

無着陸サンプルリターンエアロシエルの空力係数取得試験

高柳大樹, 鈴木俊之, 藤田和央 (JAXA 未踏技術研究センター)

実験期間: 平成21年8月24日から9月1日

現在 JAXA が中心として検討している次期火星探査ミッション, MELOS, の1候補として提案されているエアロキャプチャ技術を応用した無着陸サンプルリターンエアロシエルの空力係数取得するために, Fig.1 に示すような半頂角 15, 20, 25 度, 半径 9.3mm, 底面半径 20mm の3つのタイプの鈍頭円錐体模型を制作し, 極超音速気流中 (東大柏極超音速風洞, マッハ7を利用) にて6分力計測を行った. Fig.2 はその際のシュリーレン画像, Fig.3 に揚抗比, 弾道係数の結果を示す. Fig.3 には CFD と修正ニュートン法それぞれから求めた計算結果も併せて示した. この結果, 揚抗比, 弾道係数ともに 15% 程度の差異で評価することができた.

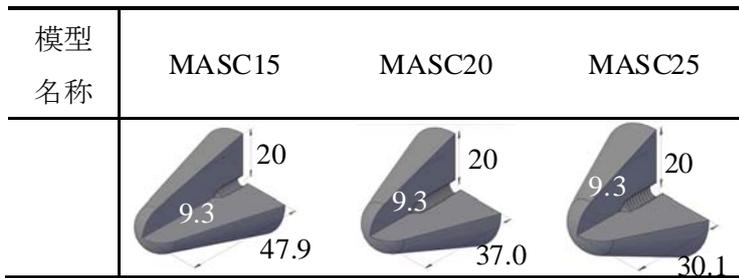


Fig.1 Schematic of wind tunnel model



Fig.2 Schlieren photograph

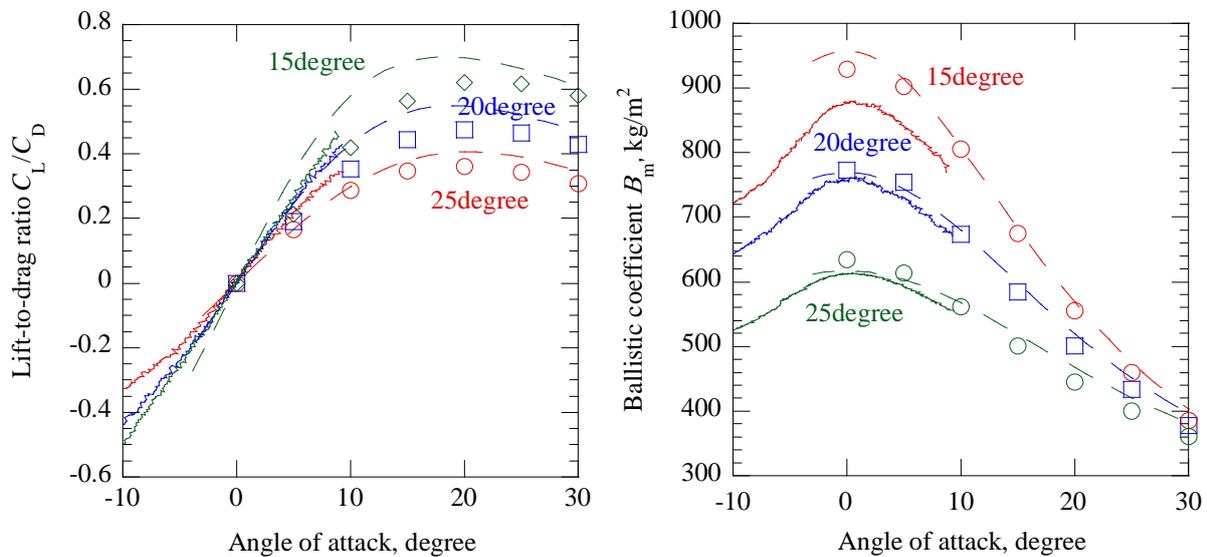


Fig.3 Lift-to-drag ratio (left) and Ballistic coefficient (right); solid lines show experimental results, points do CFD ones, and dotted lines do the ones by modified Newtonian theory.

参考文献

- 高柳大樹, 鈴木俊之, 藤田和央, 無着陸サンプルリターン用エアロシエルの空力特性, 第53回宇宙科学技術連合講演会, 講演集 1G13
- Takayanagi, H., Suzuki, T., and Fujita, K., Feasibility Assessment of Nonstop Mars Sample Return System, 48th AIAA Aerospace and Science Meeting, AIAA-2010-627