

一番星へ行こう！ 日本の金星探査機の挑戦 その3

～ 中間赤外カメラLIRの性能評価試験 ～

福原 哲哉¹, 田口 真², 今村 剛¹

(要旨) PLANET-Cに搭載される非冷却型中間赤外カメラLIRは雲層の温度分布を映像化する。開発は順調に進み、2008年1月現在、プロトモデル(試作機)を用いて性能評価を行っている。真空環境下における初めての試験では、撮像対象となる金星の雲頂の温度(-40℃)に冷却した対象物を撮像することに成功した。また振動試験や熱真空試験を行い、打上げ時の振動や宇宙空間での熱環境に対する耐性も確認した。

1. LIRのねらい

金星探査機PLANET-C[1,2]には3次元大気循環の解明のために観測波長の異なる5台の撮像装置が搭載されるが、そのうちの一つが中間赤外カメラLIR(Longwave InfraRed camera)である[3]。LIRは金星を覆う硫酸雲の頂上から発せられる熱放射[4]を可視化する。我々に馴染みのある金星の紫外画像では雲頂の紫外吸収物質の分布が見えるが、雲そのものの空間構造はまだ知られていない。LIRはこれを世界に先駆けて解明するとともに、地球の気象衛星と同様に雲が移動する様子を捉えて、雲頂での風速分布を世界で初めて夜面も含めて導出する。

LIRの仕様は表1のとおりである。LIRは非冷却型の検出器を採用することにより画期的な小型軽量化を実現している。この開発を通じて我々は、金星大気科学への貢献にとどまらず、衛星搭載用熱赤外カメラという今後の惑星探査における強力なツールを手に入れ

ようとしている。たとえば固体惑星ミッションであれば、地表面の物理状態や鉱物種の場所による違いを可視化することができよう。現在は図1に示すようなプロトモデルが製作され、真空環境下における撮像実験をはじめとした性能評価試験が行われている。

2. 撮像原理

LIRは344×260画素の非冷却型ボロメータという熱型検出器(NEC製)を採用している。酸化バナジウムからなる薄膜の受光面に入射する赤外線の強度が変化すると、この受光面の温度が変化し、結果として電気抵抗が変化する。この抵抗値の変化を電気的に読み取るというのが基本原理である[例えば5]。ボロメータは民生品として普及しているサーモグラフィにも使われている。量子型赤外検出器に必要となる冷却が不要で、

表1: LIR仕様

観測波長領域	8-12 μm
視野角	12°×12°
空間解像度	0.05°
観測対象温度	220-250 K
画素数	344×260
相対温度分解能	0.3 K(@230 K)
絶対温度精度	3 K
Ge レンズ F 値	1.4

1. 宇宙航空研究開発機構
2. 国立極地研究所

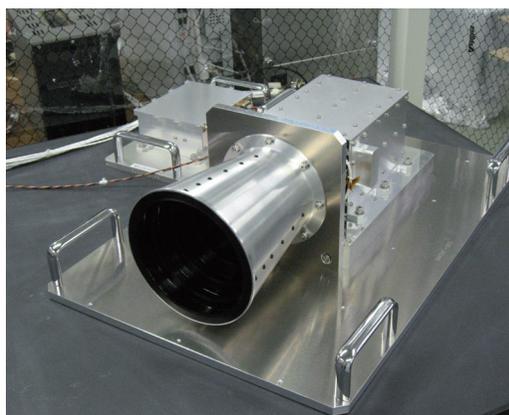


図1: LIRプロトモデルの概観

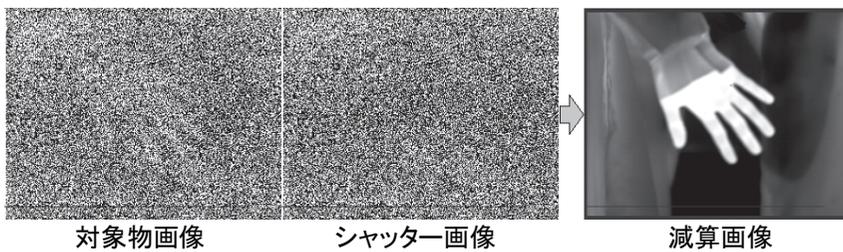


図2: LIRの画像化手順

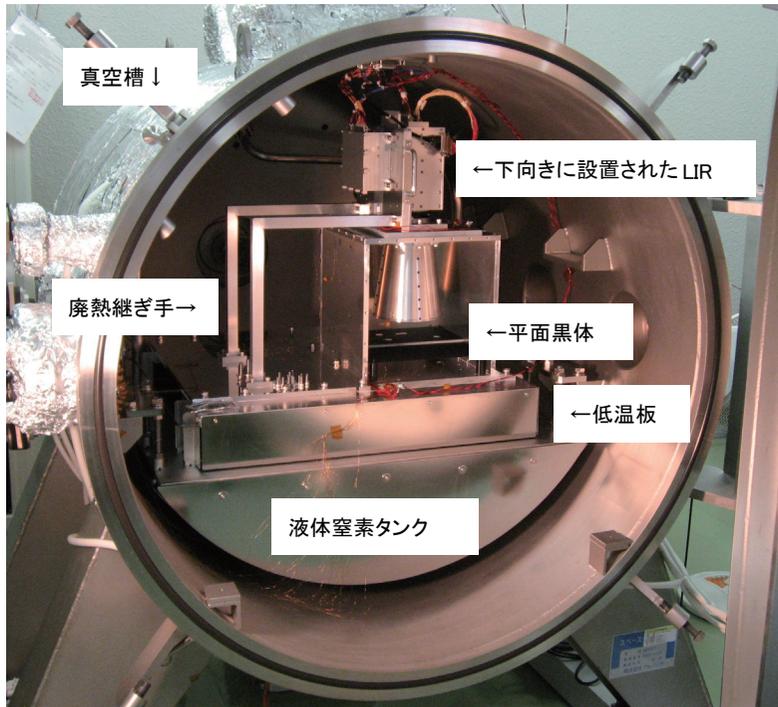


図3: 真空槽内における撮像試験の配置

小型・軽量化に有利であるが、宇宙での使用実績は極めて限られている[6]。国内でも実現例がないため、我々は手探りで開発を進めてきた。

LIRは金星大気が比較的透明となる波長8-12 μm の赤外線を干渉フィルターで取り出して観測する。ボロメータ検出器は画素ごとのオフセットのばらつきが大きいが、シャッター(常温の黒体)を撮像して参照画像とし、これを対象物画像から減算することで画像化する(図2)。シャッターおよび対象物はそれぞれ64枚撮像され、これらを積算することでランダムノイズを低減する。また、シャッターの温度をモニターし、これを基準とすることで対象物の絶対温度を導出する。

3. 撮像試験

採用した民生用の検出器は常温の対象物を撮影することを目的に開発されているため、 -40°C という低温の金星雲頂を撮像した時に温度分解能 0.3°C という目標性能が得られるかどうかが課題であった。そこで、図3に示すようにLIRのプロトモデルを真空槽内に設置して、真空環境下における低温対象物の撮像試験を行った。真空槽には液体窒素と電気ヒータによって温度制御可能な低温板が設置されている。この上に撮像対象となるアルミ製の平面黒体を置き、その周りをアルミ板で覆って低温板と熱放射で結合させ、黒体を 20°C から -40°C まで任意に温度制御し、温度一様性～

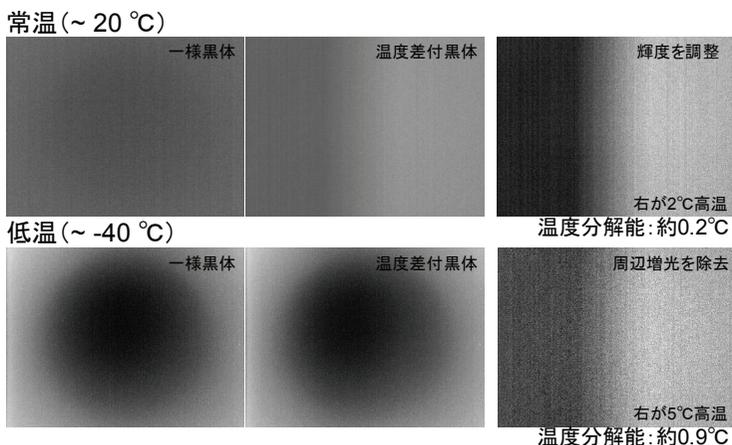


図4: 真空環境下における撮像画像

0.1℃を実現している。カメラは上部に下向きに設置され、排熱用のアルミ継ぎ手から低温板に発熱を逃がす構造となっている。

試験では、一樣黒体と温度差付黒体(一樣黒体の上にヒータ付黒体をのせて2～5℃程度の温度差を設けた黒体)を撮像した。図4に常温(20℃)と低温(-40℃)の一樣黒体と温度差付黒体の画像をそれぞれ示す。低温撮像時には常温撮像時には見られない周辺増光が現れているが、これは光学系からの熱放射の影響である。温度差付き画像から一樣黒体画像を減算すると、周辺増光を除去することができる(図4右側)。カメラは無遠に焦点を合わせているため温度差境界はぼけているが、左右の明るさの違いは確認できる。この画像から感度とノイズレベルを求めて温度分解能を計算すると、常温及び低温でそれぞれ約0.2℃と約0.9℃であった。図4における低温での結果は要求分解能0.3℃を満足していないが、軌道上ではこのような対象物画像とシャッター画像のペアを十数回繰り返して取得し、これらを積算することでさらにノイズを低減して、最終的に要求分解能を達成できる見込みである。このような画像積算や減算処理は全て衛星上でを行い、地球に送らねばならないデータの量を減らす。

4. おわりに

上に紹介した撮像試験以外にも、打上げ時の衝撃への耐性の確認、熱設計の妥当性を確認する熱環境試験、衛星の電氣的環境の遵守を確認する電磁適合性試験な

どが行われている。これらの結果を受けて、今後はいよいよフライトモデルの製作に取り掛かる。フライトモデルに対してはプロトモデル以上に精密な性能評価試験を行うことになり、開発は佳境を迎える。金星の雲の動的な姿を生き生きと伝える世界初の画像を眺める日を楽しみに、また将来の惑星探査のための礎を築くという気概をもって、最後までやりとげる覚悟である。

参考文献

- [1] Nakamura, M., et al., 2007, Planet. Space Sci., 55, 1831.
- [2] 今村剛他, 2007, 遊・星・人, 16, 226.
- [3] Taguchi, M., et al., 2007, Adv. Space Res., 40, 861.
- [4] Zasoba, L. V., et al., 1993, Icarus, 105, 92.
- [5] Baker, B. L., et al., 2002, Proc. SPIE, 4721, 83.
- [6] Christensen, P. R., et al., 2004, Space Sci. Rev., 110, 85.