

柔軟膜構造極超音速機の空力特性に関する研究

鈴木宏二郎（東大新領域）

実験期間：平成20年8月18日から8月19日

惑星周回軌道に探査機を投入する際に、大気圏に機体を突入させることで得られる空気力を利用するエアロキャプチャ技術は、必要なロケット燃料を大幅に節約できるため、将来の惑星探査の低コスト化に寄与するものと期待される。しかし、その実現には、空力加熱防御シールドの重量や極めて狭い大気突入ウィンドウ、など様々な課題がある。それらを解決する方法として膜構造エアロシエルを採用による低弾道係数大気圏飛行が有望と考え、そのような機体について風洞実験を行った。弾道係数を下げることで、大気圏飛行高度が高くなり、空力加熱が大幅に低減される。さらに、膜面エアロシエルに揚力発生機能を持たせることで、大気圏突入経路角の範囲を大幅に広げ、軌道制御の精度要求を緩和し、エアロキャプチャの成功率向上が期待される。

そこで、図1に示すように円形フレームを組み合わせて、それに膜面を張ったデルタ形状飛行体をデザインし、模型を製作してマッハ7にて実験を行った。その結果、機体は空気力と空力加熱に耐えることができ、かつ、図2に示すように、約3の最大揚抗比が得られることがわかった。

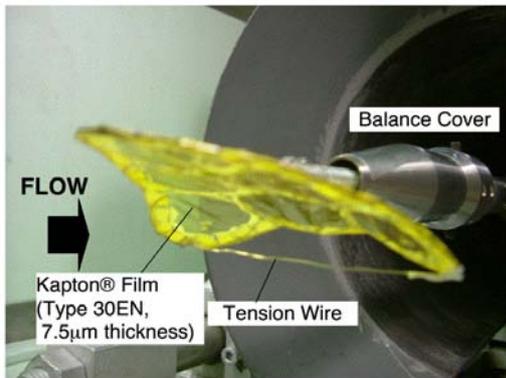


図1 風洞測定部における膜面揚力飛行体模型 (通風前の様子)

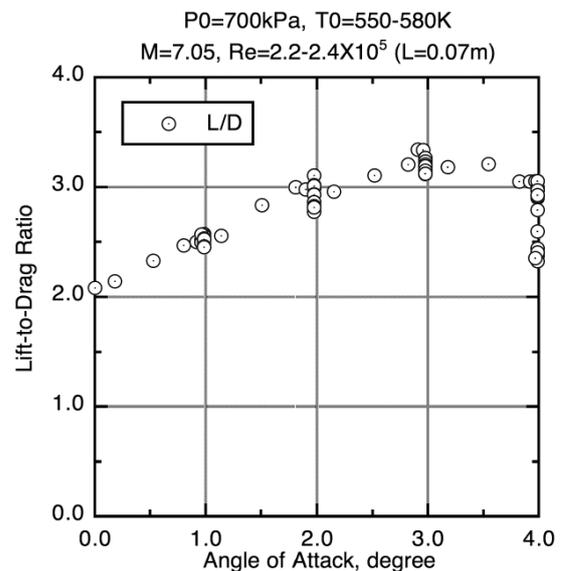


図2 揚抗比と迎角の関係

参考文献：鈴木宏二郎，“エアロキャプチャ衛星における膜構造低弾道係数飛行体の適用について,” 第52回宇宙科学技術連合講演会講演集 CD-ROM, 1E14, 淡路, 2008年11月.