

火星突入カプセルの設計における CFD の適用事例 (その 1) : 極超音速領域での熱空力解析

松山 新吾, 藤田 和央
宇宙航空研究開発機構

CFD Application Examples in Design Studies of a Mars Entry Capsule, Part I: Hypersonic Aerothermodynamics

by
Shingo Matsuyama and Kazuhisa Fujita (JAXA)

ABSTRACT

This paper describes CFD application examples to predict hypersonic aerothermodynamics in design studies of a Mars entry capsule for future Japan's Mars exploration mission. Firstly, two examples of the validation studies for the JAXA's in-house CFD code against experimental measurements are briefly presented. CFD predictions of aeroheating are conducted for the T5 shock tunnel experiment at California Institute of Technology. The CFD results are generally in good agreement with the experimental data and show that the effects of wall catalysis played an important role. Hypersonic flow simulations are conducted for an experimental measurement of RCS jet interactions performed on the JAXA hypersonic wind tunnel facility. By comparing the simulated aerodynamic coefficients with experimental data for jet-on and jet-off cases, fair agreements between the CFD and the experiment are achieved. After the accuracy of simulation is validated, the flowfield data are examined further in detail to understand the interaction mechanism between RCS jets and hypersonic wake flows. The features of the wake flow with the RCS jet injection are very similar to those observed in an under-expanded jet in a supersonic crossflow. Finally, for a preliminary design study of Mars entry capsule, a CFD prediction of aerothermodynamic environment in hypersonic lifting flight is demonstrated along the planned nominal entry trajectory.

1. はじめに

火星は太陽系天体の中でも関心の高い惑星の一つであり、1960 年代から長年にわたり米露により精力的に探査が行われてきた。近年では、欧州・日本・インド・中国・UAE などが火星探査を実施または検討中である。宇宙航空研究開発機構 (JAXA) では、2008 年より国内の大学・研究機関との共同により火星地上探査に向けた検討が行われてきた¹⁻⁵⁾。この中で検討された火星大気圏突入軌道では、マッハ 30 以上で火星大気圏に突入して有迎角での揚力飛行を行い、マッハ 2 付近まで減速した後パラシュートを開傘、亜音速領域でカプセル前面のエアロシェルを分離することを想定している。この大気圏突入飛行を可能にするカプセルの設計を行う上では、極超音速領域での空力加熱環境の評価に加えて、極超音速～超音速～亜音速領域の広範囲な速度領域について空力性能を評価する必要があるが、JAXA では風洞試験と併せて CFD を実施することで各速度領域の空力特性を取得してきた。本稿では CFD により、極超音速領域での空力加熱環境、および、極超音速～超音速～亜音速領域での空力特性を評価した結果を極超音速領域⁶⁻¹²⁾と超音速・亜音速領域で二編に分けて紹介する。

2. カプセル形状

解析の対象としたカプセル幾何形状は、主に、図 1 に示すような半頂角 70° の sphere-cone タイプのカプセルである。この形状は過去に NASA などにより実施された一連の火星探査ミッション¹³⁾において実績がある形状を踏襲しており、Mars Pathfinder や Phoenix などとほぼ同じものである。

3. 数値解析手法

本稿で紹介する解析は JAXA において開発を進めている熱化学非平衡流解析コード JONATHAN¹⁴⁾を用いて行われた。JONATHAN の概要を以下に示す。

- ・2次元、軸対称、および3次元での解析が可能。
- ・対流流束の計算スキームとしては AUSM-DV, AUSM⁺-up, および SLAU スキームが選択可能。
- ・時間積分スキームとして1次陽的 Euler 法, 2~4 段の陽的 Runge-Kutta 法, LU-SGS 法, および DPLR 法が選択可能。また、局所時間刻みとの組み合わせが可能。
- ・化学種として 31 化学種 (H, C, N, O, Ar, H₂, C₂, N₂, O₂, CH, NH, OH, CN, CO, NO, H₂O, C₂H, C₃, CO₂, C₂H₂, e⁻, H⁺, C⁺, N⁺, O⁺, Ar⁺, N₂⁺, O₂⁺, Ar₂⁺, CO⁺, NO⁺) の取扱いが可能。これは、地球、金星、火星大気と CFRP 系アブレータのアブレーション生成物を想定したものである。
- ・2 温度モデル ($T = T_t, T_v = T_{ex} = T_e$) による熱化学非平衡流の解析が可能。3 温度モデル ($T, T_t, T_v = T_{ex} = T_e$) , 4 温度モデル ($T, T_t, T_v, T_{ex} = T_e$) への拡張も可能。
- ・標準的な化学反応として約 90 の化学反応が考慮可能。加えて、外部ファイル読み込みによる任意の反応モデルを選択可能。
- ・輸送係数モデルには、Blottner モデル¹⁵⁾などの基本的なモデルに加え、衝突積分と Gupta の混合則による輸送モデル¹⁶⁾が選択可能。衝突積分などのカーブフィットパラメータは外部ファイルの読み込みにより選択することが可能。

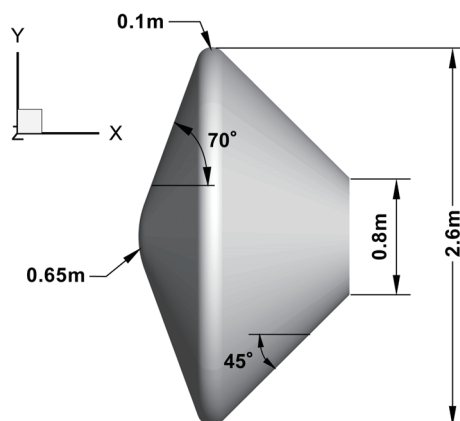


図 1 カプセル幾何形状.

- ・ 輻射エネルギー輸送は SPRADIAN2 を用いた tangent slab 近似により流れ場との連成が可能。
- ・ RANS / LES / DNS による乱流解析が可能。LES・DNS 解析用に 5 次精度までの空間高次精度スキームを実装済み。また RANS モデルとしては Baldwin-Lomax モデル, Spalart-Allmaras モデル, SST モデルが選択可能。
- ・ マルチブロック構造格子に対応。計算格子作成には Gridgen などの格子作成ソフトウェアを使用し, 格子作成ソフトウェア上で設定した境界条件・ブロック間接続に関する情報を外部ファイル経由で読み込み可能。

一部, 現段階では計画中で未実装の機能も挙げてあるが, 以上の概要に示したような機能を持つコードとして整備を行っている。

4. 解析事例

以下, 極超音速領域における熱空力環境を CFD により評価した事例⁶⁻⁹⁾を紹介する。それぞれの解析事例について引用元を参考文献として記載するので, 詳細はそちらも参照していただきたい。

4. 1. 火星大気圏突入環境に対する CFD 空力加熱予測性能の検証⁶⁾

JAXA において開発中の JONATHAN では, 地球大気圏突入環境(空気)の評価に広く用いられる熱化学・輸送係数モデルを採用しているが, それらのモデルが火星大気圏突入環境(CO₂)においても十分な精度を有しているかは, 風洞試験データとの比較により検証をする必要がある。そこで, T5 自由ピストン型衝撃風洞で実施された極超音速加熱試験¹⁷⁾について CFD による予測精度の評価を行った。熱流束の予測値に影響を与える要素として (1) 格子解像度 (2) 輸送係数モデル (3) 触媒壁条件を変更し, 熱流束への影響を評価した。

図 2 に解析例として流れ場の並進温度分布を示す。解析を行った Shot # 2254, Shot # 2257 の試験気流条件を表 1 に示す。迎角の変化によって衝撃波形状が大きく変化するが, どちらのケースでも衝撃波がシャープに捉えられている。

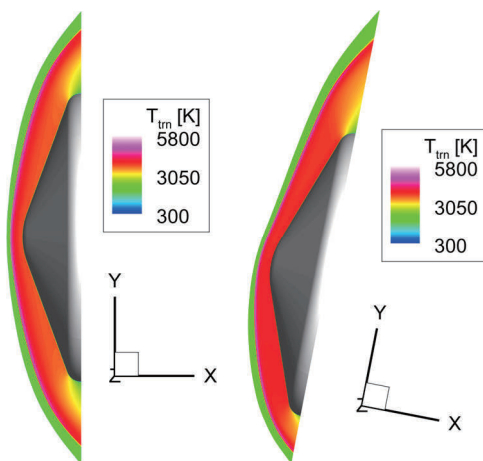


図 2 流れ場の解析例(並進温度), (左) Shot # 2254 (迎角 0°), (右) Shot # 2257 (迎角 11°)⁶⁾。

表 1 試験気流条件¹⁷⁾

Shot #	U_∞ , m/s	ρ_∞ , kg/m ³	T_∞ , K	α , deg.	$Re_\infty \times 10^{-5}$	$c[\text{CO}_2]$	$c[\text{O}_2]$	$c[\text{CO}]$	$c[\text{O}]$
2254	3367	3.116×10^{-3}	1828	0	3.2973	0.550	0.151	0.287	0.012
2257	3556	6.463×10^{-3}	2170	11	6.3984	0.561	0.148	0.280	0.011

前述した, 格子解像度・輸送係数モデル・触媒壁条件による熱流束への影響は触媒壁モデルによるものが最も顕著であった。図 3 に Shot # 2257 の条件について熱流束を比較した結果を示す。非触媒壁条件と super catalytic wall 条件との差が示すように, 触媒壁モデルによる熱流束への影響は非常に大きく, 最大で 40% に達する。地球大気圏突入環境における N₂, O₂ の触媒性と比較すると, 火星大気圏突入環境における CO₂ の触媒性は十分に理解されていない。熱流束評価における不確定性を減らすためには, CO₂ の触媒性について今後の研究が必要である。

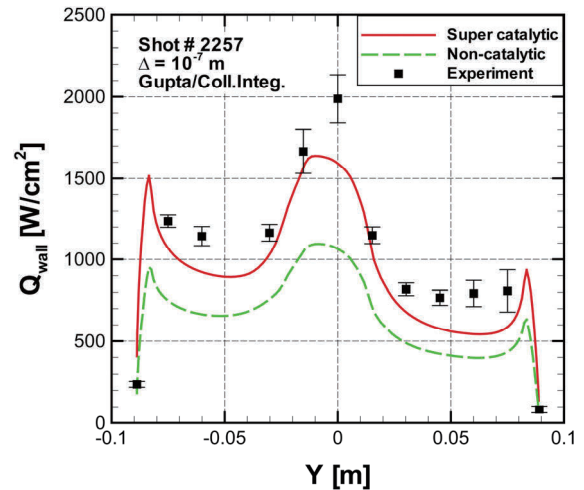


図 3 触媒壁モデルによる熱流束分布への影響, Shot # 2257⁶⁾。

表 2 RCS 干渉試験の主流条件

P_0 , MPa	T_0 , K	M_∞	Re_∞
1.0	923	9.48	1.9×10^5

4. 2. RCS ガスジェット干渉の数値シミュレーション^{7,8)}

JAXA において検討されている火星地上探査では, 有迎角での揚力飛行による大気圏突入時に RCS (Reaction Control System) ガスジェットによる姿勢制御を行うことが検討されている。RCS ジェットは噴射方向に力を発生させるものであるが, ジェット噴射によって衝撃波形状やカプセル後流のせん断層流れの向きが変化し, 期待していない形で空力特性に影響を与える場合がある。したがって RCS による精度の高い姿勢制御を実現するためには, RCS 干渉によって生じる空力特性の変化を把握することが必要不可欠である。そこで, 極超音速風洞において実施された RCS 干渉の風洞試験¹⁸⁾についてシミュレーションを行い, CFD による RCS 干渉の予測性能を評価した。また, RCS ガスジェットの噴射によって流れ場がどのように変化し, 空力係数にどのように影響するか, といったメカニズムを調査した。

解析対象とするカプセル模型形状を図 4 に示す。カプセル模型はステーキングにより支持され, ノーズ半径 45 mm, 半頂角 70° の sphere-cone 形状をしている。RCS ジェットはカプセル背面シェルへ対称に設置され (RCS ジェット A

および B とする), 機軸に対して 30° 方向にアルゴンガスを噴射する. 試験気流条件を表 2 に示す.

迎角 30° の場合について行ったシミュレーションの結果を図 5 および 6 に示す. 図 5 に示す圧力分布 (RCS ジェット B を通る断面の結果) から, ジェット噴射によって流れがせき止められ, ジェットの前面に非常に強い圧力上昇が発生することがわかる. ただし, ジェット噴射による影響はカプセル肩部付近に限定されており, カプセル前面の衝撃波形状には変化が見られない.

カプセル後流の流れ場の様子を流線により表示した結果を図 6 に示す. 流線から, 不足膨張状態のジェットが急速に膨張してゆき主流と干渉する様子が確認できる. RCS ジェット B は主流に対して 60° 方向に噴射されるため, 流れをせき止める効果が大きく, その結果, ジェット前面で大きな圧力上昇が生じている.

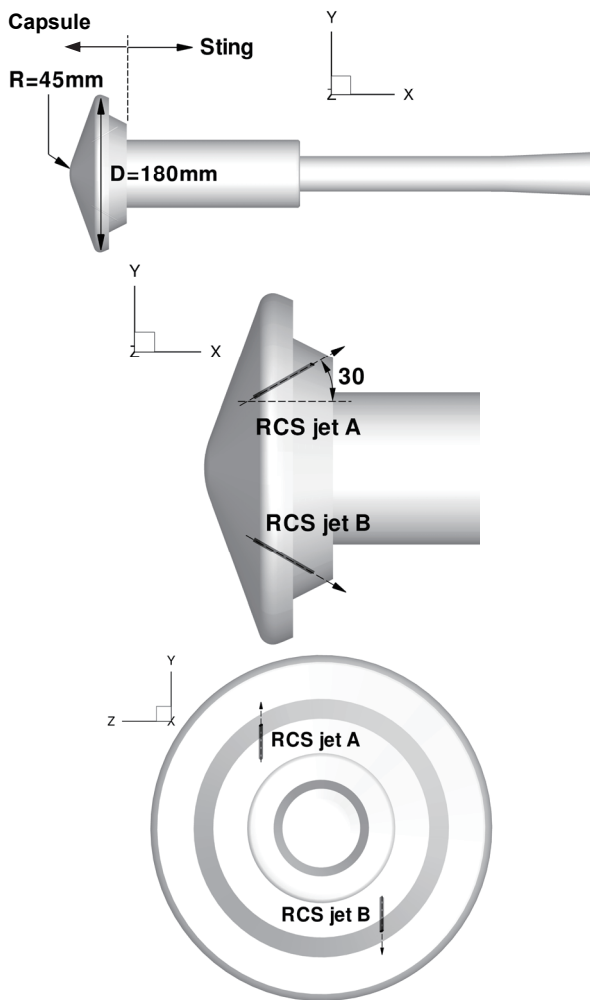


図 4 模型形状, RCS ジェット噴射位置^{7,8)}.

図 7 に RCS ジェット B 噴射口側から見た, 流線の様子および模型表面の圧力分布を示す. ジェット噴射によりジェット前面に馬蹄型の渦が形成され, 流れがジェットを避けるように回り込む様子が確認できる. それに伴いカプセル肩部のジェット前面で壁面圧力が上昇する. 噴射口の downstream ではスティング表面に流れが附着しないため, 圧力が低下したままになっている.

RCS ジェット噴射による空力係数への影響について, $\alpha = 30^\circ$ における風洞試験と比較した結果を図 8 に示す. RCS ジェットを噴射した場合 C_A は減少するが, これはジェット噴射によりカプセル背面の圧力が上昇するためである.

C_N については RCS 干渉により増加するが, これはカプセル風上側 (RCS ジェット B 側) での圧力上昇が大きく, 垂直方向上向きに押す力が増加するためである. CFD で得られた RCS 干渉による $\Delta C_A, \Delta C_N$ はジェットの噴射流量に比例しており, 風洞試験の傾向を非常に良く再現している. C_M について CFD の結果では RCS ジェット B 側の圧力上昇が大きいため, 頭上げ ($\Delta C_M > 0$) の方向に作用する傾向が見られる. それに対して風洞試験データは噴射流量に対する明確な傾向が見えず, データは $\Delta C_M = 0$ 付近でばらついている. 元々, RCS 干渉による空力係数の変化量は小さいため, C_M に関する風洞試験データは計測精度に限界があるものと考えている.

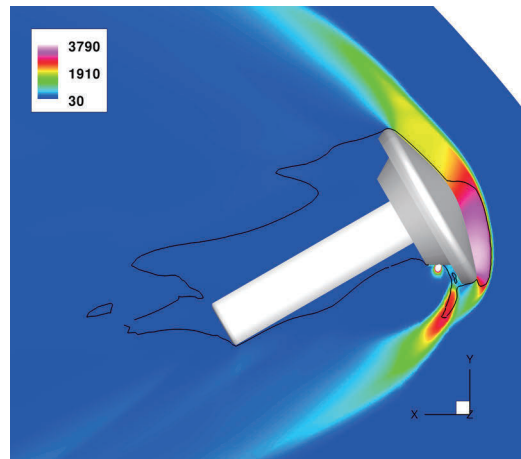


図 5 RCS ジェット噴射による流れ場への影響. 圧力分布および音速線 (黒実線), $\alpha = 30^\circ$ ^{7,8)}.

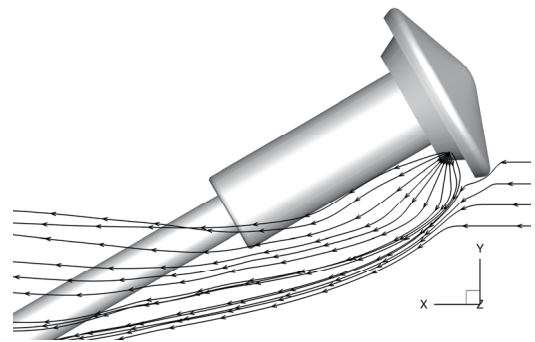


図 6 RCS ジェット噴射による流れ場への影響. 流線, $\alpha = 30^\circ$ ^{7,8)}.

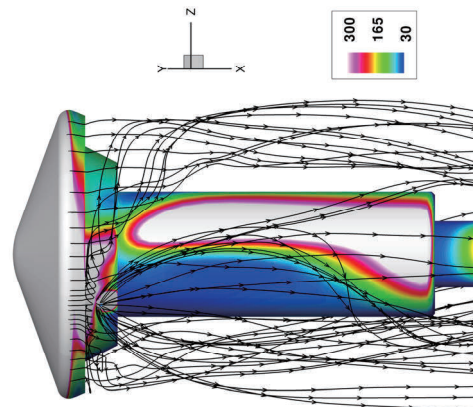


図 7 流線および模型表面の圧力分布, $\alpha = 30^\circ$ ^{7,8)}.

RCS 干渉の風洞試験についてシミュレーションを実施し、 ΔC_A , ΔC_N については風洞試験の結果を非常に良く再現することができた。また CFD の結果から RCS ジェットがどのように流れ場を変化させ、それによって空力係数はどのように影響を受けるかというメカニズムを把握した。以上の検証により、今後、大気圏突入飛行について RCS 干渉を評価する場合においても CFD の活用が期待できる。

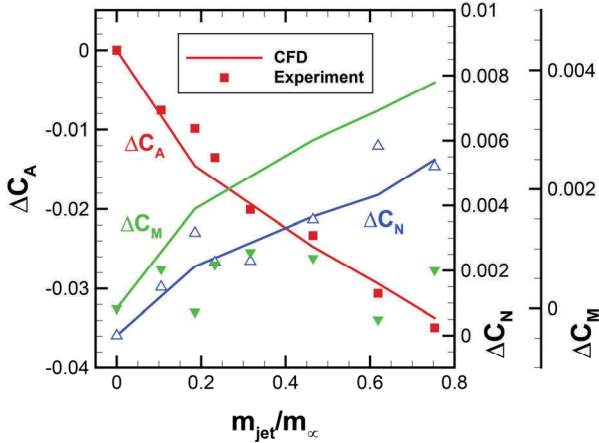


図 8 RCS ジェット干渉による空力係数への影響，風洞試験との比較， $\alpha = 30^\circ$ ^{7,8)}。

表 3 突入軌道に沿った解析の主流条件

Case	U , km/s	T , K	P , Pa
1	5.961	132.6	1.587
2	5.852	148.0	4.491
3	5.319	169.5	18.27
4	4.182	192.7	46.42
5	3.553	198.0	61.83

4. 3. 火星大気圏突入軌道に沿った熱空力環境の評価 ⁹⁾

大気圏突入時にカプセルが曝される熱空力環境を予測するためには、突入軌道に沿った一連の解析を行う必要がある。ここでは、過去に検討された火星大気圏突入のノミナル軌道において、最大加熱率点（ケース 3）および最大動圧点（ケース 4）となる軌道点とその付近の合計 5 ケースについて解析を行った。表 3 に解析をおこなった主流条件を示す。最大加熱率点であるケース 3 では、ノミナルの飛行迎角である $\alpha = -14^\circ$ とその $\pm 10, \pm 20^\circ$ となる迎角を加えた $\alpha = +6, -4, -14, -24, -34^\circ$ について解析を行った。それ以外のケースでは $\alpha = -14^\circ$ についてのみ解析を行った。

図 9 に、解析例として最大加熱率点（ケース 3）における $\alpha = -14^\circ$ と -34° での並進温度分布を示す。いずれの迎角条件においてもカプセル前面に薄い衝撃層が形成され、肩部で剥離した流れによってカプセル後流で recompression shock が形成されている様子がわかる。飛行迎角が増加するに従ってよどみ点がカプセル肩部へ移動し、風上側 ($Y > 0$) で衝撃層の厚さが薄くなる傾向が見られる。また $\alpha = -34^\circ$ では、カプセル後流の recompression shock が変形して圧縮が強くなることによる温度上昇が確認できる。

図 10 に最大加熱率点（ケース 3）における、カプセル壁面熱流束の迎角依存性を示す。飛行迎角の増加に伴い、よどみ点が風上側 ($Y > 0$) へ移動するため風上側肩部付近の壁面熱流束が増加してゆき、 $\alpha = -34^\circ$ では 1 MW/m^2 を超える。反対にカプセルノーズ部 ($Y = 0$) と風下側 ($Y < 0$) の壁面熱流束は低下する傾向である。

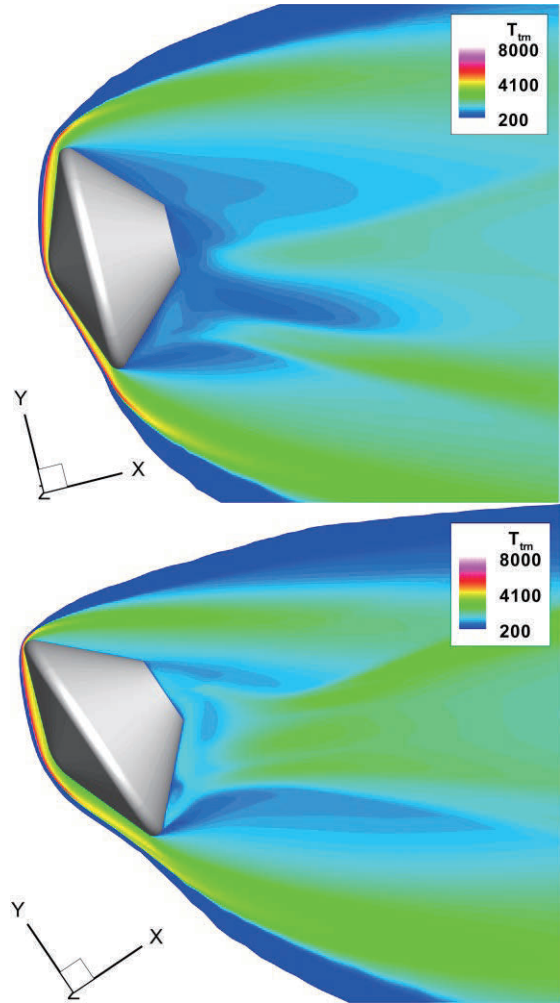


図 9 最大加熱率点（ケース 3）における（上） $\alpha = -14^\circ$ 、（下） $\alpha = -34^\circ$ での並進温度分布 ⁹⁾。

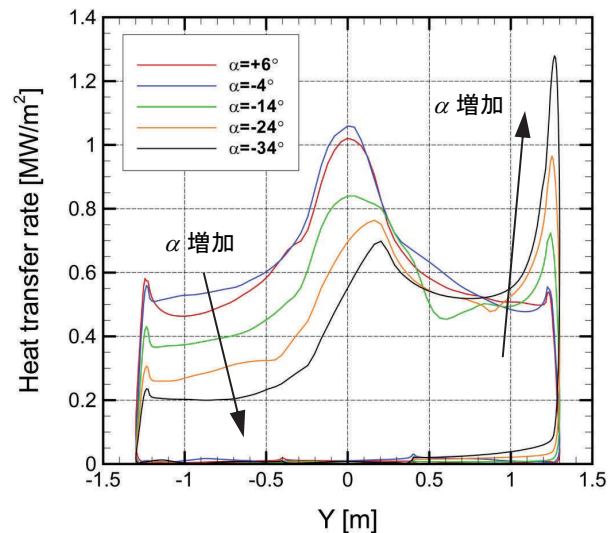


図 10 最大加熱率点（ケース 3）における、カプセル壁面熱流束の迎角依存性 ⁹⁾。

CFD の結果から空力係数を評価した結果を図 11 に示す。最大加熱率点（ケース 3）における空力係数の迎角依存性に加えて、ノミナル飛行迎角 $\alpha = -14^\circ$ における突入軌道に沿った空力係数（飛行マッハ数への依存性）を示す。最大加熱率点における空力係数は C_A, C_N, C_M のいずれについても過去の NASA ミッション（Mars Pathfinder¹⁹⁾, MER²⁰⁾,

Phoenix²¹⁾) におけるカプセルの空力係数とほぼ同じ特性を示すことがわかる。ノミナル迎角での空力係数における飛行マッハ数への依存性は小さく、ケース 1~5 のいずれの飛行マッハ数についてもほぼ同じ空力特性を示す。

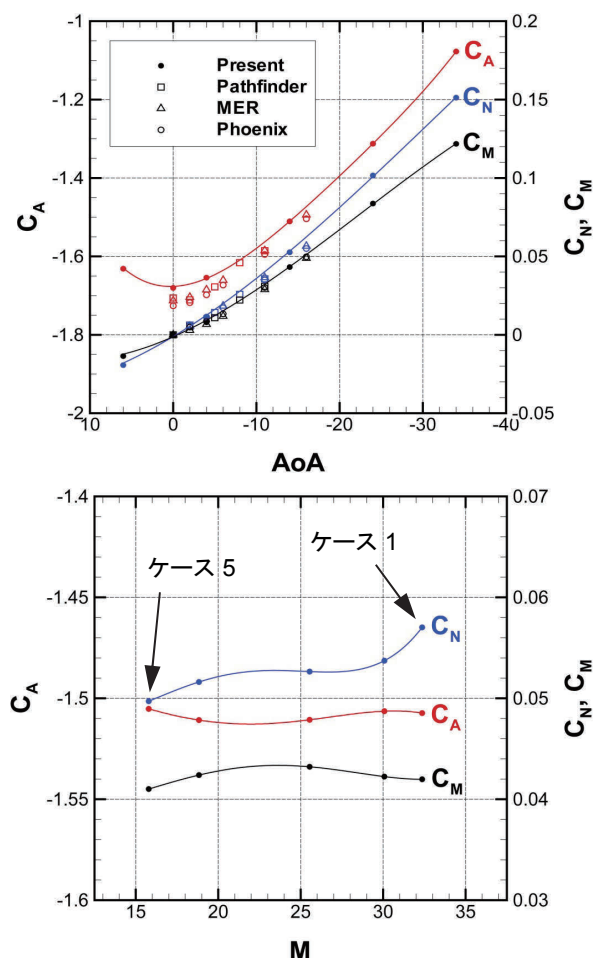


図 11 CFD による空力係数の評価。(上) 最大加熱率点 (ケース 3) における空力係数の迎角依存性, および, (下) ノミナル飛行迎角 $\alpha = -14^\circ$ における飛行マッハ数への依存性⁹⁾。

5. まとめ

本稿では CFD により極超音速領域における火星大気圏突入カプセルの熱空力環境を評価した事例を紹介した。主に CFD コードの精度検証を目的として、風洞加熱試験と RCS 干渉試験についてシミュレーションを実施して試験データとの比較を行った。解析に用いた JAXA で開発中の熱化学非平衡流解析コード JONATHAN は風洞試験をよく再現できることを確認した。また、火星大気圏突入軌道に沿った解析により大気圏突入時の熱空力環境の評価を行った。解析により得られたカプセル空力特性は Mars Pathfinder などの類似形状カプセルとほぼ等価な特性を示した。

本稿で紹介した解析事例のより詳細な内容については引用元の参考文献も参照していただきたい。

謝辞

本研究では数値計算を実行するにあたって、宇宙航空研究開発機構スーパーコンピュータ『JSS』および『JSS2』を用いた。ここに記して関係者各位に謝意を表す。

参考文献

- 1) Satoh, T., et al., "Japan's Mars Exploration Plan MELOS," PS08-03-A021, 8th Annual Meeting and Geosciences World Community Exhibition, Taipei, Taiwan, Aug. 2011.
- 2) Fujita, K., et al., "Design Study of Mars EDL Demonstrator for MELOS Mission," 29th International Symposium on Space Technology and Science, Paper 2013-k-11, Nagoya, Japan, 2013.
- 3) 佐藤 他, 火星探査計画 MELOS1 の概要, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, 2C05, 2013.
- 4) 藤田 他, 火星着陸探査機概念設計ベースライン, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, 2C09, 2013.
- 5) Fujita, K., Ozawa, T., Okudaira, K., Mikouti, T., Suzuki, T., Takayanagi, H., Tsuda, Y., Ogawa, N., Tachibana, S. and Satoh, T. "Conceptual Study and Key Technology Development for Mars Aeroflyby Sample Collection," *Acta Astronautica*, Vol. 93, 2014, pp.84-93.
- 6) 松山, 藤田, 火星大気圏突入環境に対する CFD 空力加熱予測性能の評価, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, 1H17, 2014.
- 7) 松山 他, RCS ガスジェット干渉の数値シミュレーション, 日本航空宇宙学会第 44 期年會講演会, C13, 2013.
- 8) Matsuyama, S., et al., "Numerical Investigation on RCS Jet Interactions for a Mars Entry Vehicle," AIAA Paper 2013-2977, 2013.
- 9) 松山 他, エアロシェル空力性能の評価 2 ~ CFD によるアプローチ, 平成 25 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2013.
- 10) 松山 他, 火星大気突入システムの高迎角時における全機周りの空力加熱予測, 日本航空宇宙学会第 43 期年會講演会, C04, 2012.
- 11) Fujita et al., "Prediction of Forebody and Aftbody Heat Transfer Rate for Mars Aerocapture Demonstrator," AIAA Paper 2012-3001, 2012.
- 12) 松山 他, 火星エアロキャプチャ実証機の飛行環境と実在気体空力性能の評価, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 3E07, 2012.
- 13) Wright M. J., et al., "A Review of Aerothermal Modeling for Mars Entry Missions," AIAA Paper 2010-443, 2010.
- 14) 松山 他, JAXA 汎用高エンタルピ非平衡流れ解析コードの開発, 第 25 回数値流体力学シンポジウム, 2011.
- 15) Blottner, F. G., Johnson, M., and Ellis, M., "Chemically Reacting Viscous Flow Program for Multi-Component Gas Mixtures," Sandia Labs TR-SC-RR-70-754, 1971.
- 16) Alkandry, H., Boyd, I. D., and Martin, A., "Comparison of Transport Properties Models for Flowfield Simulations of Ablative Heat Shields," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol.28, No.4, 2014, pp.596-582.
- 17) Wright, M. J., et al., "Modeling of Shock Tunnel Aeroheating Data on the Mars Science Laboratory Aeroshell," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol.20, No.4, 2006, pp.641-651.
- 18) 高柳 他, 火星エアロキャプチャのエアロシェル空力性能予測と風洞試験による検証, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 3E06, 2012 年.
- 19) Gnoffo, P. A., et al., "Influence of Sonic-Line Location on Mars Pathfinder Probe Aerothermodynamics," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 33, 2, 1996, pp.169-177.
- 20) Schoenenberger, M., "Static Aerodynamic of the Mars Exploration Rover Entry Capsule," AIAA 2005-56, 2005.
- 21) Edquist, K. T., "Aerodynamics for Mars Phoenix Entry Capsule," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 48, No. 5, 2011, pp.713-726.