

火星探査機のエアロシェル空力データベース開発に向けて

藤田和央, 小澤宇志, 高柳大樹, 松山新吾, 滝沢直美
宇宙航空研究開発機構

Toward Development of Aerodynamic Database for Mars Exploration Aeroshell

by

Kazuhisa Fujita, Takashi Ozawa, Hiroki Takayanagi, Shingo Matsuyama, and Naomi Takizawa

ABSTRACT

Comprehensive challenges toward development of aerodynamic database for Mars exploration aeroshell are overviewed. Direct Simulation Monte-Carlo (DSMC) computations of rarefied flows around the Martian entry system and direct force measurements of the model in the hypersonic rarefied wind-tunnel are conducted to determine the rarefied aerodynamics of the aeroshell. Hypersonic, supersonic, and transonic aerodynamic performance of the aeroshell are investigated by corresponding wind-tunnel tests, with the aid of computational-fluid-dynamic (CFD) computations. Investigations on the front aeroshell separation dynamics are conducted as well.

1. はじめに

現在 JAXA では、2020 年代の火星地表面探査を目指した検討が進められている¹⁾。モデルミッションとして想定するシナリオでは、図 1 に示すように、惑星間軌道より火星大気圏へ大気突入モジュールを直接突入させ、定点着陸のために揚力カプセルを用いた空力誘導を行った後、飛行マッハ数 2 前後でパラシュートを分離して軸対象特性へ回復させ、マッハ 1.7 前後でパラシュートを放出して減速し、マッハ 0.6 前後で前面エアロシェルを分離する。

このような複雑な空力イベントを経て着陸を成功させるためには、高高度の希薄流領域から連続領域までの、また極超音速領域から遷音速領域までの、非常に広範囲の流れ場中におけるエアロシェルの空力特性を把握する必要がある。JAXA では、すべての飛行領域をカバーするエアロシェル空力データベースの開発を進めており、本稿では開発の現状を紹介する。

2. 希薄空力特性

エアロシェルの希薄空力特性を定量化する一般的な手法は、エアロシェル周りの流れ場を DSMC 解析によって

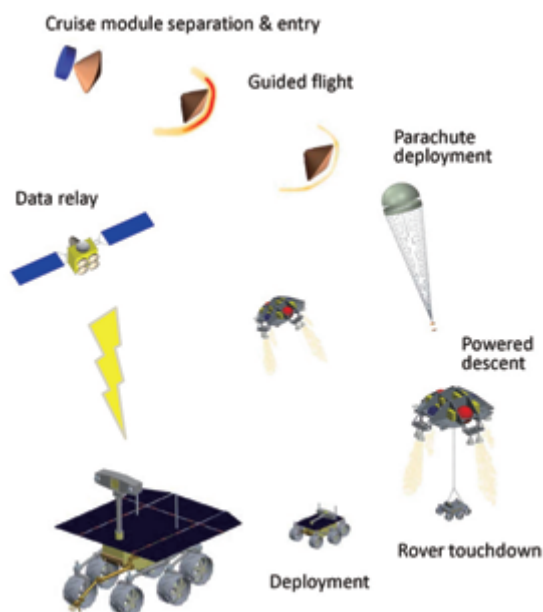


図 1 火星探査モデルミッションのシナリオ。

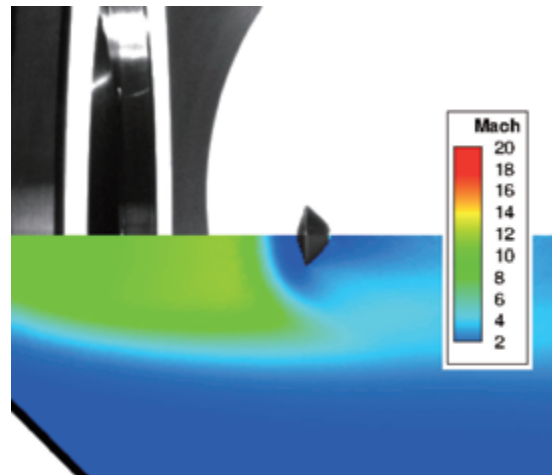


図 2 DSMC 解析を併用した HRWT における希薄空力特性の直接計測

計算し、エアロシェルが受ける空気力を時間平均積分する方法であり、本研究でもこの方法を用いている。しかし希薄空力特性の解析においては、エアロシェル表面の適合係数 (accommodation factor) の不確実性を除去することが困難であり、これが空力係数の不確実性として生じる。これを除去する試みとして、JAXA では極超音速希薄風洞 (HRWT) を開発し²⁾、風洞模型を用いた空気力の直接計測を行っている。図 2 は、希薄風洞中に懸垂したエアロシェル模型の変位計測の様子であり、DSMC 連成解析によって風洞試験を再現した結果と比較している。この結果として適合係数を定量化し、希薄空力係数の不確実性を大幅に低減することが可能となっている。

3. 風洞試験による空力特性の定量化

極超音速領域、超音速領域、遷音速領域の広範囲にわたるエアロシェル空力特性は、JAXA 調布航空宇宙センタの極超音速風洞 HWT、超音速風洞 SWT、遷音速風洞 TWT を用いて計測されている。高マッハ数領域 ($M > 2$) では空力誘導のため揚力飛行を行うため、 15° の曲がりスティングと内装天秤を用いた手法を用いている (図 3)。このようにして計測された軸力計数の例を図 4 に示す。また、図 5 に示すような、分離形態を模擬した模型を用いて、フォアボディエアロシェル分離時の空力干渉特性の計測を行っている。

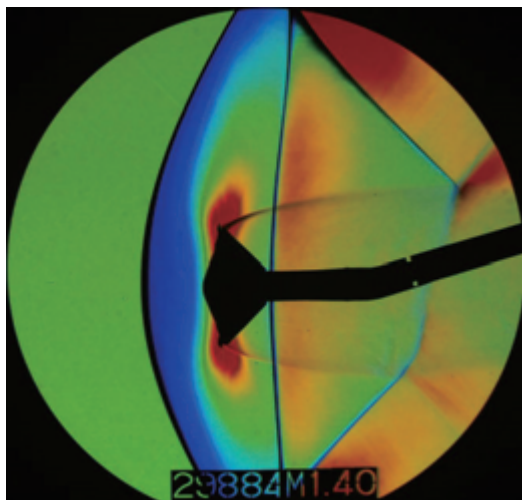


図3 M=1.4におけるシュリーレン写真。

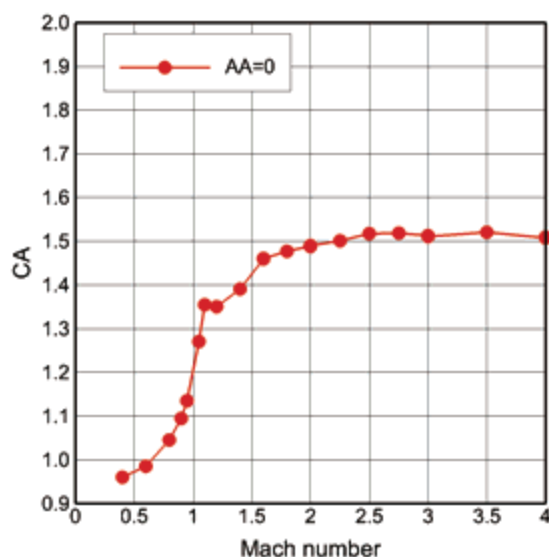


図4 軸力計数のマッハ数依存性（風洞試験結果）。

風洞試験から理解されたことは、遷音速から超音速領域においてカプセルの空力特性を正確に求めることの難しさである。図3に示すように、超音速風洞において、エアロシェルが生成するバウショックが壁面で反射してカプセルのウェーク領域へ影響を与え、適切な空力特性が得られない事象が、低マッハ数域において観測された。この領域については、遷音速風洞の結果と連続的に接続するように、試験ケースを適切に選択する必要がある。壁面からの衝撃波反射の影響のみならず、スティングの存在による影響はかなり大きく、また遷音速風洞においては天秤の熱ドリフトの影響も無視できないことが分かった。

4. CFD

風洞試験の課題を解決するには、CFDのサポートが有効である。CFDにおいては、RANSでは流れ場を全く再現できないことが分かっており、LESを用いた風洞試験対比解析によって、空力係数の真値を推定している³⁾。図6は火星カプセル周りの流れ場をLESによって解析した結果の一例である。しかし、LESにおいても、風洞試験の結果を完全に再現できないなど、まだ課題が多いの

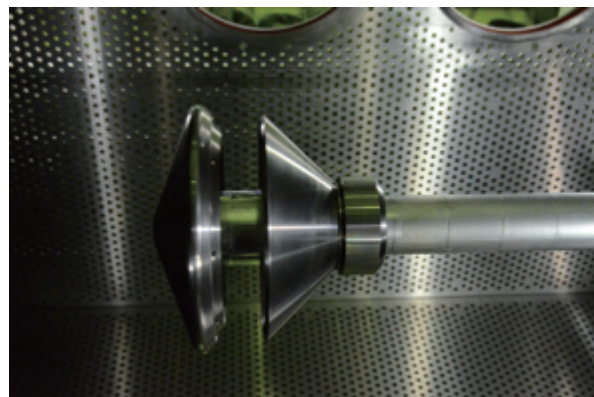


図5 エアロシェル分離を模擬した風洞模型。

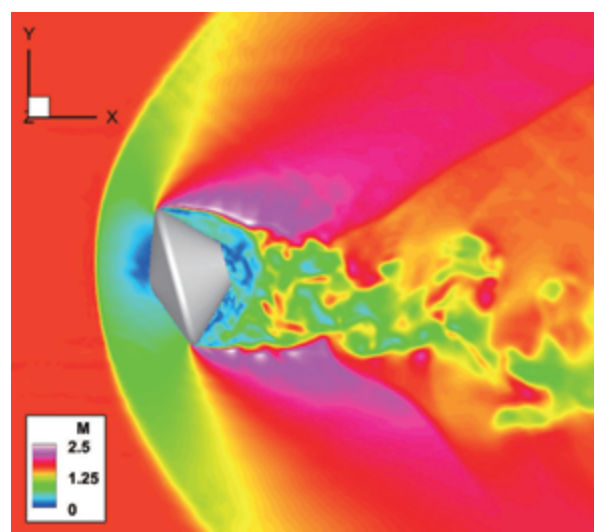


図6 LESによるカプセル周りの流れ場解析結果（主流マッハ数=1.6, マッハ数分布）

が現状である。そこで現在、東北大学のバリスティックレンジを用いた共同研究により、自由飛行条件での流れ場構造の把握（流れの可視化）及び空力係数の間接計測（飛行軌道、姿勢の時間変化を用いる）を検討中である。

またここには紹介できなかったが、CFDは風洞試験結果を火星飛行環境（CO₂大気）へブリッジし、データベースの作成するためのツールとしても利用されている。

5. まとめ

火星探査に用いるエアロシェル空力データベース開発の現状を紹介した。空力データベース開発では、様々な風洞を用いた試験と数値解析を連携させて、不確実性の低減に挑戦している。今後は大学との連携も進め、課題の解決に向けた研究を進めたい。

参考文献

- 1) 藤田和央ほか、「火星着陸技術実証機のシステム設計とサイエンススコープ」、第15回宇宙科学シンポジウム、宇宙科学研究所、平成27年1月。
- 2) 小澤宇志ほか、「希薄（定圧）風洞の紹介」、ながれ33, pp.273-278, 2014。
- 3) 松山新吾ほか、「LESによるsphere-cone形状カプセルの亜音速空力特性の評価」、日本航空宇宙学会第46期年会講演会、東京大学、平成27年4月。