# 火星エアロキャプチャ衛星のエアロシェル分離試験

鈴木宏二郎（東大新領域）

実験期間：平成２８年５月１８日および９月１３日

---

惑星間軌道から直接、惑星大気圏に探査機を突入させ、大気抵抗でΔV を得るエアロキャプチャは、搭載燃料重量を大幅に削減し、超小型衛星による探査を可能にする技術として期待される。ここでは、空気ブレーキとして展開式膜面エアロシェルの利用を考える。膜面エアロシェルはパラシュートのように飛行中の後方投棄が可能であり、必要な減速を得たタイミングで切り離しを行う（Drag Modulation）ことで軌道制御性が生まれ、ミッションの成功率を上げることができる。これが機能することを検証するため、極超音速風洞での分離模擬実験を行った。

図１に実験模型を示す。衛星本体部は直径 5mm の円柱に半球頭部を取り付けたもので表現され、Zylon®製のエアロシェルは最大直径 29mm の金属リングと内径 6mm のアルミパイプを枠にして支持されている。実験前に本体とパイプは瞬間接着剤で固定される。模型が気流中に置かれ、空力加熱によって温度が上がると、接着剤が融けて分離が行われる。図２に実験中の空気抵抗、T0、P0 の変化を、図３にエアロシェル分離前後でのシュリーレン写真を示す。分離はほぼ瞬間的に行われ、ステップ的な空気抵抗の減少が実現されている。本結果は、膜面エアロシェルの後方分離方式が、本体とエアロシェル双方の飛行を大きく乱すことがなく実施できるものとして、有望であることを示している。

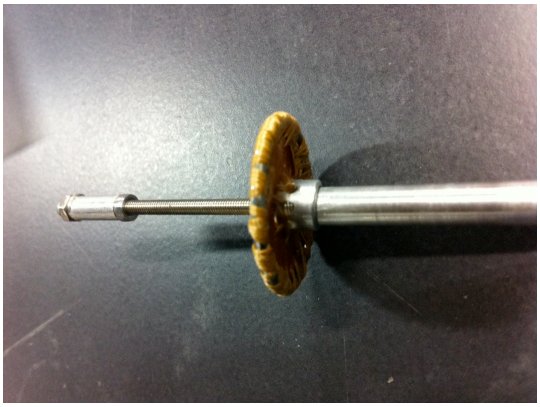

図１　実験模型
（通風前に後方のエアロシェルを前方円筒部に接着）

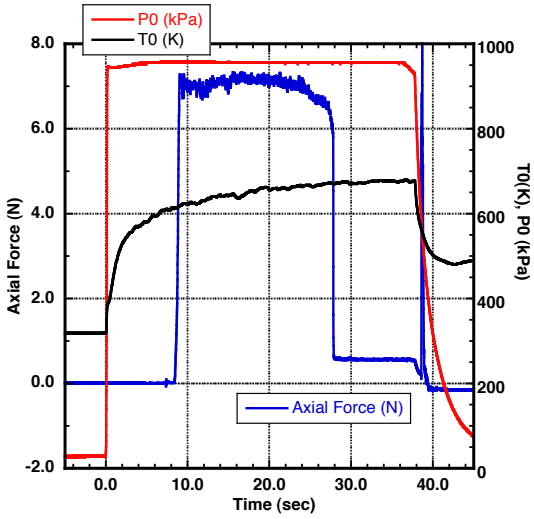


図２　通風中の空気抵抗、P0、T0 の履歴

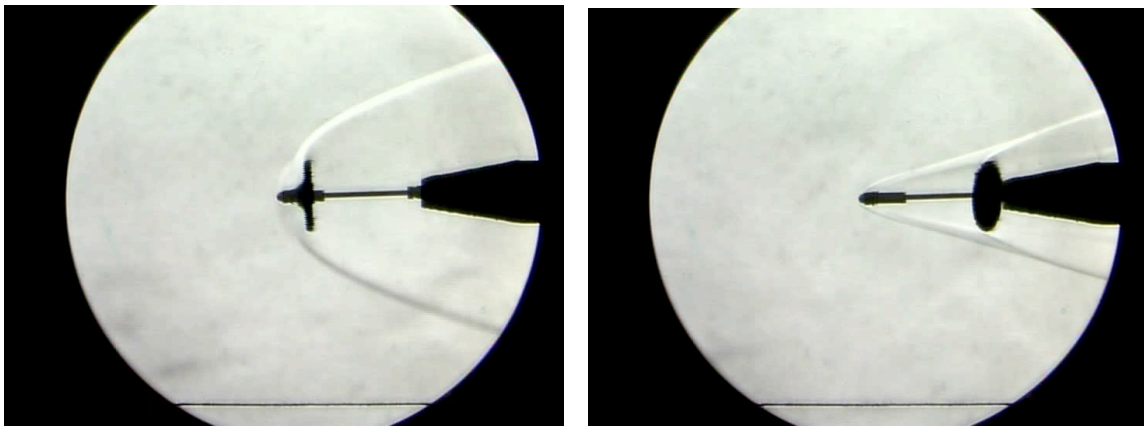

図３シュリーレン写真（左：エアロシェル分離直前、右：エアロシェル分離直後）

参考文献

1. 鈴木 宏二郎, “膜展開エアロシェルを用いた超小型火星エアロキャプチャ/着陸機の熱空力的課題,” 第 60 回宇宙科学技術連合講演会, 函館アリーナ, 4A19, 2016 年 9 月.