

## 月探査利用の研究 ――月軟着陸実験機に向けて――

## Study on Lunar Exploration and Utilization --for the Lunar Soft Landing Experiment--

総合技術研究本部

宇宙先進技術研究グループ 松本甲太郎、佐々修一、若林幸子、星野健、松本康司、片山保宏、  
二宮哲次郎、濱田吉郎、四宮康雄

Advanced Space Technology Research Group

Kohtaro Matsumoto, Shuuichi Sasa, Sachiko Wakabayashi,  
Ken Hoshino, Kohji Matsumoto, Yasuhiro Katayama,  
Tetsujiro Ninomiya, Yoshiro Hamada, Yasuo Shinomiya

## Abstract

Lunar Exploration and Utilization become the major trend in the world space development, in these couple of years. As the follow-on project of SELENE, we had studied the first Japanese moon lander as SELENE-B from 2001. In SELENE-B, the exploration of the vicinity of a central peak of a crater, and the sure obstacle avoidance and safe landing were the major mission objectives. Corresponding to the new world trend for international moon exploration, we have expanded our mission purpose and research targets from lunar science to lunar exploration and utilization.

For these extended mission purposes, severe technological requirements should still be solved for the implementation of these new missions. The lunar lander has to detect obstacles, such as crater or rocks, and land at the safe area. After the landing, the investigation will be done on the very rocky and rough terrain. The lander system will be requested to survive against the very low temperature (around 80K) during the moon night. This paper reports the current studies on these technological subjects for the future lunar base.

## 1 はじめに

月周回観測と軟着陸実験を目指して進められていた SELENE 計画から、平成 12 年度 (2000) 宇宙開発計画見直しにおいて分離された月軟着陸実験を目指す研究として、本研究を平成 13 年度より開始した。軟着陸実験分離にあたっては、月面降下時の障害物検出機能とそれによる転倒防止による信頼性向上が強く求められた。このため研究実施にあたっては、SELENE 計画を進めていた旧 NASDA、旧宇宙研に旧航技研を交えた旧宇宙 3 機関共同で共同研究として進めることになった。

研究では当初、軟着陸技術開発のみならず、月科学探査として、クレータ内部など様々な厳しい地形に軟着陸し地質探査などの表面探査を効率よく行うことも目指し、SELENE-B ミッション構想としてまとめた。SELENE-B 提案は宇宙科学本部の工学実験衛星として平成 15 年度に提案を行ったが採択に至らなかった。このため、月科学のみならず幅広い月利用も目指す月軟着陸実験機としてミッション構想の再検討を含めた研究として再構築し、H16 研究を進めた。

H16 年 1 月から始まりつつある国際月・火星探査計画を視野に入れつつ、これまでの旧宇宙機関月関係者に国立天文台なども加え、幅広い月探査・利用ミッションを想定出来る研究として H16 は展開した。

SELENE-B で目指した月軟着陸実験では、月の様々な所に高精度で着陸できる技術を目指したため、これまでの宇宙技術に加えて様々な新技術が新たに必要となった。その技術課題として、H16 研究では、以下にまとめる 7 課題の技術研究を進めた。研究の過半は、総研本部単独で進めたものではなく、宇宙科学本部、国立天文台を始めとした、SELENE-B 研究者コミュニティとの連携で進めたものである。

## 2 研究課題の概要

H16 年度には、これまで SELENE-B として進めてきた研究を元に、より幅広い月探査利用に向けて研究

を補完・強化する必要の強い以下の研究課題を中心に進めた。

- (1) 月軟着陸実験システム：着陸機構の研究
- (2) 垂直降下時の月面軟着陸航法誘導制御の誤差解析
- (3) 画像による障害物検知の研究
- (4) 月探査ローバの研究
- (5) 月面耐レゴリス潤滑技術に関する研究
- (6) 夜間保温技術の研究

### 3 研究成果の概要

平成 16 年度、それぞれの研究課題について以下の研究成果が得られた

#### (1) 月軟着陸実験機システムの研究：着陸機構

これまでの研究を継続強化し、平成 16 年度は以下の成果が得られた。

##### ① 真空摩擦試験の実施及びデータ解析

真空摩擦試験では、着陸パッドがレゴリス上を横滑りする際の摩擦力データを取得するため、着陸パッドの 1/6 スケールモデルの供試体による横すべり試験を実施した。試験概要を Fig.1 に、試験結果を Fig.2 に示す。

##### ② ADAMS による動的着陸挙動解析の実施

真空摩擦試験で取得したデータを解析モデルに反映し、月着陸機の動的着陸挙動解析を行い、月着陸機の耐転倒性評価を行った。評価結果を Fig.3 に示す。

##### ③ 月着陸モデルへの相似則の適用

月着陸機が軟着陸する際の着陸脚と月面レゴリスとの動的な挙動について、相似則の導出、月面レゴリス試験の妥当性評価を行い、月着陸時の着陸パッド及び月面レゴリスの挙動について相似則を導出した。

##### ④ まとめ

月面レゴリス特性を反映した着陸挙動解析に一応の目処がついた。今後、月面レゴリス特性について詳細なデータ取得を行い、それを解析モデルに反映することで、より精度の高い解析を実施する。

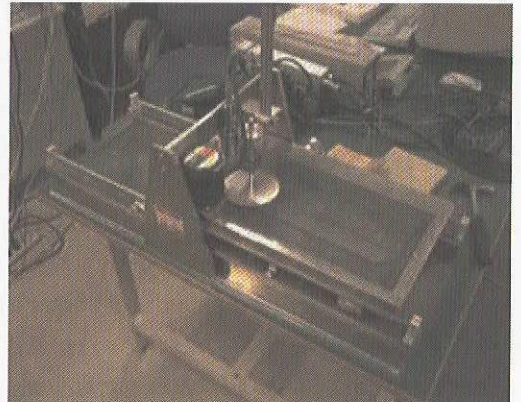


Fig.1 Vacuum Friction Test

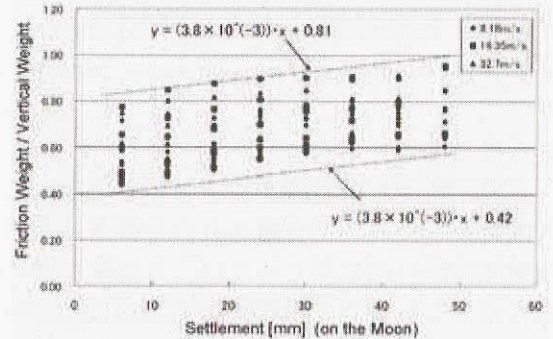


Fig.2 Friction Test (in Air)

#### (2) 月面軟着陸航法誘導制御の誤差解析

昨年度制作したモンテカルロシミュレーションツールを用いて、垂直降下時の誘導制御誤差を改善させる降下シナリオ及び航法誘導センサーの検討を行った。

##### ① 降下シナリオ：ホバー動作の導入

昨年度までの検討では、低高度における障害物回避フェーズ(高度 150m~2m)での誤差が大きく、高精度着陸の妨げとなっていた。このため着地前(高度 40m)フェーズにホバリング動作を導入し、横位置誤差の吸収を図る。ホバー動作中の航法として、次節に述べる障害物センサによる地面相対航法を想定する。

##### ② 航法誘導センサ構成の再検討

- 障害物センサによる低高度での地面相対航法

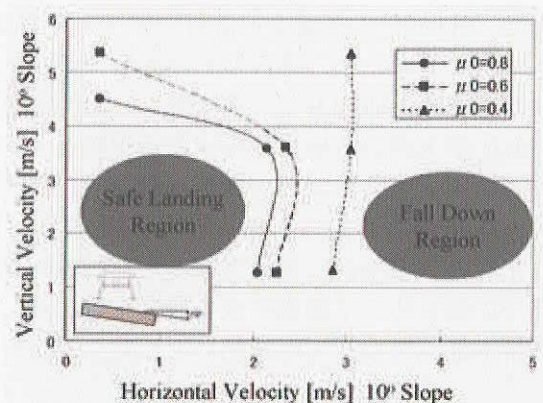


Fig.3 Safe Landing Condition (10° Slope)



横位置誤差は電波高度計/速度計の速度誤差のため発生する。低高度になるにつれ誤差の蓄積は大きくなり、これが着陸精度を劣化させている。このため、低高度では障害物センサを用いた地面相対航法を行い、高精度な着陸候補位置認識を実現する。

#### ➤ 接地センサの導入

電波高度計とレーザー高度計では、エンジンシャットダウン高度である 2m を検出するのは困難である。このため、高い高度でシャットダウンすることによる接地時速度超過 (3m/s 以上) ケースや、より低い位置でエンジンシャットダウンをしてしまう限界高度越え (2m 以下) のケースが頻発していた。このため、アポロ宇宙船に用いられた接地センサを仮定し、確実に高度 2m を把握し、接地時の降下速度及びシャットダウン高度の超過を抑制する。

#### ③ まとめ

検討結果の一例(接地時誤差)を Fig. 4 に示す。昨年度検討では誤差 3m に収められるのは数%しかなかったが、上記の変更により誤差 3m 以内には約 50%の確率で、誤差 5m 以内には約 75%の確率で着地出来ることが判明した。今後は更なる精度向上のため、誘導制御ゲインの再設定や、センサ性能と着陸精度の相関について詳しく検討する予定である

#### (3) 画像による障害物検知

着陸機が降下中に取得した画像から、自律的に着陸地点付近の岩石等の障害物検知を行い、より安全な着陸を目指す研究を進めている。画像による障害物検知方式はレーザーを用いる LRF (Laser Range Finder) 方式に比べ、高高度から、広範囲を、瞬時に計測できる利点が期待できる。

##### ① ジオラマによる光学実験

画像を用いた障害物検知方式は、宇宙用センサーとしての実績に乏しく、事前の十分な検討が必要となる。本年度は、ジオラマを用いた実験を行い、信頼性の評価を行った。ジオラマ実験は、縮小サイズの実験であるが、実際の光学系を用いる等、計算機シミュレーションでは把握が難しい実用上の問題の確認が行える。本実験では、正確な結果が得られるランダム・パターン投光によるステレオ計測で、ジオラマ地形を計測し真値として、これまでに提案した障害物検知方法 (ステレオ視 + 濃淡情報) との比較を行った。その結果、画像の中心部では、ほぼ正確な結果が得られたが、レンズの歪曲収差の影響から、画像の外縁部は正確な結果が得られないことが判明した。今後、

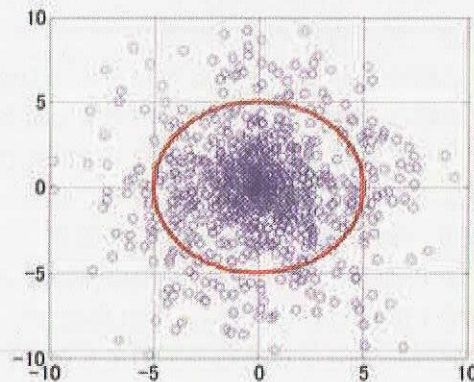


Fig. 4 Landing Preciseness Estimation  
(Monte Carlo Simulation)

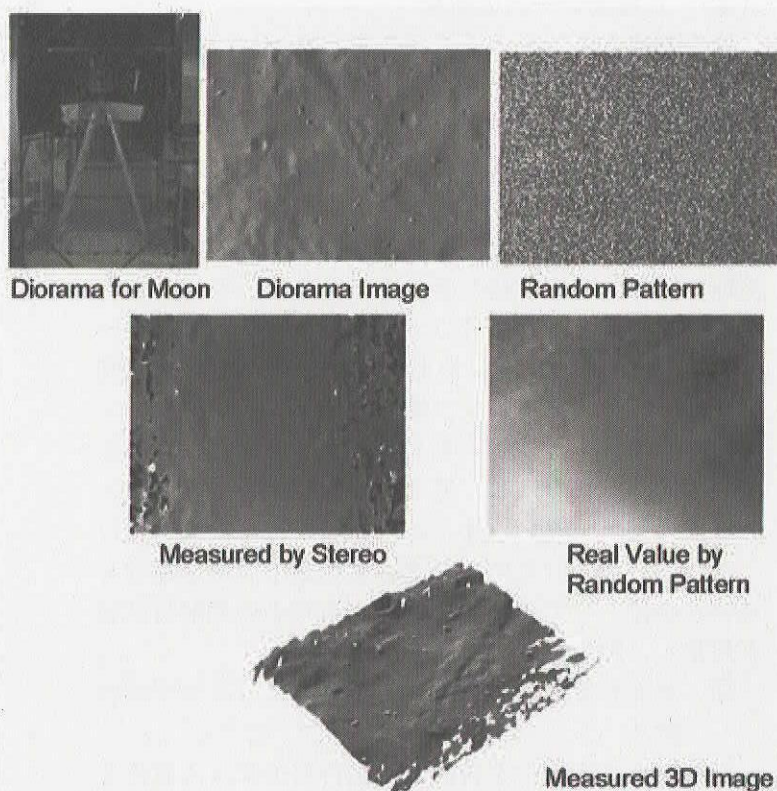


Fig. 5 Image Processing for Obstacle Detection



より厳密に歪曲収差補正を行う必要がある。(Fig. 5)

## ② 実時間カメラ校正手法

信頼性を向上させるためのカメラの位置・姿勢、焦点距離などを校正する新しい方法を提案した。この方法は従来法に比べて簡便にカメラ校正が行えることが特徴であり、特許申請を行っている。

## ③ 確率的障害物検知手法の研究

降下燃料を節約しつつ安全に着陸するためには、垂直降下開始時のような高々度(高度 2~3km)で障害物を認知し安全な着陸地点を決定しなければならない。しかし高々度から画像センサーにより回避目標である 50cm 級の岩石障害物を認知することは極めて困難である。このため、岩石分布に確率分布則を仮定し、確率的により安全な着陸地域を決定する手法の研究を進めた。

岩石の大きさを決める確率分布則が局所的には一様であり、かつ着陸候補地域全体としては濃淡があると仮定する。すなわち着陸候補地域には岩石が密に分布している地域と、疎に分布している地域があるとするならば、高々度においても検出可能な大型岩石の分布状況から、岩石分布が疎な地域(=安全に着陸できる可能性の高い地域)を、簡単な画像処理手法の応用により推定・認識出来ることが示された。(Fig. 6)

## (4) 月探査ローバの研究

軟着陸地点周辺を広域に探査するためにはローバ技術が必須である。今年度は、小型月面ローバに重要な熱解析の検討、及び粉塵レゴリスで覆われた月斜面の走行性能を向上させるための走行系の研究を行った。

### ① 熱解析を中心としたシステム技術検討

熱解析検討では、温度環境および熱制御の考え方の整理を行い、解析手順と手法をまとめた。ラジエータにより熱制御を行う部分(マニピュレータ本体側モータ、本体固定ミッション機器、走行モータ)、独立熱制御を行う部分(ミッション機器、マニピュレータモータ)、断熱部分(サンプル収納ケース、マニピュレータ先端機構部)を弁別し、過去の検討結果をまとめるとともに、所要ラジエータ・サイズの検討を行った。(Fig. 7)

さらに、解析計算のみでは必ずしも予測が困難なシステム全体としての性能を把握するための熱解析試験を想定し、解析装置の詳細設計を行った

### ② 斜面登坂性能を強化するための走行系モデルの試作

斜面登坂性能強化を目指した走行系モデルの試作では、4クローラモデルを整備し、制御系の基本的な整備・調整を終え、走行試験の準備を行った。クローラ

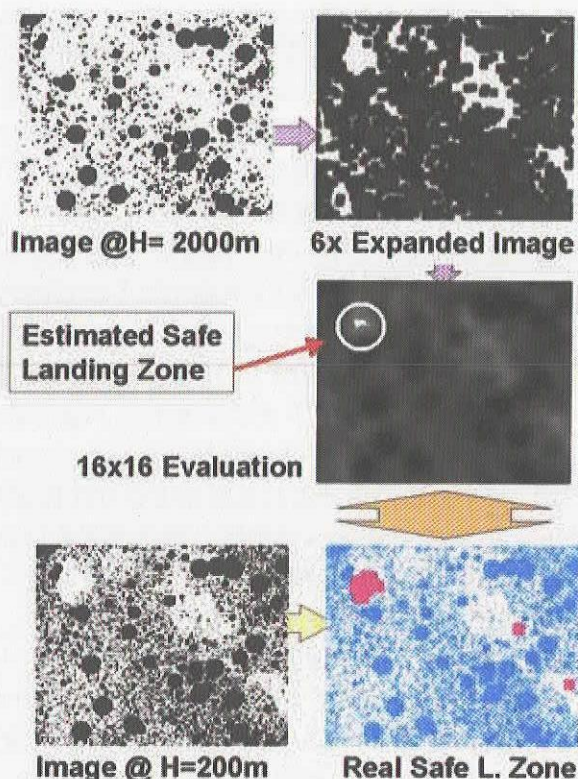


Fig. 6 Probabilistic Obstacle Avoidance Strategy

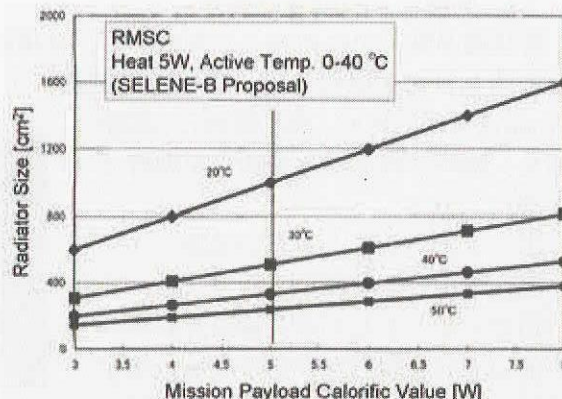


Fig. 7 Radiator Size for Payload on the Moon

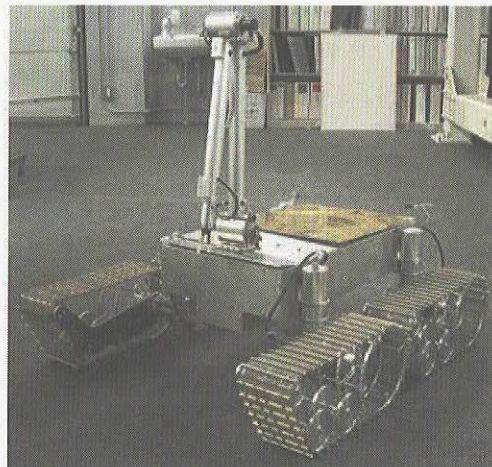


Fig.8 Moon Rover with 4 Crawlers



走行系の性能評価試験として1クローラ走行試験を行い、斜度や接地圧をパラメータとしたデータ取得を進めている。(Fig. 8) 合わせて、遠隔走行実験場の整備に着手し、地形作成と砂敷設作業を行った。

今後は所要電力、走行速度、限界登坂能力などをパラメータとして車輪走行系との性能比較を行い、小型月面ローバとしてのトレードオフを行う。

#### (5) 月面耐レゴリス潤滑技術に関する研究

本研究は平成16年度より開始した。研究では月面で使用される機器が曝される真空粉塵環境下において、潤滑剤の特性がどの程度劣化するかを把握するため、真空粉塵環境下での摩擦試験を実施する。

平成16年度は真空粉塵環境摩擦試験機を整備した。試験機の外観をFig. 9に示す。真空排気系として、ターボ分子ポンプとロータリーポンプを有している。レゴリスを真空槽に入れ真空引きを行うと、沸騰したようにレゴリスが吹き出す現象が起き、真空ポンプ等を破壊することが知られている。この現象は、排気速度を遅らせることによって緩和できる。また、仮にレゴリスが舞った場合にも、ポンプが容易に吸い込まないようにするため、いくつかのトラップを設けた設計となっている。

摩擦試験片はすべり軸受を模した形状となっており、軸側の回転(揺動)運動により線接触で摩擦する。

平成17年度には月面用として有望と思われる数種の固体潤滑剤について、試験を実施する予定である。固体潤滑剤として、有機系、無機系結合材を使った二硫化モリブデン( $\text{MoS}_2$ )焼成膜とPTFE焼成膜の3種の潤滑剤を用い、それぞれのトライボロジー特性と、粉塵を巻き込んだ際の特性劣化を把握する。また、レゴリスの粒度等を変えた試験を実施し、その劣化メカニズムの解明を目指す。

#### (6) 夜間保温技術の研究

月では大気が無いため長期(14日間)の夜間には月面上の全てのシステム類が4Kの宇宙空間に晒され、月表面でほぼ70K~80K(約-200℃)の極低温にならざるを得ないことが分かっている。このような極低温に耐えて、月探査利用システム活動を長期間維持するための夜間保温技術は極めて重要である。

##### ① SFU トランスポンダの解体検査:

H15には、宇宙用機器(SFU用電子機器4種)を用い、月面上の極低温環境(約-180℃)の耐久試験を行い、送信機器(トランスポンダ)が48時間低温晒し試験後に故障破壊した事を確認した。

このためH16では、その故障原因を調査すると

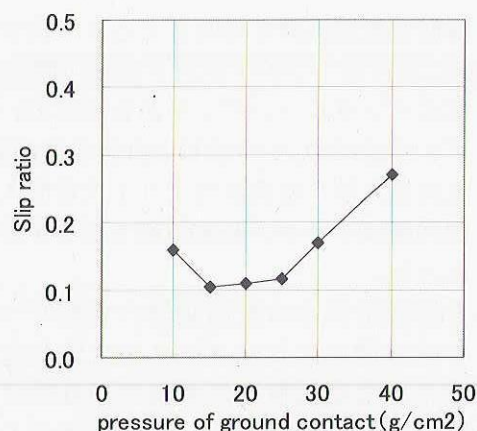


Fig. 8 Slip Ratio of Single Crawler on 20 deg. Slope

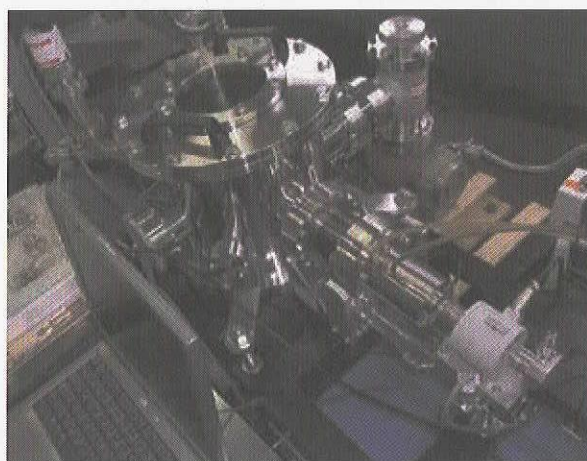


Fig. 9 Vacuum and Moon Legolith Tribometer



Leak from Wet Tantalum Condenser

Fig.10 Leak from Wet Tantalum Condenser



ともに、極低温環境試験を随時行えるよう真空チャンバーの改修整備を行った。

H15 試験におけるトランスポンダ故障の原因調査の結果、以下の原因・事象を確認した。

- (a) 湿式タンタルコンデンサが各所において液漏れ破壊を起こしていることが確認された。同コンデンサは $-55^{\circ}\text{C}\sim+125^{\circ}\text{C}$ の許容温度範囲である。
- (b) 電源投入時の電流波形より 1 次電源入力端近傍で回路断線が起きていると推定された。しかし、同回路はシリコン系充填剤でポッティング処理されており、目視検査では断線の確認は困難であった。
- (c) 3 層構造になった同装置の各層をつなぐ端子間インピーダンスで正常装置より小さな抵抗値を示す箇所が見受けられた。これは回路内でリークが発生しているものと思われるが、湿式タンタルコンデンサからの液漏れが原因であると推定された。

## ② 極低温試験用真空チャンバー整備

熱解析等による月面夜間温度予測値には、H15 で試験を行った $-180^{\circ}\text{C}$ を下回る可能性が指摘されている。特に近年探査対象となりつつある極地方の永久影地帯では $-230^{\circ}\text{C}$ 近い極低温環境も想定されており、 $-180^{\circ}\text{C}$ 試験環境では耐環境試験として不十分とも考えられる。このため $-230^{\circ}\text{C}$ 近辺の耐環境試験を目指して、既設真空チャンバーの改修を行った。チャンバー筐体全てを $-230^{\circ}\text{C}$ 近辺まで冷却するには冷凍機増設等の大改修が必要であるので、第 1 次試作として供試体周辺のみ $-230^{\circ}\text{C}$ に冷却出来ることを目標に液体 He 冷却の極低温供試体プレート整備及びチャンバー外筒部の冷却フィンの交換を行い、液体窒素温度での動作確認、及び予備試験を開始した。

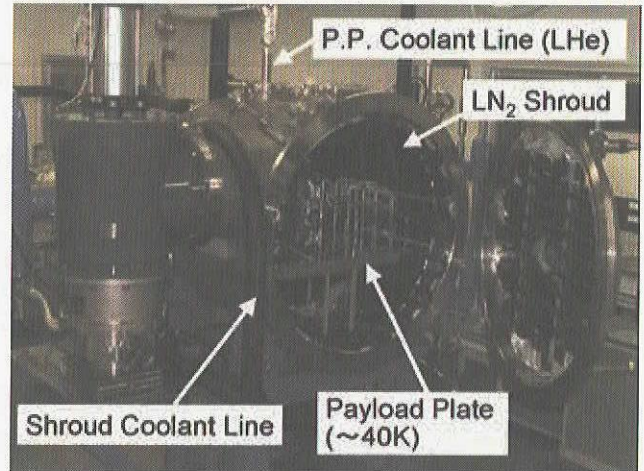


Fig. 11 Vacuum Chamber for Low Temperature Survival Test

## 4 まとめ

SELENE に続く月軟着陸探査機に向けた技術研究をこれまで 4 年継続してきた。この間、ミッション期間も昼間のみの 14 日間から、夜間にも機能維持が必要な 1 年以上に延長され、光学条件や温度環境が厳しい極域が軟着陸探査候補地点に加わるなど、技術内容の高度化が求められてきている。また、利用を目指した資源探査ミッションや月面拠点など大型施設の月面構築などの新たな課題も求められてきた。このため今後は、これまでの概念研究課題をまとめ、開発研究への移行に備えるとともに、未解決な探査利用技術課題への技術的目処を確立していく。

## 5 参考文献

- (1)宮原啓、他、月探査における着陸衝撃吸収機構の研究、第 49 回宇宙科学技術連合講演会, 2005
- (2)Y.Hamada, et al, "Feasibility Study for Precise Lunar Landing via Monte Carlo Simulation", 15<sup>th</sup> WS on Astrodynamics and Flight Mechanics, ISAS/JAXA, 2005
- (3)片山保宏、他、画像の高解像度化による障害物検知、第 49 回宇宙科学技術連合講演会, 2005
- (4)K.Matsumoto, et al, "Probabilistic Obstacle Avoidance Strategy for Safe and Soft Moon Landing", 14<sup>th</sup> WS on Astrodynamics and Flight Mechanics, ISAS/JAXA, 2004
- (5)S.Wakabayashi, et al, "Design and Mobility Evaluation of a Crawler-Type Lunar Vehicle", Earth and Space 2006, Houston, 2006.3
- (6)四宮康雄、他、月面夜間保温に向けた極低温環境試験と熱解析、第 49 回宇宙科学技術連合講演会, 2004
- (7)K.Matsumoto, et al, "Night Survival and Long Stay for Japanese Moon Landing", IAC-04-IAA.3.6.2.10, 2004