

## 全機熱試験によるLUNAR-A・ペネトレータの熱モデルの決定

## Thermal test of a full-integrated LUNAR-A penetrator and determination of its thermal model

# 吉田 信介[1], 田中 智[1], 山下 靖幸[2], Hagermann Axel[1], 早川 雅彦[1], 藤村 彰夫[1], 水谷 仁[1], 宝来 帰一[1], 平井 研一[3]

# Shinsuke Yoshida[1], Satoshi Tanaka[1], Yasuyuki Yamashita[2], Hagermann Axel[1], Masahiko Hayakawa[1], Akio Fujimura[1], Hitoshi Mizutani[1], ki'ichi hourai[1], Ken'ichi Hirai[3]

[1] 宇宙研, [2] 宇宙研・次世代探査機研究センター, [3] IHI エアロスペース  
[1] ISAS, [2] CAST, ISAS, [3] IA

LUNAR-A計画ではペネトレータ自身が月レゴリス温度場を乱す効果を数値シミュレーションで計算して月熱流量計測が実施され、その精度はペネトレータの熱モデルの精度に大きく依存する。我々はペネトレータの熱モデルを確認するために、外気の温度変化による輻射冷却に対するペネトレータ温度の応答を計測する全機熱試験を2001年4月に実機仕様モデルに対して、実施する予定である。98年にKFM2に対して実施した試験に改良を施した試験を行う。主な改良点は、ペネトレータからの放熱を制御するテープ材を部分的に変更することで、ペネトレータ機軸方向の熱流を増加させ、熱伝導率の感度を高めることを狙っている。

LUNAR-A計画ではペネトレータに搭載された熱伝導率計、相対温度計によって計測された温度データを用いて月熱流量が計測される。ペネトレータ自身が月レゴリス温度場を乱す効果を数値シミュレーションで計算する必要があるため、ペネトレータの熱モデルの決定精度は月熱流量計測精度にとって重要な要素の一つである。ペネトレータは様々な形状、材料物質から成る複合物質である。そこで我々は10cmオーダーの大きさのペネトレータ構成要素に対して、貫入する月レゴリスでの計測環境に近い約20での熱伝導率、比熱を計測出来るシステムを構築し、主要な構成要素について約10%精度の計測を実施した。未計測の物質の熱物性に関しては、構成物質の組成、各組成の熱物性の文献値等を参照して推定し、ペネトレータの一次熱モデルを構築した。

この一次熱モデルがペネトレータ熱数学モデルとして適用できることを確認するために、宇宙研の大型スペースチャンバーを使用して、実機モデルに対する熱特性試験を実施した。この実験は、外気の温度を一定速度で変化させ、表面の輻射率がテープ材で制御されたペネトレータが輻射冷却する時の温度分布変化を計測するものである。温度制御の為に直径500mm、高さ1500mm、厚さ3mmのアルミ板に直径0.65mmのコンスタンタン線を貼り付けた調温装置を製作し、定常で $\pm 0.15$ K幅、非定常で $\pm 0.6$ K幅以内の温度分布を達成した。温度計測は、ペネトレータ表面約40点、調温装置表面約50点を各々直径0.1mmのK型、T型熱電対を用いて計測し、 $\pm 0.15$ Kの精度の計測系を実現した。

全機熱試験はこれまでに1998年に実施した実績があるが、2001年4月に貫入試験用の実機仕様モデルに対して行う予定であり、熱モデル決定のより高精度化を狙った改良を施して実験に望む。前回のコンフィグレーションでは比熱の感度が高かったのに対し、月熱流量計測に対しての感度が高い熱伝導率がより高精度で確認できるような改良を、2次元軸対称数値シミュレーション結果に基づき実施する予定である。主な変更点は、前はペネトレータ表面を単一テープ材(UPILEX-R)で覆っていたのに対して、一部分を輻射率の低いアルミテープに変えることでペネトレータに生じる温度振幅、従って機軸方向の熱流を増加させること、そして先端部分にヒーターをとりつけ、周囲温度を一定にした時にペネトレータ本体に定常的な温度勾配を実現し、熱伝導率情報を得ることなどである。

この試験は、貫入試験後の同一機体と2機のフライトモデルについても実施する予定であるが、今回は貫入前の実機相当モデルに対する試験結果について報告する。