

展開柔軟膜構造エアロシェルを用いた火星探査プローブに関する研究

鈴木宏二郎（東大新領域）

実験期間：平成22年8月9日から8月13日、平成23年2月28日から3月3日

一般に惑星表面は、平地や山地、渓谷など様々な様相を持っており、大型で高性能の探査機をピンポイントで1機だけ着陸させるだけでは、その全体像を把握することは難しい。限られた探査機重量の中での解決策として、小型の探査機を多数分散させて着陸させることができると考えられる。子機が十分なL/Dを持っていれば、異なるバンク角で旋回飛行させることで、母船からの1度の切り離しで、着陸点を分散させることができる。一方、展開型膜面エアロシェルは、母機内ではコンパクトに折り畳んで収納ができる、大気圏突入時には軽量大面積のエアロシェルを展開して低弾道係数飛行が可能となるため、空力加熱とその熱防御システム重量が大幅に低減される。ここでは、膜面エアロシェルを分散型着陸探査機に適用することを考え、高いL/Dを得る形態を検討するため極超音速風洞実験を行った。模型は650°Cの耐熱温度を持つZylon®布と金属製円形フレームで製作した。図1は、ベースとなる軸対称円錐台フレア形の模型、図2は中心の本体部を膜面中心からオフセットさせて装着した模型、図3はさらに本体部先端にスパイクを取り付けて抵抗軽減によるL/D向上を目指した模型の例である。空気力測定の結果、図1では最大L/Dが高々0.1程度であったものが、図2では0.4、図3では0.6と上昇することを確認した。今後は、これらの知見をベースにデザインを洗練させ、L/D=3程度の性能を目指していく。



図1 円錐台フレア型模型



図2 オフセット型



図3 スパイク付きオフセット型

参考文献

1. 鈴木宏二郎, 本間直彦, 展開型膜面エアロシェルを用いた小型惑星探査ランダーについて, 第54回宇宙科学技術連合講演会, 1J06, 静岡, 2010年11月.
2. Suzuki, K., "Application of Deployable Membrane Aerobase to Small Planetary Entry Probes Covering a Wide Range of Landing Site," 28th ISTS, Okinawa, 2011-e-48, June 2011. (発表予定)