

# 特集：MELOS火星複合探査の科学検討 MELOSのミッション検討と工学的チャレンジ

久保田 孝<sup>1</sup>, 尾川 順子<sup>1</sup>, 藤田 和央<sup>1</sup>, 大山 聖<sup>1</sup>, 藤井 孝蔵<sup>1</sup>

2009年4月20日受領, 2009年5月8日受理.

(要旨) 火星複合探査(MELOS)ミッションにおいて, 複数の周回機と着陸機を用いた革新的な科学観測を実現するため, 数々の工学的なチャレンジが必要になる. 本稿では, それらの概要を紹介する.

## 1. はじめに

火星複合探査ワーキンググループでは現在, 2018年頃の打上げを目指して, 大型の火星探査ミッションの検討[1]を進めている. 複数の周回機(オービタ)と着陸機(ランダ)が有機的に協調することにより, 従来の火星探査から一歩進めた複合科学を実現することをめざしている. そのためには, 「のぞみ」「はやぶさ」「かぐや」「PLANET-C」などで獲得された知見や技術を駆使し, さらに新しい技術開発を行う必要がある.

表1に技術的なチャレンジ項目を示す. 本稿では, 主要な技術の概要と課題について紹介する.

表1 火星複合探査におけるチャレンジ技術

軌道制御	・複数オービタとランダの軌道設計及び制御
大気抵抗を利用した火星軌道投入技術	・高精度軌道決定 ・エアロブレーキ ・エアロキャプチャ
エントリ技術	・エアロアシスト ・パラシュート展開減速
着陸航法誘導	・ピンポイント着陸 ・航法センサ・着陸脚
表面探査	・自律型移動探査ロボット ・サンプル採取
空中探査	・飛行技術

## 2. ミッション検討概要

火星探査機の軌道計画案[2]としては, 例えば2018年打上げの場合, 太陽を半周して火星到着は約7ヶ

月後となる. 打ち上げ手段としてH-IIAロケットを想定し, 2機のオービタと複数のランダを一度に打ち上げ, 火星周回軌道にも同時に投入することを考えている. 初期周回軌道に投入された後は順にオービタやランダの切離しが行われ, 最終的にオービタはそれぞれのミッションに適した軌道に入り, ランダは目標地点に降下, 着陸する.

オービタとしては, 金星探査機PLANET-Cタイプの3軸安定衛星である気象オービタと, 火星探査機「のぞみ」タイプのスピン衛星である大気散逸オービタの2機構成をベースとして検討が行われている. 軌道投入・変換は大気散逸オービタの大型スラストが受け持つ. ランダはロケットの打上げ能力に応じて1~3機を想定しており, 小惑星探査機「はやぶさ」の大気再突入技術や次期月探査機SELENE-2のピンポイント着陸航法誘導技術, 地表移動体技術などを最大限に活用していく.

オービタの軌道設計および制御はMELOSの主要な工学的チャレンジの一つである. 気象オービタは火星の全球観測を行うため, 少なくとも遠火点付近からは火星全体を一望できるような軌道に入らなければならない. 一方, 高層大気の散逸プロセスを追う大気散逸オービタでは大気すれすれの低周回軌道が要求される. そして火星複合探査の本質的目標の一つが, 大気散逸オービタの「その場観測」領域を気象オービタからも同時にグローバル観測することによる, 大気散逸の総合的理解である. この連携観測では, 図1に示すように両オービタの軌道面が直交し, かつその構成がミッション期間中は維持される必要がある. MELOSミッ

1. 宇宙航空研究開発機構  
kubota@isas.jaxa.jp

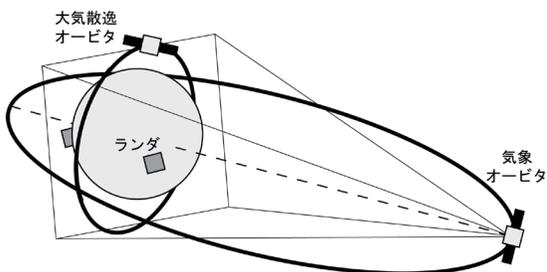


図1：二機のオービタと複数のランダによる複合探査

ションでは、軌道を乱す要因となる火星重力の摂動や火星大気抵抗などを逆に積極的に利用することで、いかに推進剤の消費を抑えつつ、目的の軌道へと遷移させてゆくかが工夫のしどころである。またオービタの軌道はランダの着陸地点とも密接に関連してくるため、オービタ・ランダ双方を考慮し、理学的成果を最大化するような解を探る必要がある。

### 3. 空力誘導・軌道マヌーバ技術

探査機を火星周回軌道に投入するためには探査機を減速しなければならない。例えば無限遠接近速度が3.8km/sの探査機を近火点高度150km、遠火点高度3,000kmの楕円軌道に投入する場合、比推力310秒のロケットモータを用いると、軌道投入に必要な推進系重量は探査機全重量の60%となり、ペイロード重量比は40%以下に制約される。ペイロード重量比を増加させるためには、軌道投入や軌道マヌーバに必要な減速 $\Delta V$ を空気力によって実現すればよい。

エアロブレーキは、近火点付近において上層大気をかすめるように探査機を飛行させて空気力により減速し、遠火点高度を徐々に下げる手法である。我が国も既に「ひてん」で地球大気での実験に成功しているほか、米欧の火星探査では既に利用されており、それほど高度な技術ではない[3]。上の例で、最初にロケットモータで探査機を近火点高度150km、遠火点高度 $7R_m$  ( $R_m$ は火星半径)の楕円軌道に投入し、近火点高度を下げてエアロブレーキを用い最終軌道までマヌーバさせると、ペイロード重量比を50%程度まで増加させることができる。エアロブレーキでは大気密度の高い領域を飛行させれば1周あたり得られる減速 $\Delta V$ は大きくなるが、それに応じて空力加熱が増加するた

め、近火点高度の下限は探査機の耐熱性能によって決まり、100km程度となる。この場合1周回で得られる減速 $\Delta V$ は数m/sであり、減速 $\Delta V$ の大きな軌道マヌーバを行うためには長期間を要することになる。

軌道投入時間を大幅に短縮するためには、探査機を惑星間軌道から大気圏深く進入させ、軌道投入に必要な減速 $\Delta V$ を一度に得ればよい。これがエアロキャプチャである。この方法では軌道投入に必要な推進系重量は劇的に低減される一方、過酷な空力加熱から機体を防御するための熱防御システムが必要となる。また、大気密度は高度とともに指数関数的に変化すると同時に、気象条件、季節、経緯度によっても大きく変化する。そのため、必要な減速 $\Delta V$ を正確に得るためには、大気突入時の飛行経路角を高精度で設定するとともに、大気密度の変動に対しても正確に機体を誘導できる自律的誘導システム(空力誘導システム)を備える必要がある。図2はこのような要求を実現する空力誘導システムの一例(想像図)であり、超軽量アプレータを用いてペイロード重量比60%を実現する。しかし軌道投入成功率99.9%を実現するためには、大気突入時の軌道決定精度を $\pm 5$ km以下とする必要があり、今後いかにして軌道決定精度を向上させるかが鍵となる。

上記の空力誘導技術は大気突入システムに共通の技術であり、ランダのキャリアとして用いる大気突入カプセルに応用すれば、着地点分散を最小化し、地学的に特徴的な地点へランダを着陸させることが可能となる。またエアロキャプチャ技術の応用として、高弾道係数を有する探査機を高度35~40kmまで進入させダストや大気サンプルを採取し地球に帰還させるという、無着陸サンプルリターン機も提案されている。机上検

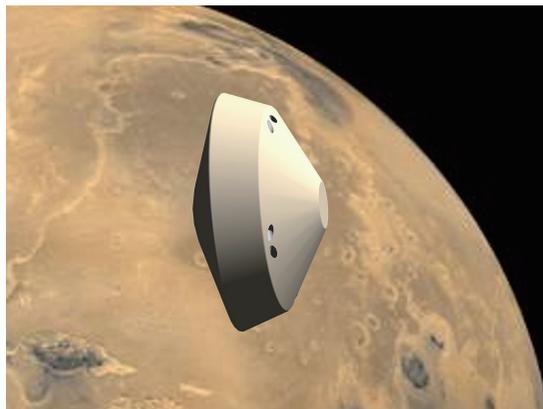


図2：空力誘導システムを備えた大気突入システム

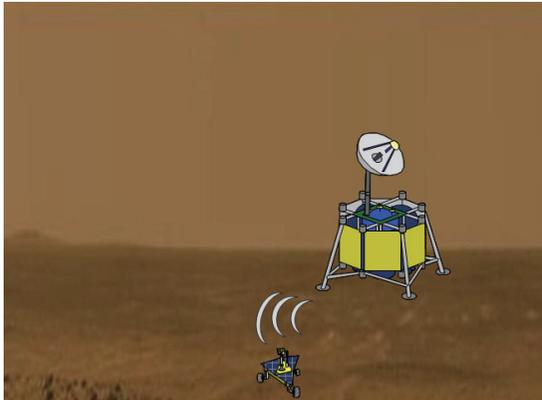


図3： 探査ロボットによる火星表面探査

討では既にその実現性が実証されており、現在その実現に向けて具体的なシステム検討が進められている。

#### 4. 着陸表面探査技術

着陸機による直接表面探査は、着陸機周辺および上空の気象変動を観測できるだけでなく、火星表面および内部の詳細な科学観測を可能にする。そのため、着陸探査[4]では、空中探査、表面探査、地中探査を効率よく行うことが期待できる。

空中探査では、着陸機からアームやテザーなどを用いて観測機器を伸展や展開をすることにより、周辺および上空の観測を行うことができる。また超小型のプローブを放出し、浮上タイプのプローブを用いることにより、高い高度の観測や崖などの観測ができる可能性がある。飛行探査については次節で詳細に述べる。

表面探査では、着陸機から長いアームを用いてサンプル採取を行い、地質探査を行ったり、着陸機周辺に地震計や熱量計を埋め込んで、内部探査を行うこともできる。さらに、図3に示すように、移動型探査ロボットを搭載すれば、着陸機近傍だけではなく、広範囲の表面探査が可能になる。探査ロボットに、ロボットアームと観測機器を搭載し、分析すべきサンプルを選定後、サンプルを収集し、着陸機に戻る。着陸機搭載の科学観測装置を用いて、サンプルの化学組成、鉱物組成などの詳細な分析が行われる。これにより「観たいものを観る」ことが可能となる。

地中探査では、地中レーダによる探査や着陸機による探査以外に、移動ロボットが小型掘削プローブを搭

表2： 各方式の長所と短所

	長所	短所
固定翼機	<ul style="list-style-type: none"> <li>・(地球上では)技術的に成熟</li> <li>・航続距離が大きい(数百km)</li> <li>・自動制御が比較的容易</li> <li>・大型化は比較的容易</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・離着陸が困難</li> <li>・静止観測(ホバリング)難しい</li> </ul>
回転翼機	<ul style="list-style-type: none"> <li>・(地球上では)技術的に成熟</li> <li>・離着陸容易</li> <li>・静止観測(ホバリング)可能</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・火星(低レイノルズ数)では効率低い</li> <li>・大型化が難しい(翼端マッハ数が超音速になりやすい)</li> <li>・航続距離が小さい(数十km)</li> <li>・自動制御が比較的難しい</li> </ul>
はばたき機	<ul style="list-style-type: none"> <li>・離着陸容易</li> <li>・静止観測(ホバリング)可能</li> <li>・火星(低レイノルズ数)では回転翼機より効率高い</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・技術的に未熟</li> <li>・航続距離が小さい(数十km)</li> <li>・自動制御が難しい</li> <li>・大型化が難しい</li> </ul>
気球	<ul style="list-style-type: none"> <li>・(地球上では)技術的に成熟</li> <li>・航続距離が大きい</li> <li>・自動制御は容易</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・狙った場所に行くことが難しい</li> <li>・自動インフレーションが難しい</li> <li>・離着陸が困難</li> <li>・静止観測難しい</li> </ul>

載し、いくつかの地点に地震計や熱流量計を埋め込み、ネットワーク探査を行うことも検討中である。現在、モグラタイプの掘削推進ロボット[4]を開発中である。

#### 5. 火星飛行探査

広範囲にわたって高解像度の画像情報やサンプルを得ることができる航空機を利用した探査は、火星科学観測に革新をもたらす可能性がある。これまで、固定翼機、回転翼機、羽ばたき機、気球などの手段が米国や日本などで検討されてきたが、いずれの場合も地球上の1/100程度しかない大気密度が主要因となり、その実現には大きな困難を伴う。それぞれの利点・欠点を表2に整理する。

現在、我々のグループではMELOSミッションに向けて、総重量1kg程度の固定翼機による工学試験飛行の実現可能性について検討を始めたところである。固定翼機[5]は前出の4つのタイプの中でもっとも技術的な実現性が高く、また、将来の探査での大型化も比較的容易であると考えられる。実現までには空力、推進、制御・誘導、電源、構造などさまざまな課題があるが、研究会を立ち上げ広く意見を集め、MELOSミッションでの実現を目指している。

#### 6. おわりに

MELOSミッションで検討している新たなチャレンジ技術として、軌道制御技術、空力誘導技術、表面探

査技術，飛行探査技術についてその概要と課題を述べた。日本がいままでに培ってきた月惑星探査技術を生かし，さらに新たに技術チャレンジを行うことにより，火星探査に革新をもたらすことになるであろう。

## 参考文献

- [1] 佐藤，2009, 遊・星・人 18, 41
- [2] Ogawa, N. et al., 2009, 27th ISTS (to be presented)
- [3] Smith, J. C. and Bell, J., 2005, Journal of Spacecraft and Rockets 42, 406
- [4] Kubota, T. et al., 2008, 26th ISTS, 2008-d-04
- [5] 大山ほか, 2005, 日本機械学会流体工学部門講演会公演論文集, G405