416 マイクロローバーを搭載した火星探査機の概念設計 Conceptual Design of Mars Probe with Micro Rover

○ 増田 紀昭 (北大院) 正 戸谷 剛 (北大工)
正 永田 晴紀 (北大工) 正 工藤 勲 (北大工)

Noriaki MASUDA¹, Tsuyoshi TOTANI²,
Harunori NAGATA² and Isao KUDO²

1: Graduate School of Engineering, Hokkaido University
Kita 13 Nishi 8, Sapporo 060-8628, Japan

2: Department of Mechanical Science, Hokkaido University
Kita 13 Nishi 8, Sapporo 060-8628, Japan

Key Words: Space Equipment, Mars, Rover, Re-entry

1. 研究背景と目的

旧ソ連のSputnik 1号が初めて地球を周回する人工衛星となって以来、現在まで多数の衛星・探査機が打ち上げられている。特に火星には1975年に打ち上げられたViking, 1996年に打ち上げられたMars Global SurveyorやMars Pathfinderなどを含む多数の探査機が打ち上げられている。他、将来は有人での火星探査も想定されており、依然として、火星に対する関心は高いといえる。火星は、過去の探査によって、30~40億年前、現在よりもはるかに温暖で、その表層付近には大量の水が存在していたと考えられている。他の地層はNoachian, Hesperian, Amazonianと呼ばれる3種の時代に大別されると考えられており、各々の地域の推定年齢が決定されている。しかし、近年打ち上げられた火星探査機Mars Global Surveyorによって得られたデータにより、これら推定年齢の正誤性に対する疑問が投げ掛けられている。そのため、本研究では火星の地質学的年代をより正確に調査することを目的とし、断層地帯を側面から観測するためのマイクロローバーおよび、そのオービターの設計を行っている。

2. 打ち上げ日時

火星探査機の打ち上げに適した時期は約780日に一度訪れることがこれまでの研究によって知られている⁽²⁾。したがって、これらの条件と開発・製作期間を考慮し、本探査機の打ち上げ日時は2007年9月17日、到着日時は2008年4月4日、飛行時間は約200日と設定する。

3. 突入カプセル火星 Re-entry

3.1 Re-entry 軌道

先に述べたとおり、本探査機は地上での探査のためのマイクロローバーを搭載している。よって、火星周回軌道への到達後、ローバーを搭載した突入カプセルを火星表面へ着陸させるため、火星大気圏内にRe-entryさせる必要がある。図1, 図2に突入カプセルのRe-entry軌道を示す⁽³⁾⁽⁴⁾。なおこれらは、高度300kmの軌道を周回するオービターから、推進剤により0.1km/sの減速を与えられた突入カプセルが、火星表面に到達するまでにとる軌道を示している。

3.2 着地点誤差

地球において、その大気密度は、時間帯によって最大約50%のずれが生じることが知られている。火星においても、地球と同様、時間帯による密度のずれが生じることは十分に想定される。そのため、地球の場合と同様、火星の大気密度に最大約50%のずれが生じるものと仮定し、軌道計算を行った。その結果を図3に示す。

この結果より、密度が最も大きい場合と、小さい場合とでは、着地点に約80kmの誤差が生じることがわかる。

図1. 突入カプセルの高度および速度の時間に対する変化

図2. 突入カプセルの水平飛行距離と高度の関係

図3. 異なる大気密度での水平飛行距離と高度の関係

3.3 突入時の熱制御

大気圏突入時、突入カプセルは大気との摩擦により多大な熱を生じるため、熱制御が必要不可欠である。よって、突入カプセルには安価であるアブレーション材による熱制御を行うものとする。

アブレーション材は半無限固体であると想定し、その表面は一定の熱流速 q_0 を受け、これによって融解・蒸発したアブレーション材は表面から即座に剥離するものと仮定する。したがって、固体表面は常に露出しており、固体表面温度が、融解(または蒸発)温度 θ_m に等しいとすれば、一次元熱伝導問題に理想化することが可能である。以上の条件の下において、空力加熱量 q_0 、アブレーション速度 u_a 、アブレーション材厚さ δ は以下の式で与えられる⁽⁵⁾。

$$q_0 = 1.84 \times 10^4 V^3 \sqrt{\frac{\rho}{r}} \quad \dots(1)$$

$$u_a = \frac{q_0}{\rho L \left[1 + \frac{c(\theta_m - \theta_\infty)}{L} \right]} \quad \dots(2)$$

$$\delta = u_a \Delta t \quad \dots(3)$$

本研究では、アブレーション材として有能とされている、フェノール樹脂およびグラファイトの両面から計算を行った。その結果を表 1 に示す。なお、各材料の物性値は参考文献^{(5),(6)}の値を用いた。

表 1 から、グラファイトはフェノール樹脂に比べ、アブレーション材として有効であることがわかる。したがって、本突入カプセルにはアブレーション材としてグラファイトを採用することにした。

表 1. 異なる材料での要求アブレーション材厚さ

材質	要求アブレーション材厚さ [mm]
フェノール樹脂	29.73
グラファイト	2.21

4. システムデザイン

4.1 探査機概要

本探査機は、H・II A2022 での打ち上げを前提としている。そのサイズは約 (H) 4.4 m × (W) 1.5 m × (D) 1.5 m である。本探査機の主要緒元を表 2 に、搭載している観測機器を表 3 に示す。表 2 に示してあるとおり、本探査機は地球周回軌道脱出時には Solid Motor による軌道変換を行う。その後、Solid Motor 部は切り離され、火星周回軌道への投入は Bipropellant Engine により行うこととする。

4.2 姿勢制御系の設計

本探査機は、突入カプセルとの分離の際などに複雑な姿勢変更を行い、高い精度の姿勢制御が要求される。そのため姿勢制御方式としてはゼロモーメント方式の三軸制御 (Three-axis stabilization) を採用している。

4.3 構造設計

本探査機の構造設計には 3 次元 CAD ソフトである Pro/ENGINEER を、強度解析には解析ソフトである Pro/MECHANICA を用いた。

4.4 ローバー概要

本探査機に搭載するローバーの概念図を図 4 に示す。ローバーサイズは太陽電池パネル展開時で、約 (H) 0.85 m × (W)

1.5 m × (D) 0.7 m である。本ローバーは凹凸が激しいと考えられる断層地帯を探索するため、カタピラによる走行を行うこととする。

表 2. 探査機の主要緒元

探査機形状	箱型	
探査機重量	1.6 × 10 ³ kg	
軌道変換用スラスター	地球周回軌道脱出時 Solid Motor (PBAN/AL/AP)	火星周回軌道投入時 Bipropellant Engine (N ₂ O ₄ /MMH)
姿勢制御方式	三軸制御(ゼロ・モーメント方式)	
ランチャー	H・II A2022	

表 3. 観測機器

Orbiter	Rover
熱放射分光計	小型熱放射分光計
高解像度 3 次元撮像カラーイメージャー	小型ナビゲーションカメラ
	レーザー距離測定器

図 4. ローバー概念図

5. 結論

- (1) 着地点誤差について
時間帯による密度のずれにより着地点に比較的大きなずれが生じることが明らかになった。そのため、降下中に高圧ガスなどの推進剤を噴射するなどの能動的な措置をとる必要があり、更なる検討が必要であると考えられる。
- (2) アブレーション材厚さについて
本突入カプセルは極少量のアブレーション材を用いるだけで、火星大気への Re-entry が可能であることが明らかとなった。

参考文献

(1) 河島信樹・小池淳平, 図解－火星探査, PHP 研究所 (1997)
(2) Charles D. Brown, Spacecraft Mission Design Second Edition, AIAA, 1988
(3) Wilbur L. Hankey, Re-Entry Aerodynamics, AIAA, 1988
(4) John D. Anderson, Jr., Introduction to Flight Fourth Edition, Mc Graw Hill, 2000
(5) 西川兼康・藤田恭伸, 伝熱学, 理工学社, 1982
(6) 日本機械学会編, 伝熱工学資料 改訂 4 版, 1986