。三陸からの放球後、気球はガスを排出しながら

東に向かい、100km 程行った所でパラストを投下しレベル高度 (35 km の成層圏) に達すると、逆向きの風 (東風) に乗って時速約 30km の速度で西に向かう。気球の位置はゴンドラに搭載した GPS や、地上からのレンジングによりモニタし、太平洋沿岸、陸地から数十 km 程離れた所に来た時に、地上からのコマンドでロープを切断、同時に気球本体も破壊し、あらかじめ開いた状態で取り付けられているパラシュートを使ってゴンドラ (観測機器) は海上に落下、ヘリコプターや船を使って回収される。日本からの放球の場合、広い砂漠を持つ海外とは異なり、陸地への落下は禁止されているので、特に再利用する場合、防水設計は重要となる。観測範囲は、接線高度が 10km の時に水平方向の距離が約 550km となり、ゴンドラは方位角 (Az) 方向に回転しているため (方位角方向の姿勢制御は行わない)、三陸沖を中心とした半径約 550km の円内の領域となる (日本列島では、北海道南部、東北、関東、甲信越上空辺りが含まれることになる)。

観測するスペクトルの中心周波数は O_3 : 650.733GHz、ClO : 649.450GHz、 HO_2 : 649.701GHz のサブミリ波帯である。図 1 (b) に O_3 、ClO、 HO_2 の接線高度 15、20、30km での放射電波スペクトルの接線高度 15km、20km、30km におけるシミュレーションを示す。

2 システム構成

BSMILES のシステムブロックを図 2(a) に示す。システムはアンテナ系、較正系、光学系、受信機系、中間周波系、分光計、データ取得・制御系、姿勢検出系、電源系等より構成される。図 2 (b) は BSMILES の完成予想図である。ゴンドラサイズは $1.35 \times 1.35 \times 1.26$ m で総重量は約 420kg (パラスト 120kg を含む)、消費電力は約 140W である。この機器をレベル高度 (35km) に上げるために、直径 100m (約 $500,000 \text{ m}^3$) の大気球を使用する。放球時にはゴンドラの全側面が、(信号用の窓 (直径約 650mm) は除いて) 100mm 厚の発泡スチロールで囲われる。発泡スチロールは、断熱と観測終了後の海上落下時に浮きの役割を果たす。また、ゴンドラ下部には衝撃吸収用のクラッシュパッドが取り付けられる。考慮すべき

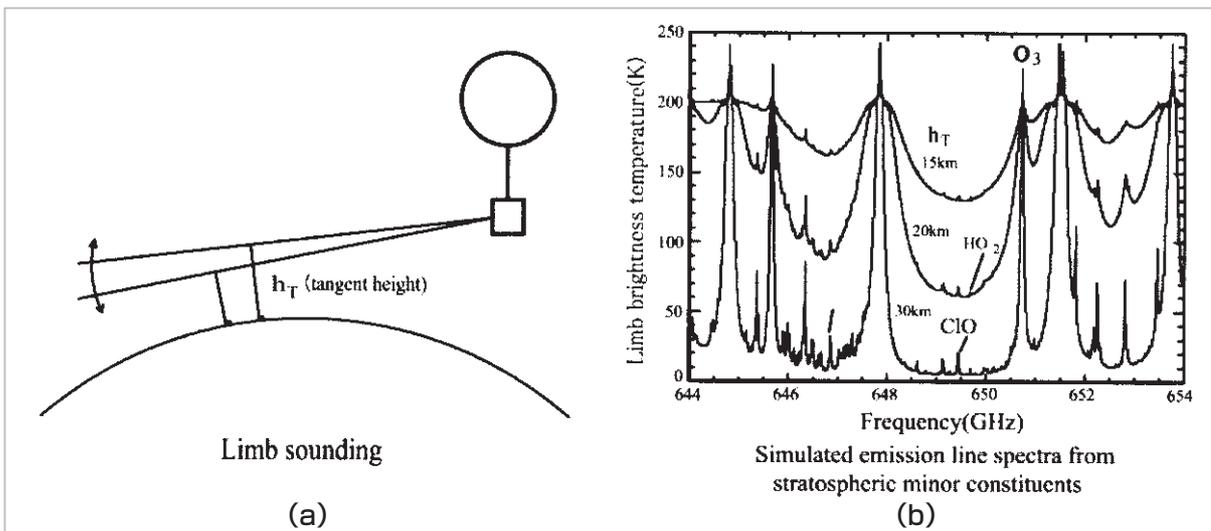


図1 (a) 気球により観測機器を成層圏に上げ、大気リム(緑)を観測するリムサウンディング。高感度、高高度分解能観測ができるという利点がある。(b) O₃ : 650.733GHz、ClO : 649.450GHz、HO₂ : 649.701GHzの放射電波スペクトルの、15km、20km、30kmにおけるシミュレーション

衝撃等については、気球を放球した直後に、一旦上昇したゴンドラがロープの緩みで下の台にぶつかる衝撃(約30G)、放球時にかかる加速度(約2G)、海上落下時の衝撃(約30G)、そして運搬時に機器にかかる衝撃(約30G)があるが、ロケット打上げ時のような激しい振動は、気球放球時には発生しないため、クラッシュパッドや、ネジの緩みが発生しないよう機器を固定することで対処する。

2.1 アンテナ系

アンテナ系は口径300mmのオフセットパラボラアンテナ(主鏡)と副鏡、ビームスキャン用平面鏡より成る。パラボラアンテナのビームサイズは約0.1°で高度分解能約1kmに相当する。パラボラアンテナは固定し、平面鏡(サイズ630×350mm)をステッピングモータで動かすことにより、仰角方向にビームをスキャンし高度分布を観測する。ビームスキャンは、ゴンドラ姿勢の

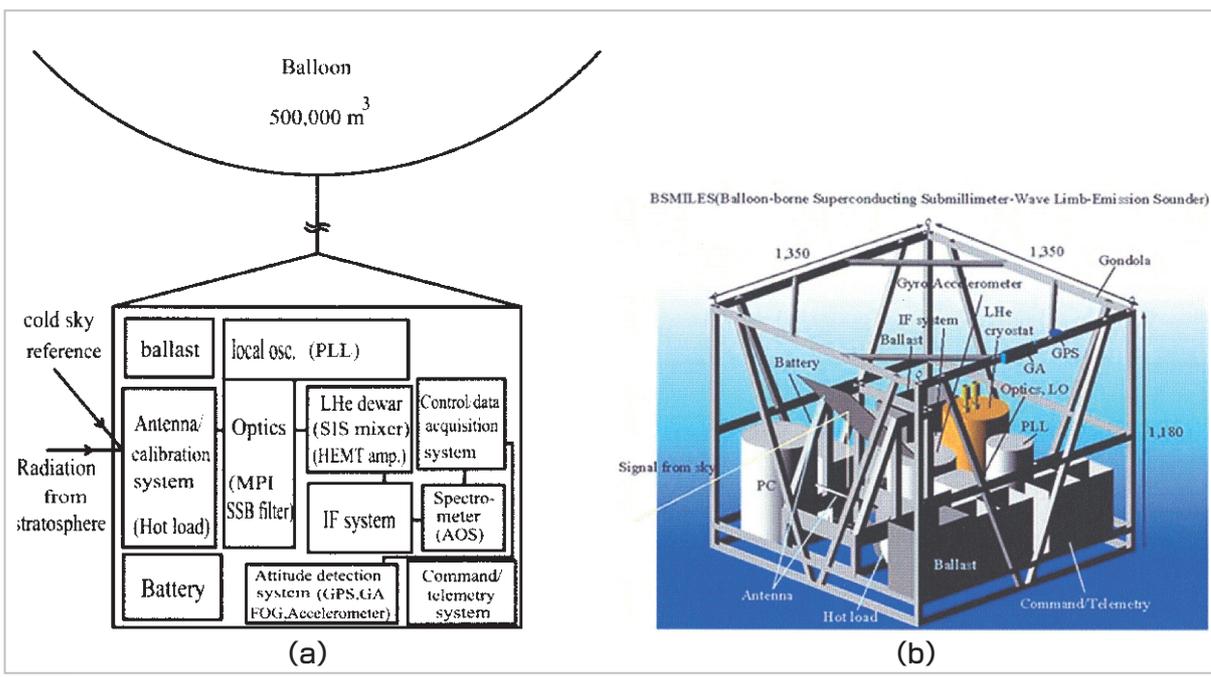


図2 (a) BSMILESのシステムブロック図 (b) BSMILESの完成予想図

不安定性を考慮して、 $-8 \sim +4^\circ$ の範囲を、1 スキャン約 20 秒で行う。実効的な観測高度範囲は 10~35km とする。1 スキャンごとに校正用平面鏡 (サイズ $50 \times 50\text{mm}$) を動かすことで、ゴンドラに搭載した、ホットロード (CHL: Calibrated Hot Load) と仰角 50° の cold sky を観測し、校正用データを取得する。また、オゾンゾンデ^[8] や CIO ゾンデ^[9] を他気球で上げることで検証観測を行い、最終的には 10% のデータ精度を目標とする。

2.2 光学系

光学系 (図 3) は定在波除去鏡 (standing wave reducer)、MPI 型 (マーチン・パプレット型干渉計) SSB フィルタ、サブミリ波局部発振器 (submm local osc. (LO)), PLL (phase-locked loop) 回路、LO 注入ダイプレクサ (LO diplexer)、収束鏡 (focusing mirror) 等より成る。この光学系では、ランダム偏光している観測信号のうち、水平直線偏波成分 (すなわち半分のパワー) を測定することになる。

校正用平面鏡からの信号は、収束鏡 (楕円鏡) を通って定在波除去鏡に入る。定在波除去鏡は、水平グリッドと 45° に傾けられた可動 (DC モー

タによる) ルーフミラー (ストローク約 2λ 、約 10Hz で振動) から成る。このルーフミラーにより偏波が 90° 回転し、その後収束鏡を通して、MPI 型 SSB フィルタに導入される。MPI 型 SSB フィルタは、 45° グリッド、二つのルーフミラーと、それらの手前 (アンテナ側) に置かれた垂直グリッド及び液体ヘリウムクライオスタット内に設置されたコールドロード (cold load) から成る。二つのルーフミラーの、 45° グリッドからの距離の差を約 6.225mm とすることで、上側波帯 (upper sideband) と下側波帯 (lower sideband) を分離する。分離されたうちの上側波帯の信号は受信機内に導入され、下側波帯 (イメージ帯) はコールドロードに終端される。サイドバンド分離比は 10~15dB を目標としている。サイドバンド分離された信号は、その後更に収束鏡を通った後、LO ダイプレクサ (LO diplexer) を通って、液体ヘリウムクライオスタット内の 4 K ステージ上に置かれた収束鏡を経て、SIS ミクサに導かれる。LO ダイプレクサには、水平方向からやや垂直方向に傾けたワイヤグリッドを使用する。必要最小限の LO パワーを SIS ミクサに注入するように (すなわち反射率が 2% 程度となるよう

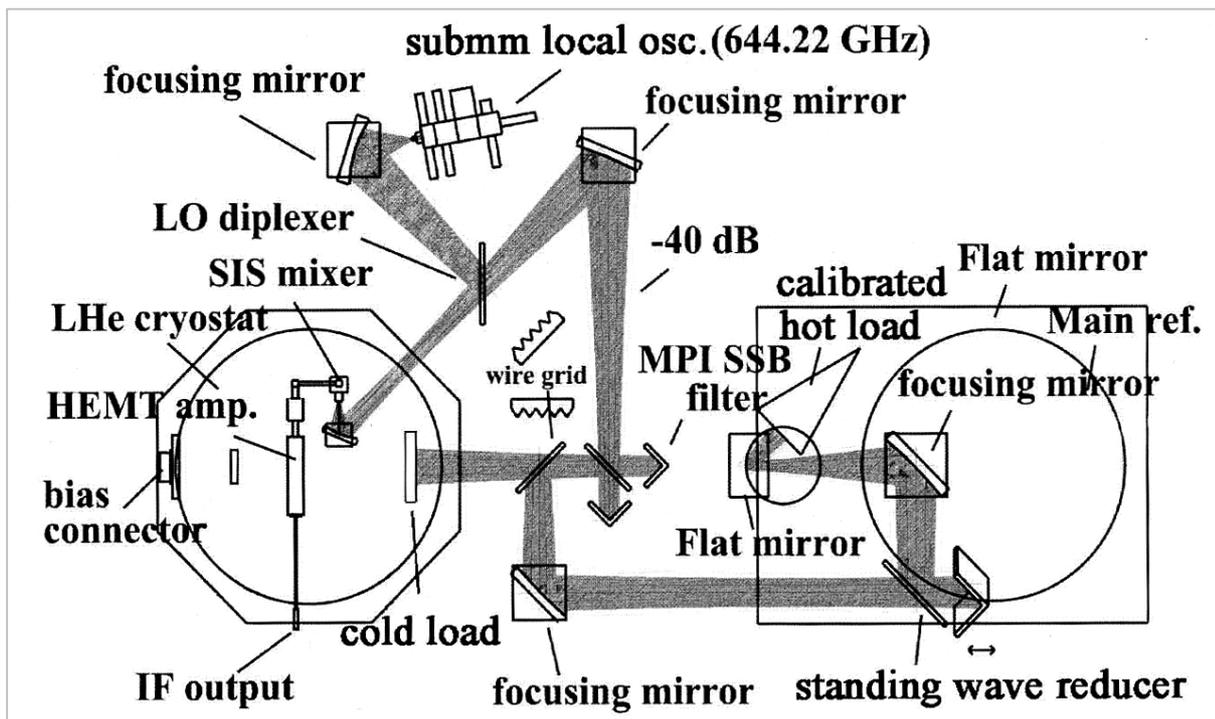


図 3 光学系設計図

光学系は、定在波除去鏡、MPI 型 SSB フィルタ、サブミリ波局部発振器、PLL 回路、LO ダイプレクサ、収束鏡等より成る。

に、グリッドの傾きが決められる。LO信号は、収束鏡を通してLOダイプレクサに導かれる。ミラー等の光学系の各構成部品は、-40dBのエッジレベルを含むサイズに作られている。サブミリ波局部発振器(図4(a))はガン発振器(Gunn osc.)と2通倍器(doubler)、3通倍器(tripler)、そしてフェーズロック用のハーモニックミクサ(harmonic mixer)より成り、発振出力は644GHzで約120 μ Wである。LO周波数は644.220GHzで固定である。LO周波数は固定のため、この設計においては、観測対象を別の分子に切り替えることはできないが、将来の課題である。LOのフェーズロックの安定化及び発振出力の最適化(安定化)は観測にとって大変重要である。温度変動は発振出力に影響を与えるため、LOを取り付け台から熱的に浮かす等の対策を取る。また、フェーズロックの状態をCPUで監視し、外れた場合は自動的に戻す用に制御を行う。また、できれば発振器出力制御も行う予定である。

サブミリ波局部発振器と光学系の一部(SSBフィルタ、LO、LOダイプレクサ、収束鏡等)を防水等のため、光学系箱(optix box)内に設置する(図4(b))。光学系箱は密閉し、内部は窒素ガスを封入する。アンテナや光学系周辺、光学系箱内には電波吸収体を張る。

2.3 受信機系

2.3.1 液体ヘリウムクライオスタット

SISミクサ(4.2K)、HEMT(High Electron Mobility Transistor)アンプ(約14K)の冷却に液体ヘリウムクライオスタットを用いる(図5(a))。液体ヘリウム容量は7L、液体窒素容量は4Lである。図5(a)のクライオスタットの最上部に、液体ヘリウム及び液体窒素の注入口がある。また写真には見えていないが、真空引きの口もある。クライオスタット本体の上半分辺りに液体ヘリウムタンクと液体窒素タンクがある。液体ヘリウムタンクの底に4Kステージがあり、そこに受信機を配置する。したがって、受信機は逆さ向きに取り付けられることになる。液体ヘリウムクライオスタットは温度変動が少なく、また機械振動がないため、システムを安定化できるという特徴がある。

赤外フィルタにはZitex(多孔質テフロン)G108(200 μ m厚)、真空窓に500 μ m厚テフロン(PTFE又はPFA)を使用する。テフロンサブミリ波帯(650GHz帯)での透過率は5%以下である。窓は反射を抑えるため、観測される直線偏波の方向(クライオスタットに入る時は垂直偏波信号)に合わせた向きのプリユースター角で取り付けられる。気球が上昇中、雲の中や低温領域

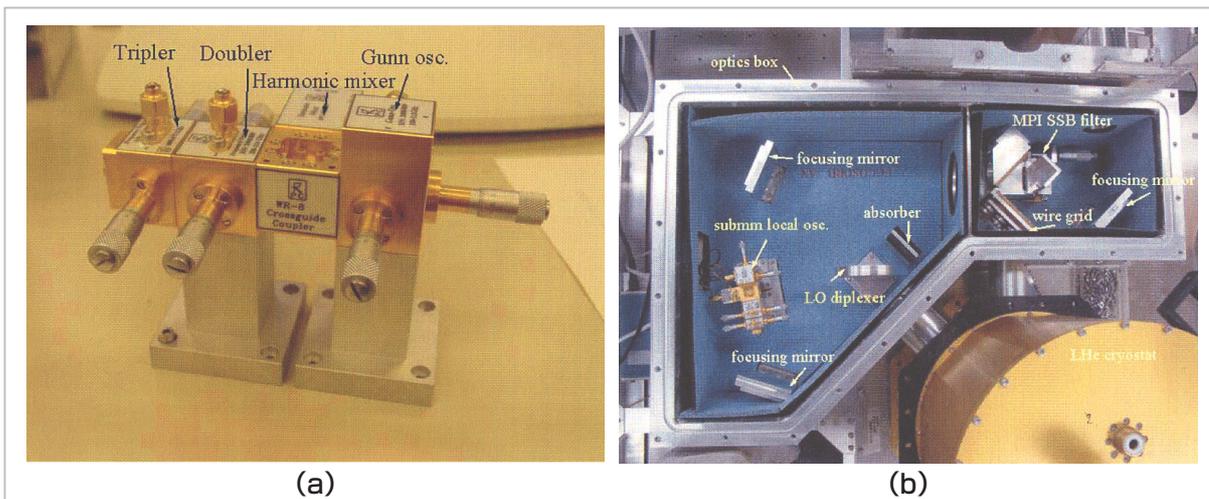


図4 (a)サブミリ波局部発振器(submm local osc.) (ガン発振器(Gunn osc.)と2通倍器(doubler)、3通倍器(tripler)、ハーモニックミクサ(harmonic mixer)より成る)。 (b)光学系箱と箱内に設置されたSSBフィルタ、LO、LOダイプレクサ(LO diplexer)、収束鏡(focusing mirror)等

を通過する時に結露が生じ、特にそれが信号窓で凍りつくると信号の損失の原因となることがある。その対策として、窓フランジの外側をシール付の筒で囲い、それを光学系箱と接続することで、水蒸気を含んだ空気が直接窓には触れないようにし、結露を防止する。

液体ヘリウムの保持は、受信機の動作にとって本質的に重要であるが、測定の結果約13時間であり(図5(b))、これは10時間の仕様(観測時間5時間+予備時間5時間(放球前の準備時間2時間+上昇時間3時間))を満たすことが分かった。この測定は4 Kステージ上に受信機を設置し、配線を行い、アンプに電源を入れて、赤外フィルタと真空窓を取り付けた状態で、4 Kステージの温度のモニタすることで行われた。また、気球上昇中の減圧による液体ヘリウムの消失が保持時間を短くする原因となり得るが、これを防ぐため液体ヘリウム注入ポート(液体窒素注入ポートにも)に保圧弁を取り付け、内圧を約1気圧に保つこととした。ただし一方では、減圧することでSISミキサは2 Kに冷却され、受信機性能、安定度の面では有利ということもある。したがって保持時間の面で可能であれば、減圧して2 Kでの動作を行うことも検討している。

2.3.2 SIS 受信機

サブミリ波(650GHz)帯のSIS(Superconductor-Insulator-Superconductor)ミキサは、200

GHz帯のスケールで設計、製作された[10]。ただし、200GHz帯と同様に $\omega R_n C_j$ の値を4にすると(電流密度は3.5kA/cm²)、サブミリ波帯においては電流密度約10kA/cm²のSIS素子を作成する必要がある。しかし、このような高い電流密度の素子はリークが大きくなってしまい、質の良い素子作成が困難である。したがって $\omega R_n C_j$ を8とした(R_n は10.6 Ω 、SIS接合面積は1.56 μm^2 に設計された)。この場合電流密度は5.5kA/cm²となり、作成上の困難は低減される。ただし、比帯域が12.5%とやや狭くなるため、もし中心周波数が設計からずれると、必要帯域内での性能が悪くなるという問題が発生する。これは帯域が広く取ることができた低周波数帯においては発生しなかったことである。中心周波数は接合面積サイズによるので、素子作成の際に注意が必要である。

SIS素子の接合容量成分をキャンセルする方法としては、PCTJ(Parallel-Connected Twin Junction)[11][12]と呼ばれる、二つのSIS素子をチューニングインダクタンスで接合する方法を用いた。またミキサマウントには、導波管型マウントが用いられた。サブミリ波帯では導波管サイズが小さく、機械的チューニング機構の作成が困難になるため、チューニング機構のない(ある位置に固定)チューナレスマウントを使用した。またフィードホーンには、コルゲートホ

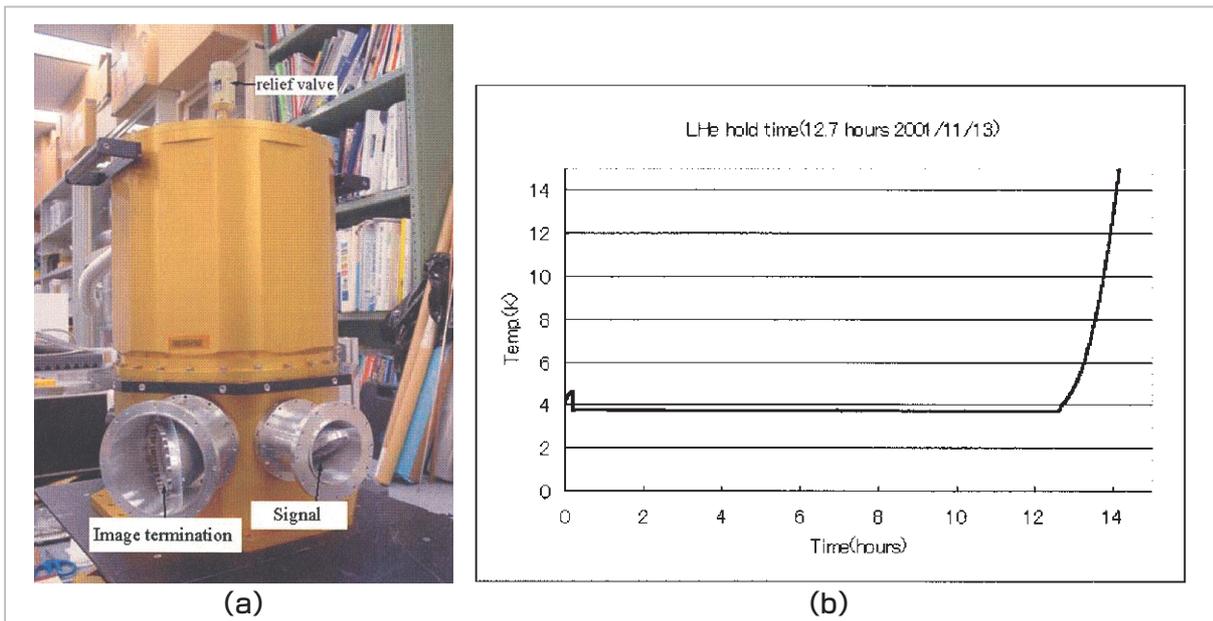


図5 (a)液体ヘリウムクライオスタット (b)液体ヘリウム保持時間の測定結果(約13時間)

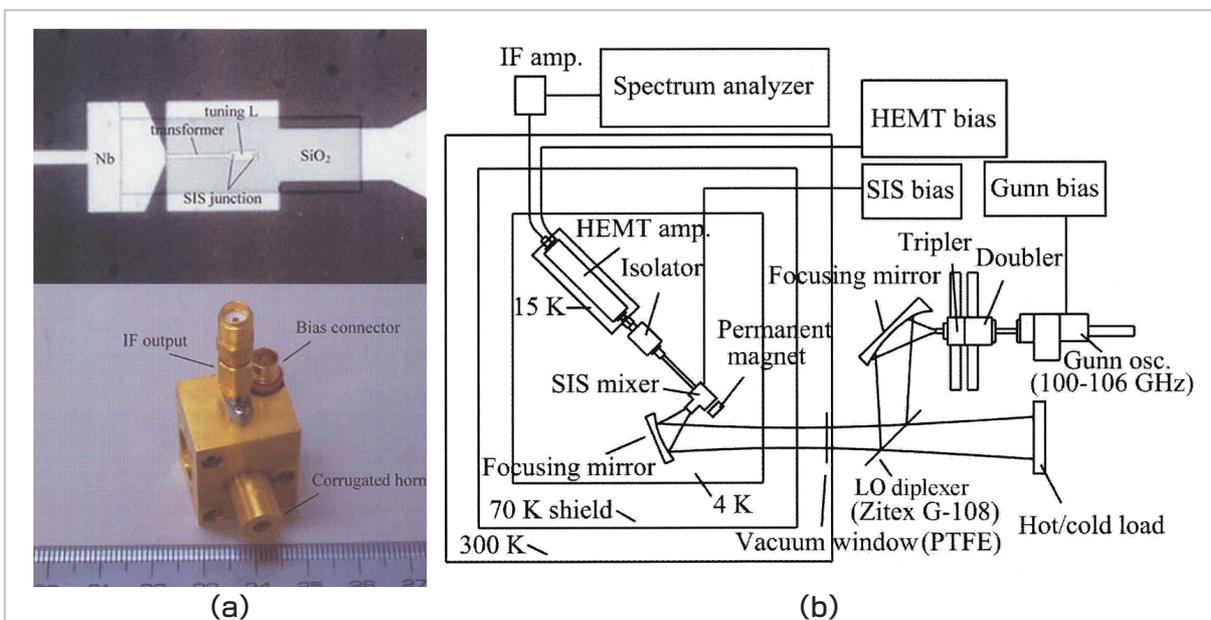


図6 (a) PCTJ型SIS素子(Nb/AIOx/Nb)とコルゲートホーン一体型SISミクサマウント
(b) SISミクサの受信機雑音温度の測定系

ーンを使用した。SIS素子の作成は、国立天文台、野辺山宇宙電波観測所で行われた。素子の接合部にはNb/AIOx/Nbが使われた。作成したSIS素子とミクサマウントを図6(a)に示す。

SISミクサの受信機雑音温度性能は、Yファクタ法という方法で測定された。測定系を図6(b)に示す。局部発振器にはガン発振器(Gunn osc.、発振周波数範囲：100-108.3GHz)と2乗倍器(doubler)、3乗倍器(tripler)を組み合わせた(サブミリ波の発振周波数：600-649.8GHz)サブミリ波発振器を使用した。LO信号は収束鏡(focusing mirror)を通った後、200 μ m厚のZitex(多孔質テフロン(PTFE))G108によってSISミクサに注入される。Zitex G108の、この周波数帯における反射率は約2%である。SISミクサの冷却には機械式冷凍機が用いられ、4.2Kに冷却された。真空窓(vacuum window)には500 μ m厚のテフロン(PTFE)が使われた。4 Kステージ上には収束鏡(focusing mirror)が置かれ、45°の反射角でSISミクサ(SIS mixer)に信号が導かれる。ジョセフソン電流の抑圧のために、永久磁石(permanent magnet)が使用された。HEMTアンプも4 Kステージ上に置かれ、約15Kに冷却された。中間周波数は5-7GHzである。中間周波信号用の同軸ケーブルには、外部導体がCuNiの物を使用した。LOパワーレベルとSISバイアス電圧を最適化す

ることで、Yファクタの測定を行った。中間周波信号は、クライオスタット外の常温アンプ(IF amp.)で増幅され、Yファクタはスペクトラムアナライザで測定された。Yファクタの測定は、常温(300K)の黒体(電波吸収体)(hot load)と低温(液体窒素温度、77K)の黒体を入力した時の出力電力の比(Yファクタ)を求めることで行われる。この方法から得られる受信機雑音温度には、SISミクサの雑音温度だけでなく、光学系や中間周波系等の寄与も含まれる。測定の結果得られた、DSB受信機雑音温度特性を図7(a)に示す。O₃やClOの観測に使用する650GHz帯の周波数において、DSB受信機雑音温度約150-200Kの性能が達成された。

また、図7(b)にフーリエ分光計による測定結果を示す。PCTJ素子を使ったミクサは500-700GHzの範囲で周波数応答を示した。また約14%の帯域を示したが、この値は $\omega R_n C_j$ 値から推定される値とほぼ一致している。375GHz以下に応答が見られないのは、導波管によるカットオフによるものである。また、低電流密度で広帯域を持つように設計された、DJ(Distributed Junction Array)素子を使ったミクサ[13]は、PCTJ素子の約25倍の帯域を示した。

図8に液体ヘリウムクライオスタット内の4 Kステージ上に設置された受信機配置を示す。信

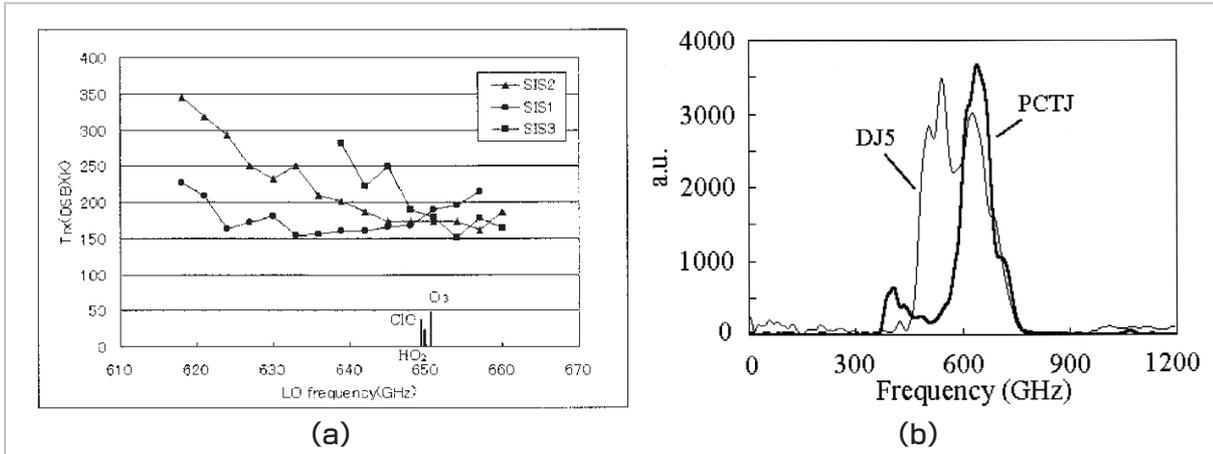


図7 (a) SIS受信機のDSB雑音温度特性 (b) フーリエ分光計による測定結果

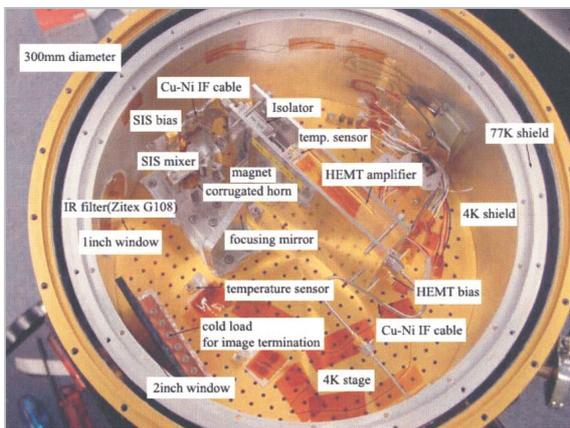


図8 クライオスタット内受信機配置

図5の液体ヘリウムクライオスタットを上下逆に、蓋を外した状態。

号窓(約 ϕ 1インチ)からの信号は、収束鏡を通過して 45° の角度でSISミキサに導かれ、第一中間周波信号はIFケーブル(CuNi)で接続されたHEMTアンプ(アイソレータ付)で増幅され、IFケーブル(CuNi)を通して、クライオスタット外に取り出される。ジョセフソン電流の抑圧のため、永久磁石を使用する。また、クライオスタットに開けられたもう一つの窓(約 ϕ 2インチ)側にはSSBフィルタのイメージ終端用のコールドロードが4Kステージ上に設置される。温度センサは、4Kステージ上に4K測定用が、HEMTアンプ本体にアンプ温度測定用が取り付けられる。HEMTアンプはAl板を介して4Kステージ上に設置され、温度測定の結果、冷却後定常状態時に約14Kに冷却されていることが確かめられた。HEMTアンプの仕様は、周波数範囲、5-7GHz、利得、30dB以上、利得偏差、 \pm

1.5dB以下、入力等価雑音温度、18K(アイソレータを含む標準値)、入力VSWR1.4(標準値)である。

2.4 中間周波系

クライオスタット外に取り出された信号は、IFケーブル(Cu)により、中間周波系に導かれる。中間周波系においては、まずパワーデバイダ(power divider)により第一中間周波信号(5-7GHz)が2系統の信号に分けられ、バンドパスフィルタ(BPF)により、ClO、HO₂バンド(5.03-5.53GHz)とO₃バンド(6.313-6.813GHz)が選択され、それぞれ2台のアンプにより増幅される。その後、第二LOとミキサにより、第二中間周波信号に落とされ、バンドパスフィルタとそれぞれ1台のアンプ、アイソレータ(isolator)で増幅された後、合成され、分光計へと出力される。第二LO周波数は、ClO、HO₂バンドとO₃バンドに対して、それぞれ、3.430GHz、4.213GHzで、これらは第二中間周波信号に落とされた時に、分光計の帯域内(1.6-2.6GHz)に収まるように決められている。最終的なClO、HO₂バンドは1.85GHz \pm 250MHz(帯域500MHz)、O₃バンドは2.35GHz \pm 250MHz(帯域500MHz)となる。また分光計の周波数較正用に100MHzステップのコム信号を、切り替えスイッチをCPUで制御することで、出力できるようになっている。中間周波系のトータルゲインは約60dBであるが、各バンドの出力側に固定減衰器を取り付けることで可変である。中間周波系の構成及び帯域の分割、合成の説明を図9(a)、(b)に示す。

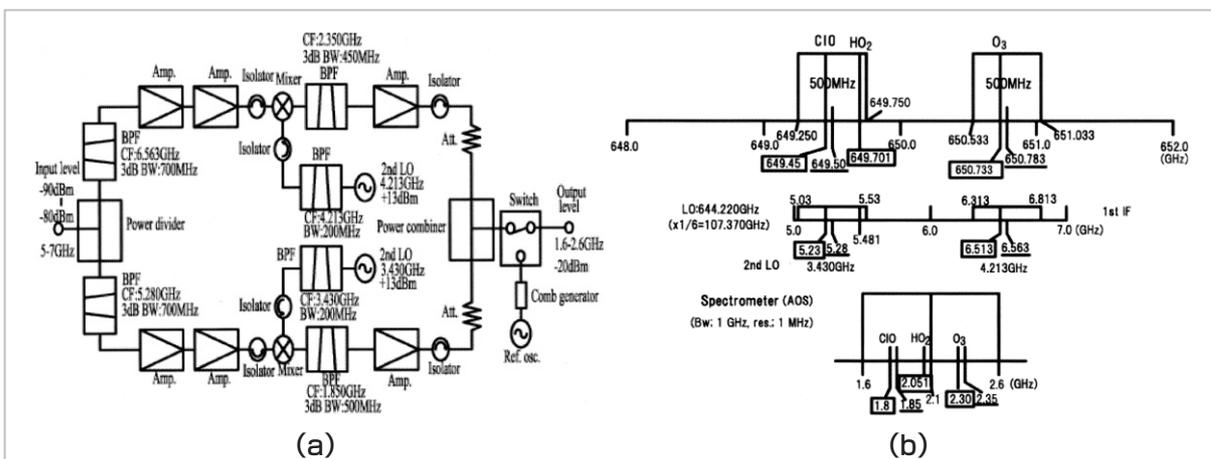


図9 (a) 中間周波系のブロック図 (b) 帯域分割(ClO、HO₂バンドとO₃バンド)、合成の説明

2.5 分光計

分光計には音響光学型分光計(AOS: Acousto-Optical Spectrometer)(図10(a))を用いる。帯域は1GHz、分解能は1MHzである。1スペクトルのデータ量は約6.9kByteで、生データの積分時間は100ミリ秒とする。表1に音響光学型分光計の仕様をまとめる。アラン分散の絶対安定度の測定結果は約200秒である(図10(b))。分光計の広帯域化は、より多くの分子を観測でき、また圧力広がりによるスペクトル幅を、より広くカバーできるので、将来の課題である。

2.6 データ取得・制御系

データ取得・制御系には二つのCPUを使用する。CPU1は、CPU clock: 66MHz, RAM: 16MB, OS: MS-DOS ver.5で、ISAバスにデジタルI/Oボード(AOSデータ入力用)、RS232Cボード(光ファイバデータ入力用)、アナログ入力ボード(加速度計データ、アンテナ位置データ入力用)を取り付けて、分光計からの分子スペクトルデータ、光ファイバジャイロ、加速度計からの姿勢データ、CPU2から渡されるアンテナ位置データ(ステッピングモータのアドレスデータ)の取得を行う。姿勢・アンテナ位置データの取得は、100ミリ秒の分子スペクトルデータ取得の直後に、設定された時間(delay time)の間で行われる。この時間を50ミリ秒とすると、約150ミリ秒で分子スペクトルデータと、姿勢・アンテナ位置データ及び時刻データの取得が行われ、それが各高度におけるデータセットとなる。取得されたデータはCPU1に搭載されたPCカードに記録

される。PCカードの記録容量は1.2GBであり、1データセット量を7kBとすると、データ取得開始後、約7-8時間で一杯になる。すなわち、放球直前の機器が地上にある時からデータ取得を始めたとして、観測が終了する頃にデータ記録も終了することになる。テレメトリは最大32kbpsであり、地上にデータを降ろすには不十分なので、観測データはゴンドラ着水後、海上回収することで最終的には取得される。したがって機器の海上回収は必須であり、CPUの防水や落下時の衝撃でゴンドラから離脱し、海中に沈まないよう配慮する必要がある。CPU2は、CPU clock: 33MHz, RAM: 4MB, OS: MS-DOS ver.5でISAバスにアナログ入出力ボード(HKデータ入力、LO制御、コム切り替え制御用)、モータ制御ボード(アンテナ制御用)を取り付けて、HKデータ(各部の温度、電圧データ)取得、LO発振器のフェーズロックのモニタ・制御(発振器出力制御)、コム発信機との切り替え制御、アンテナ稼働のためのステッピングモータ制御等を行う。データは時刻データとともにCPU2に搭載されたPCカード(容量440MB)に記録され、同様に海上回収される。HKデータは、可能であればテレメトリで地上に送る予定である。CPU2によって行われるアンテナスキャンは、分光計のデータ取得とは同期していないが、その位置情報はステッピングモータのアドレスとして、アナログ出力によりCPU1に送られ、delay time間に取得される。また回収後、記録された時刻データから二つのCPU間のデータの照合を取る。CPU1、CPU2に対しては、地上からのコマンドによるリ

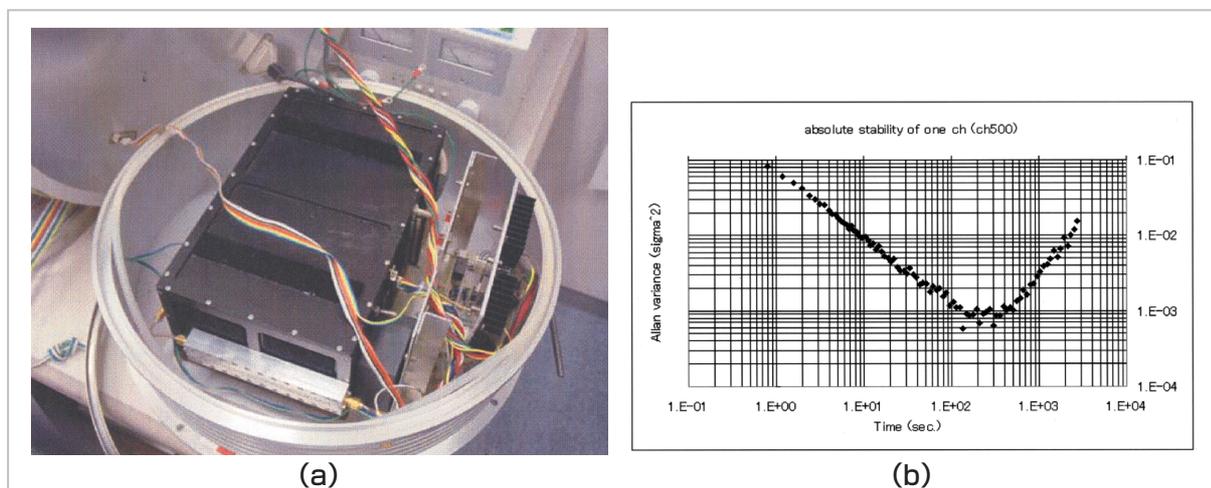


図 10 (a) 音響光学型分光計、サイズは260x125x160mm (b) AOSのアラン分散、絶対安定度約200秒

表 1 音響光学型分光計(AOS)の仕様

帯域	1 GHz (1.6-2.6 GHz)
分解能	1.0 MHz
チャンネル数	1728 pixel CCD
積分時間	17 msec. - 128 msec.
光源	Laser diode 780 nm, monochrome, 50 mW
回折格子タイプ	1 GHz Lithium Niobate Bragg cell, 90° polarization turning
ダイナミックレンジ	> 20dB
周波数エラー (max.)	< 2MHz
直線性エラー	< 0.1%
安定度	Relative Allan variance > 200 sec.
温度安定化	Laser Peltier stabilizer, AOS box Peltier stab., 4 sensors
データ取得	PC based software, plug in 32 bit fast I/O board
消費電力	60 W warm up (10 min), 20 W steady state
サイズ	260 × 125 × 160 mm
重量	5 kg
動作温度範囲	0 °C to 40 °C

セットが可能である。またCPUから出る高周波ノイズが、ゴンドラに搭載されたコマンド系の誤動作の原因となることが懸念されるが、このノイズ対策として金属容器によるシールドを使用する。またコネクタにノイズフィルタを取り付けたり、ケーブルのシールドを入念に行うことで対処する。

データ取得・制御系については、今後の開発状況により、若干の仕様変更があり得る。

2.7 姿勢検出系

成層圏中微量成分の高度分布を、高度分解能1kmで観測するためには、観測ビームの方向を

0.1°の精度で決める必要がある。これに対して、ゴンドラは気球からロープで吊るされた状態であるため、姿勢の安定度は必ずしも保証されない。成層圏でのゴンドラの姿勢は安定している(時々突風で揺れることもある)とも言われるが、その絶対安定度は不明である。一般的には振幅0.5°を20~30秒の周期の振子運動をしているとも言われるが、ゴンドラ内で鏡が動くことが新たな運動を加える可能性もある(仮に振子運動が振幅0.5°、周期20秒とした場合、ビームの1スキャン幅は12°、時間は20秒/スキャンであるため、アンテナを動かさず、ゴンドラの振子運動のみでビームのスキャンを行うには不十分であ

る。)。姿勢安定化のための姿勢制御系を搭載することも不可能ではないが(実際天体観測を行う機器の場合は、フライホールによるAz制御が行われる。)、機器が複雑になり重量も増える。したがって今回は姿勢制御系を搭載せず、姿勢検出系のみ搭載することとした。すなわち、ゴンドラはヨー軸(Az軸)周りを約1分間に1回転する(ここでは、オゾンや微量成分は半径550km以内では、ほぼ一様に成層していると仮定し、水平面内のデータ積分は可能としている。)。姿勢検出系には光ファイバジャイロ(角速度計)、加速度計を用いる(図11)。光ファイバジャイロと加速度計はそれぞれ、1軸測定計を3個組み合わせることで3軸測定計とする。光ファイバジャイロの角度分解能は 0.01° (最小データ送信インターバルは20ミリ秒)である。ただしこの精度を生かすには、取り付け精度、温度安定化、直線性、バイアス補正等、較正に関する様々な実験、検討が更に必要である。表1、2に光ファイバジャイロ(1軸)と加速度計(1軸)の単体仕様をまとめる。

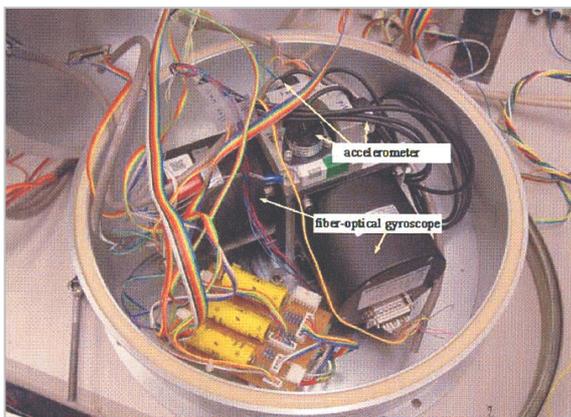


図11 3軸光ファイバジャイロ、3軸加速度計

2.8 電源系

電源にはリチウム1次電池を使用する。各サブシステムに対して測定された、電圧、電流値を元に、数AHから30AHの容量の電池を直列、並列に組み合わせることで電源を作成する。電池の電圧値、電池容量は環境温度の低下とともに低下するので、設計時に考慮される必要がある。電圧の安定化には3端子レギュレータを使用するため、低温下(かつ負荷がかかった状態)で必要最低入力電圧を下回らないように電圧値が決められる必要がある。発泡スチロールの箱で電池

を断熱した場合経験上、上空での内部の環境温度は約 0°C であると言われている(外気は -50°C 、断熱されたゴンドラ内は -20°C 程度と予想される。)が、最終的には低温、真空チャンバーでのテストが必要である。また観測時間は5時間程度で、予備時間を入れても10時間であるが、テスト時間も含め、また若干の余裕を持たせるため、保持時間は20時間で設計された。またレギュレータの発熱(入出力電圧差と消費電流により決まる)が問題となるが、与圧容器やゴンドラをヒートシンクとすることで、必要な放熱を行う。

2.9 与圧容器、温度制御

海上落下時の防水や放熱、CPUに対するノイズシールド、CPUや中間周波系、バイアス回路の真空中での動作のために、中間周波系、PLL回路、分光計、CPU、ジャイロ・加速度計、SIS/HEMT バイアス回路を与圧容器に入れる(図12)。与圧容器内は、機器への結露を防ぐため、水蒸気をほとんど含まない窒素ガスに置換される(真空中での動作が必ずしも保証されていない、CPU、中間周波系、バイアスの与圧容器内については、結露が生じない程度の湿度を持たせる。)。中間周波系用与圧容器に関して、真空チャンバーを用いたリークテストを行った結果、内圧はほぼ1気圧に保たれており、与圧容器としての使用には問題がないことが分かった。測定は容器内に空気を密閉して、3Torr(高度35kmでの真空度)に減圧し、20時間後の容器内圧を測定して行った。またCPU用、バイアス用の容器に関して、容器内に圧力計を入れ真空に引き、内圧をモニタした結果、約24時間後も数Torrに保たれており、問題ないことが分かった。また中間周波系について、真空、低温での温度テストを行った結果、 25°C 、1気圧での機器温度が 40°C であったのが、 0°C (容器底面が接触している床の温度)、1気圧で 15°C に低下、4Torr(0°C)に減圧すると 10°C 上昇(25°C)し、また容器の接触部の温度に応じて機器温度も変化することが分かった。したがって機器温度は、真空になることで上昇するが、取り付け部(ゴンドラ)の温度に依存することが言える。しかし、ゴンドラの温度は能動的に制御されているわけではなく、外気温や他の機器からの発熱等とのバラ

表1 光ファイバジャイロ(1軸単体)の仕様

項目	単位	仕様値
角度計測範囲	°	±180
角速度計測範囲	°/s	±200
分解能	角度	0.01以下
	角速度	0.01以下☆
直線性†	%FS	±0.1以下
バイアス安定性††	°/h	±3以下(全作動温度域にて)
角度ドリフト*	°/h	±0.5以下(バイアス補正後温度安定下)
送信レート	msec	20, 50, 100, 200, 250, 500, 1000 から選択
周波数応答	Hz	送信レートによる
ミスアライメント**	mrad	7以下
作動温度	°C	-10~+50
保存温度	°C	-20~+60
振動	M/s ²	49(20~200Hz)
	G	5(20~200Hz)
衝撃	M/s ²	196(11ms)
	G	20(11ms)
湿度	%RH	85以下。但し結露がないこと。
電源電圧	VDC	11~16(DC-DC変換器を内蔵)
消費電流	A	1.0以下

☆ ローパスフィルタ(10Hz以下)を接続した場合、上記角速度の読み取りが可能。

† 直線性：入力角速度又は角度に対する出力の直線性で、スケールファクタの非直線性、非対称性及び温度安定性を含む。

†† バイアス安定性：全作動温度域におけるバイアス(角度ドリフト)安定性。ただし、温度変化率が0.5°/min以下とする。

* 角度ドリフト：バイアス補正後の温度安定状態における角度ドリフト

** ミスアライメント：取付基準面に対する入力軸の傾き

表2 加速度計(1軸単体)の仕様

項目	単位	仕様値
計測範囲(以下F.S)	m/s ²	±29.4
	G	±3
感度	V/(m/s ²)	0.204 ± 5%
	V/G	2.000 ± 5%
分解能	m/s ²	4.9x10 ⁻⁵ 以下
	G	5 × 10 ⁻⁶ 以下
直線性(F.S.に対する)	%	±0.10以内
周波数特性(±3 dB)	Hz	DC~250以上
零点不平衡 ¹⁾	m/s ²	±0.98以内
	mG	±100以内
ケースアライメント	°	±0.5以下
横方向感度 ²⁾	%	0.5以下
感度温度係数 ³⁾	%/°C	0.03以下
零点温度係数 ⁴⁾	(m/s ²)/°C	±2.94x10 ⁻³ 以下
	μG/°C	±300以下
電源電圧	VDC	±11~±16(±15ノミナル)
消費電流		18mA+3mA/(9.8 m/s ²)(ノミナル値)

作動温度範囲	℃	-25 ~ +70
零点電源電圧係数	(9.8 m/s ²)/V	9.8 × 10 ⁻³ 以下
	G/V	1 × 10 ⁻³ 以下
感度電源電圧係数	%/V	0.1以下
保管温度範囲	℃	-40 ~ +80
振動	m/s ²	2.0 × 10 ² (25 ~ 1000Hz、3軸方向)
	G	20(25 ~ 1000Hz、3軸方向)
衝撃	m/s ²	9.8 × 10 ² (11msec半正弦波、6軸方向)
	G	100(11msec半正弦波、6軸方向)

- 1) 零点不平衡：入力加速度とは無関係に機構的な零の位置のずれ等により生じるトルクによる出力。
- 2) 横方法感度：振子の回転中心軸方向に加速度を加えた時、生ずる電圧変化を感度の電圧で換算したものをいう。
- 3) 感度温度係数：+25℃を基準とした感度の温度変化率をいう。
- 4) 零点温度係数：+25℃を基準とした零点不平衡の温度変化率をいう。

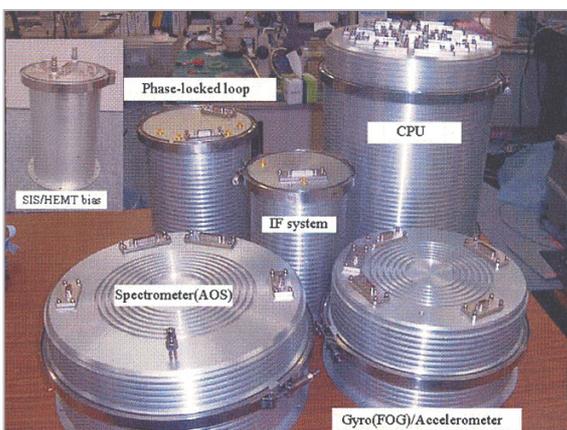


図12 防水・放熱・ノイズシールド・真空中での動作のための与圧容器

スによって決まる。したがって、どのように与圧容器をゴンドラに取り付けるかが重要になる。完全に断熱してしまうと、動作温度範囲以上に上昇する恐れがあるが、低温すぎる温度にヒートシンクを取ると、逆に動作温度を下回る可能性もあり得る。高度35kmの温度は-50℃と言われるが、ゴンドラの温度はもっと高いかもしれない。特に昼間の観測であるため、太陽熱により暖められる可能性もある。上昇中に-80℃

の低温領域を通過するが、この時にのみ特別に保温が必要かもしれない。最終的にはテストによって決める必要がある。

3 まとめ

気球搭載型超伝導サブミリ波リム放射サウンダ(BSMILES)の開発は、その目的である地球大気観測のみならず、サブミリ波帯受信機システム開発という側面もある。とくに超伝導サブミリ波帯受信機性能の向上は、電波天文分野への波及効果が大きい。また、スペースからの観測機器への有用な予備実験ともなり得る。

今後は、低温・真空テスト等の各種テストを経て、2003年に放球を行う予定である。機器は観測終了後海上回収され、データ解析が行われる。回収後の機器に対しては観測分子種を増やす等の改良を行い、さらに数度の観測を行うことも検討している。また将来的にはJEM/SMILES[14]の検証観測として使用することも計画されている。表3にBSMILESの重量、消費電力の見積り、表4に装置仕様と観測仕様をまとめる。

表3 重量、消費電力の見積り

重量(kg)					
ゴンドラ	アンテナ系	光学系	LHe 容器	PLL	IF系
70	27	28	35	12	10
分光計	PC	姿勢系	テレメ系	バラスト	合計
20	23	15	60	120	420

消費電力(W)							
駆動系	受信機	PLL	IF系	分光計	PC	姿勢系	合計
20	0.1	22	26	20(60)	31	23	142(182)

表4 BSMILESの装置仕様、観測仕様

装置仕様	
ゴンドラ	サイズ 1.35 × 1.35 × 1.26m
アンテナ	オフセットパラボラアンテナ(口径 300 mm、固定)、ビームサイズ 0.1°。副鏡。ビームスキャン用平面鏡(630x350mm)
光学系	定在波除去鏡、MPI型SSBフィルタ、イメージ終端コールドロード、収束鏡、LO注入ワイヤグリッド、フェーズロックサブミリ波発信器
受信機系	650GHz帯SISミキサ(Trx(DSB)=150-200 K)、HEMTアンプ(5-7GHz)(Te=18 K)
較正系	較正用平面鏡、CHL(Calibrated Hot Load)
中間周波系	増幅、帯域分割、合成用アンプ、フィルタ等
分光計	音響光学型分光計(AOS)。帯域 1GHz、分解能 1MHz
データ取得・制御系	CPU1: 分子スペクトルデータ、姿勢データ、アンテナ位置データ取得。ATA Flash PC Card 1.2GB CPU2: HKデータ取得、アンテナ制御、コム信号との切り替え、発信器のフェーズロック及びパワーのモニタ・自動制御
姿勢検出系	3軸光ファイバジャイロ(角度分解能 0.01°)、3軸加速度計
電源系	リチウム1次電池、3端子レギュレータ
テレメトリ	最大 32kbps
重量	約 420kg(バラスト 120kgを含む)
消費電力	約 140W
その他	与圧容器(防水等)。姿勢制御無し。機器は海上回収、再利用

観測仕様	
観測分子	O ₃ 、ClO、HO ₂
観測周波数(帯域)	ClO: 649.450GHz、HO ₂ : 649.701GHz (500 MHz) O ₃ : 650.733GHz (500 MHz)
観測高度範囲	10~35 km
高度分解能	約 1km
測定精度	約 10%
観測時間	約 5時間
放球場所・時期	三陸、2003年

参考文献

- 1 J. W. Waters, J. C. Hardy, R. F. Jarnot, H. M. Pickett, and P. Zimmermann, "A Balloon-borne Microwave Limb Sounder for Stratospheric Measurements", *Journal of Quantitative Spectroscopy & Radiative Transfer*, Vol. 32, No. 5/6, pp.407-433, 1984.
- 2 J. W. Waters, R. A. Stachnik, J. C. Hardy, and R. F. Jarnot, "ClO and O₃ Stratospheric Profiles: Balloon Microwave Measurements", *Geophysical Research Letters*, Vol. 15, pp.780-783, Aug. 1988.
- 3 A. Dechamps, P. Encrenaz, P. Febvre, H. G. Floren, S. George, B. Lecomte, B. Ljung, L. Notdh, G. Olofsson, L. Pagani, J. R. Pardo, I. Peron, M. Sjökvist, K. Stegner, L. Stenmark, J. Tauber, and C. Ullberg, "Results of the PIROG 8 Balloon Flight with an Embarked Experiment Based on a 425/441 GHz SIS Receiver for O₂ Search", *Ninth Int. Symposium of Space Terahertz Technology*, pp.253-261, Pasadena CA, Mar. 1998.
- 4 J. R. Pardo, L. Pagani, G. Olofsson, P. Febvre, and J. Tauber, "Balloon-borne Submillimeter Observations of Upper Stratospheric O₂ and O₃", *Journal of Quantitative Spectroscopy & Radiative Transfer*, Vol. 67, pp.169-180, 2000.
- 5 R. A. Stachnik, J. C. Hardy, J. A. Tarsala, J. W. Waters, and N. R. Erickson, "Submillimeterwave Heterodyne Measurements of Stratospheric ClO, HCl, O₃, and HO₂: First Results", *Geophysical Research Letters*, Vol. 19, No. 19, pp.1931-1934, Oct. 2, 1992.
- 6 J. Mees, S. Crewell, H. Nett, G. de Lange, H. van de Stadt, J. J. Kuipers, and R. A. Panhuyzen, "ASUR - An Airborne SIS Receiver for Atmospheric Measurements of Trace Gases at 625 to 760 GHz", *IEEE Transactions on Microwave Theory and Technologies*, Vol. 43, No. 11, Nov. 1995.
- 7 J. Urban et al., "Recent Airborne Heterodyne Receivers for the Submillimeter-wave Range", *International Workshop on Submm-wave Observation of Earth's Atmosphere from Space*, pp.1-13, Jan. 1999.
- 8 岡林昌宏, 田口真, 岡野章一, 福西浩, "高高度気球搭載光学センサーによる成層オゾンの観測", *宇宙科学研究所報告, 特集, 第32号*, 1995年3月.
- 9 櫃田佳波, 鳥山哲司, 松見豊, 近藤豊, "気球搭載型ClO計測装置の開発 装置の最適化と実測用ゴンドラの設計", *第10回大気化学シンポジウム収録*, 2000年.
- 10 Y. Irimajiri, T. Noguchi, S.-C. Shi, T. Manabe, S. Ochiai, and H. Masuko, "A 650-GHz Band SIS Receiver for Balloon-Borne Limb-Emission Sounder", *Int. J. of Infrared and Millimeter Waves*, Vol. 21, No. 4, pp. 519-526, Apr. 2000.
- 11 J. Zmuidzinas, H. G. LeDuc, J. A. Stern, and S. R. Cypher, "Two-junction tuning circuits for submillimeter SIS mixers", *IEEE Trans. Microwave Theory Tech.*, Vol. 42, No. 4, pp. 698-706, Apr. 1994.
- 12 T. Noguchi, S. C. Shi, and J. Inatani, "An SIS mixer using two junctions connected in parallel", *IEEE Trans. Applied Superconductivity*, Vol. 5, No. 2, pp. 2228-2231, Jun. 1995.
- 13 S. C. Shi, T. Noguchi, J. Inatani, Y. Irimajiri, and T. Saito, "Experimental Results of SIS Mixers with Distributed Junction Arrays", *Ninth Int. Symp. on Space Terahertz Tech.*, Pasadena, CA, pp.223-234, Mar.1998.
- 14 H. Masuko, S. Ochiai, Y. Irimajiri, J. Inatani, T. Noguchi, Y. Iida, N. Ikeda, and N. Tanioka, "A superconducting sub-millimeter-wave limb emission sounder (SMILES) on the Japanese Experimental Module (JEM) of the Space Station for observing trace gases in the middle atmosphere," *Eighth Int. Symp. Space Terahertz Technology*, pp.25-27, Harvard MA, Mar. 1997.



いり 芳久
入交 芳久

電磁波計測部門 SMILES グループ主
任研究員 博士(理学)
ミリ波・サブミリ波受信機、システム
開発