

展開型柔軟エアロシェル形状による火星大気圏突入時の空力加熱分布への影響

Effect of the shape of deployable aeroshell on the aerodynamic heating distribution at Martian entry

○風間 友哉, 理科大院, 〒125-8585 東京都葛飾区新宿 6 丁目 3-1, 8218021@ed.tus.ac.jp
高橋 裕介, 北大, 〒060-0808 北海道札幌市北区北 8 条西 5 丁目, ytakahashi@eng.hokudai.ac.jp
山田 和彦, JAXA, 〒252-5210 神奈川県相模原市中央区由野台 3-1-1, yamada.kazuhiko@jaxa.jp
小柳 潤, 理科大, 〒125-8585 東京都葛飾区新宿 6 丁目 3-1, koyanagi@rs.tus.ac.jp
Tomoya Kazama, Tokyo University of Science, 6-3-1 Nijuku Katsushika Tokyo
Yusuke Takahashi, Hokkaido University, North8-West5 Kita Sapporo Hokkaido
Kazuhiko Yamada, Japan Aerospace Exploration Agency, 3-1-1 Unodai Chuo Sagami-hara Kanagawa
Jun Koyanagi, Tokyo University of Science, 6-3-1 Nijuku Katsushika Tokyo

Our group proposes MP-FANG that the Martian penetrator mission. A penetrator is one of the unique concept in planetary probes and the hard lander which impacts on the planetary surface in order to penetrate into the ground and make geological observation under the ground. The flight system for Martian penetrator has the deployable inflatable aeroshell as entry and the cross parachute as descent. The penetrator that has deployable inflatable aeroshell shape experience the serious aerodynamic heating. The aerodynamic heating was estimated MP-FANG entry system using CFD calculation by RG-FaSTAR solver.

1. はじめに

これまでに世界中で様々なコンセプトを持った惑星探査ミッションが計画・検討されているが、その中でもペネトレータと呼ばれる小型着陸機が注目されている。ペネトレータとは、槍や杭のような形状を持つハードランダーであり、高速で地面に衝突すると同時に地中に貫入して設置される探査機である。ペネトレータ型探査機には、地震計や熱流束計などが搭載され、地中を観測する目的を持つ。これまでに大気やプラズマなど軌道上からの探査や、地表面の土壌など地上の探査が進められてきたが、地中の探査はほとんど行われておらず、地中探査が可能なペネトレータ型探査機は次世代の探査機として古くから注目されている。しかし、ペネトレータミッションは世界中で開発・計画されてきたにもかかわらず、現在に至るまで探査成功した例はない。ペネトレータは高速で地面に着陸する方式のため、着陸衝撃によって破壊される可能性があり、ミッションの難易度が高い事が探査成功に至っていない理由として挙げられる。過去に、日本でも月を目標天体とした LUNAR-A ペネトレータ計画 (ISAS) があつたが、打ち上げ中止となった経緯がある¹⁾。中止となった後も開発は進められ、ペネトレータの要素技術は確立に至っており、LUNAR-A ペネトレータ技術を用いた月や他天体の探査ミッションが期待されている。

我々 MAAC グループでは LUNAR-A ペネトレータ技術を用いた火星の地質探査を行う MP-FANG 計画を検討している²⁾。MP-FANG 計画では、月とは異なり火星を目標天体としているため大気を考慮したミッション設計が必要不可欠になる。これまでにペネトレータが大気圏突入から着陸するまでの EDL シークエンスの研究を行い、現在は Fig. 1 の様なコンセプトを提案している。大気圏突入システムには、厳しい熱空力環境を避けるコンセプトを有する展開型柔軟エアロシェルを使用し、降下システムには、はやぶさ等で実績のあるクロスパラシュートを使い、着陸システムには LUNAR-A ペネトレータの技術を用いる。これらのシステムの中で大気圏突入システムは最も重要な技術の一つであり、降下システムや着陸システムと違い新しい技術である事からも大気圏突入時の安全性・信頼性の確保が非常に重要となる。

大気圏突入時における重大な問題として、衝撃波後方において気体の運動エネルギーが熱エネルギーに変換される事で機体が超高温環境にさらされる空力加熱現象がある。MP-FANG で用いる

大気圏突入システムの展開型柔軟エアロシェルを Fig. 2 に示す。本システムは、布およびフィルムで構成される超軽量のシステムであり、ガス圧を付加する事で展開し大面積の獲得が可能である。それによって弾道係数が従来の機体の 100 分の 1 程度に減少でき、高高度における大減速によって厳しい熱空力環境を避けられるシステムになっている。このシステムでは、ガス圧のかかるチューブ部がシステム全体の全構造強度を担っており、チューブ部はシステム内において比較的加熱に弱い事から構造を保つために破壊から守る必要がある。したがって、チューブ部の加熱環境の推測が重要となる。また、展開型柔軟エアロシェルはエアロシェル直径とチューブ直径の 2 点が主な設計パラメータとなっており、迅速かつ柔軟に設計可能なシステムとなっている。そのため、展開型柔軟エアロシェル形状による加熱への影響も同様に重要となる。

過去に、ISS から EGG と呼ばれる超小型人工衛星が放出され、展開型柔軟エアロシエルの実証試験が行われ技術的に成熟してきており、突入時の解析も行われてきた。しかし、MP-FANG の様に火星探査ミッションにおいては、地球と大気の組成や密度等が異なる事による展開型柔軟エアロシエルの空力加熱への影響等に関して見解がない。その中でも、展開型柔軟エアロシエルの形状による火星大気圏突入時の空力加熱の影響が求められている。

大気圏突入時の極超音速流れの解析では、計算アルゴリズムや計算機性能の向上、物理モデルの精密化に伴い数値解析が有効な手段として期待されてきている。火星大気圏突入時の機体周りの流れ場の解析において、JAXA および Y. Takahashi によって開発された RG-FaSTAR がある³⁾。RG-FaSTAR は、高効率計算可能な汎用圧縮性流体解析コードであり、実在気体効果や熱化学非平衡性が現れる再突入問題やプラズマ問題に対応している。また、火星化学種および化学反応を導入した火星大気圏突入問題の解析が行える。

本研究では、展開型柔軟エアロシェルを用いた LUNAR-A ペネトレータの火星大気圏突入時の周囲の流れに対して CFD 法を用いたプラズマ流解析を行う。さらに、展開型柔軟エアロシエルの形状による空力加熱への影響を把握する事で設計に重要となる熱的傾向を得る事を目的とする。

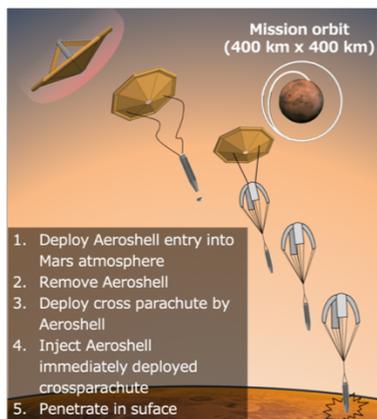


Fig. 1 MP-FANG 計画の EDL シークエンス

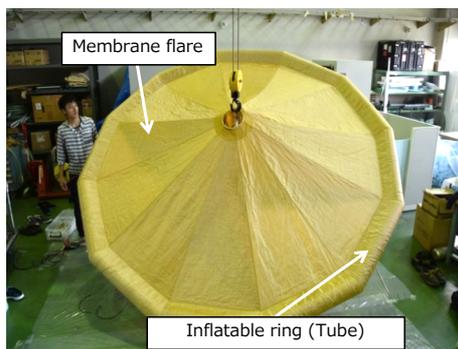


Fig. 2 展開型柔軟エアロシェル外観図

2. 3. 解析パラメータおよび計算格子

本研究では、展開型柔軟エアロシェルのエアロシェル直径・チューブ直径をパラメータとして解析を行う。また、エアロシェル直径をパラメータとした解析においては理想気体に加えて実在気体効果を導入した解析を実施する。

本解析における解析モデルの一例としてエアロシェル直径1.5m チューブ直径 8cm の概形を Fig. 3 に示し、その解析領域および格子を Fig. 4 に示した。また、各パラメータを Fig. 5 に示した。解析モデルは MP-FANG 計画におけるシステムを踏襲した展開型柔軟エアロシェルの後部に LUNAR-A ペネトレータが取り付けられたモデルを作成した。格子はすべて四面体メッシュで機体近傍には詳細領域を、機体前方にはプリズム形状の衝撃層を、機体壁面にはプリズム形状の格子を設けた。格子数は3000 万程度になる。境界条件として前方に一樣流条件を与え、後方の流出部はすべての流れの物理量を 0 次外挿法により決定する。機体表面は法線方向への圧力勾配をいれ、等温壁とした。

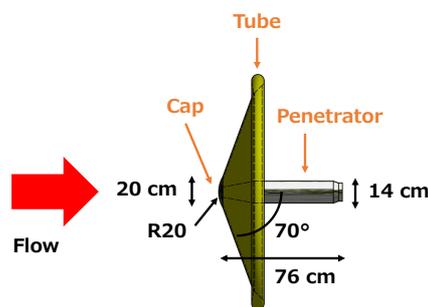


Fig. 3 解析モデル概要

2. 解法

2. 1. 圧縮性流体解析

解析には JAXA と北海道大学が開発した汎用圧縮性流体解析 (CFD) コード RG-FaSTAR を用いた。この解析コードは非構造格子ソルバーであり、様々な格子形状に対応可能であり解析対象が複雑な形状であっても比較的容易な格子生成を行える。実在気体を考慮した圧縮性 NS 方程式は全質量、運動量、全エネルギー、化学種質量、振動・電子エネルギー保存則で構成される。

本研究において、流れ場は3次元とし、熱化学的非平衡流に拡張した Navier-Stokes (NS) 方程式と状態方程式により表現する。流れは定常、連続、層流を仮定し、熱化学的非平衡流を考える。理想気体においては温度モデルを位置温度として、実在気体においては温度モデルを Park の 2 温度モデル⁴⁾を考慮し、化学種は火星大気の主成分となる CO₂ を基本とした 11 化学種 (O₂, C₂, C₃, CO, CO₂, O₂⁺, O, C, O⁺, C⁺, e⁻) の 16 反応を考慮する。また、加熱は対流加熱のみを考慮し、輻射加熱は考慮していない。

2. 2. 解析条件

本解析の解析条件を Table. 1 に示す。気流条件は、MP-FANG ミッションの火星突入軌道解析によって最大の空力加熱となる気流条件を用いた。

Table. 1 解析条件	
速度	2870 m/sec
密度	9.91e-6 kg/m ³
温度	140 K
マッハ数	16.1
レイノルズ数	8630

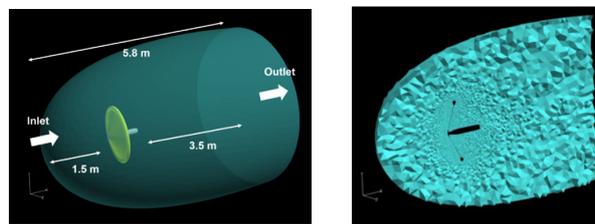


Fig. 4 解析領域および格子

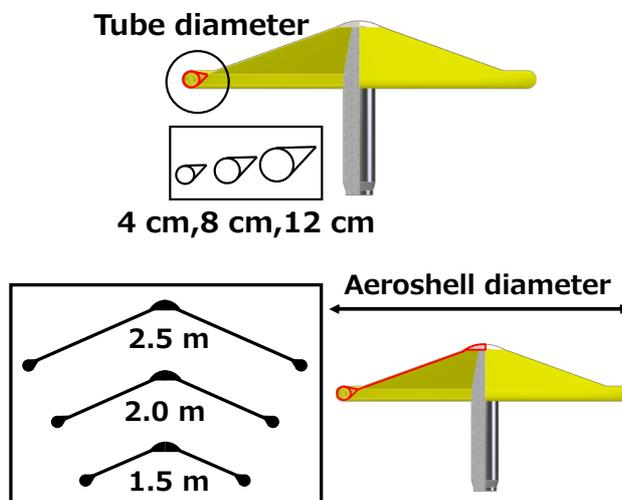


Fig. 5 断面図における各パラメータ概要
(上: チューブ直径, 下: エアロシェル直径)

3. 結果および考察

3. 1. エアロシェル形状における空力加熱分布

展開型柔軟エアロシェルを有するペネトレータ型着陸機のノミナルとなるエアロシェル直径 1.5 m かつチューブ直径 8 cm の理想気体における解析を行い、ペネトレータ中心からの半径を横軸にとり加熱率を縦軸にとり Fig. 6 に示した。また、その際の並進温度分布を Fig. 7 に示す。Tauber による鈍頭形状の淀み点における対流加熱率の推算式⁹⁾ (Eq. 1) と比較を行い、Fig. 6 に示した。キャップ部頂点におけるよどみ点の加熱率と Tauber 式による推算と比較すると、解析結果は Tauber 式で見積もられた値よりも約 15% 低い結果となった。フレアやチューブが存在することによって Tauber による推算式で予測された空力加熱よりも小さくなったと考えられる。本解析形状では、キャップ部において生成される衝撃波とチューブ部において生成される衝撃波の干渉が起こっている。そのため、キャップ部のよどみ点に加えてチューブ部においても加熱率が高くなる現象が生じている。チューブ部の加熱率はよどみ点の 40% 以下となっている。キャップからチューブにかけて貼られているフレア部において、キャップから遠ざかる程加熱率が減少していき、チューブ部に近づくにつれより大きく減少していき、チューブとフレアの繋ぎ目で最小の加熱率となる。Fig. 7 より、距離 0.4 m 付近から温度境界層が厚くなりはじめ、チューブ部付近 0.69 m 前で温度境界層厚さが最大となっており、それに伴い加熱が減少している。また、距離 0-0.77 m において 1 kW/m² 程度の加熱率が出ており、これはエアロシェル後方に取り付けられたペネレータの加熱率となっている。機体の熱伝導はないため、実際の空力加熱より小さい値となっている。

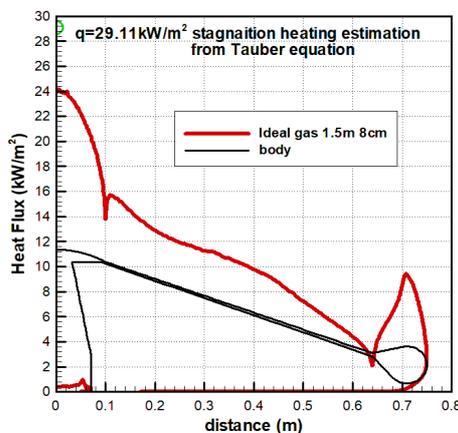


Fig. 6 展開型柔軟エアロシェルを有するペネレータ型着陸機の空力加熱分布

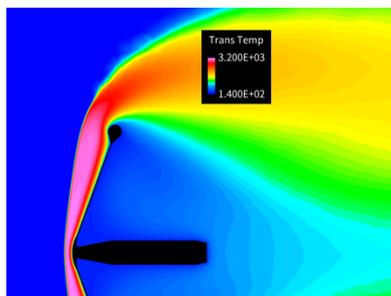


Fig. 7 並進温度分布
(エアロシェル直径 1.5 m, チューブ直径 8 cm)

$$q_{con} = 1.35 \times 10^{-8} \times \left(\frac{\rho}{r_n}\right)^{1/2} V^{3.04} \left[1 - \frac{h_w}{H}\right] \quad \text{Eq. 1}$$

Copyright © 2019 by JSFM3

3. 2. チューブ直径による影響

理想気体における解析で展開型柔軟エアロシェルのチューブ直径を 4 cm, 8 cm, 12 cm とした際の表面加熱率分布を Fig. 8 に示し、各衝撃波形状の比較を Fig. 9 に、並進温度分布を Fig. 10 に示す。Fig. 8 より、チューブ直径が大きくなる事で、全体的に空力加熱が減少していく傾向となった。チューブ部においても空力加熱が減少しており、これはチューブ部の曲率半径が増加したと捉えるとチューブ部で生成される衝撃波の離脱距離が大きくなり、加熱率の減少につながったと考えられる。Fig. 10 からチューブ直径がどうかするとチューブ部において温度境界層が厚くなり、加熱率が減少していると分かる。Eq. 1 より淀み点での空力加熱はよどみ点の曲率半径の平方根の逆数に比例していることから、チューブ部の半径の平方根の逆数に対する本解析結果のチューブ部における空力加熱を Fig. 11 に示す。Fig. 11 より減少傾向は現れているが、線形的か判断するにはデータが足りないため今後はデータ点数を増やし影響をい考察していく必要がある。チューブ直径が変化するとよどみ点を含む全体の空力加熱に影響があった。よどみ点の加熱率がチューブ直径に影響を受ける理由として、チューブ部で生じる衝撃波の影響がよどみ点にまで到達し、全体の流れ場が変化したと考えられる。Fig. 9 よりチューブ直径が増加する事でチューブ前方で生成される衝撃波離脱距離が増加し、キャップ部で生成される衝撃波に干渉する事で衝撃波を前に押し出す形になり、空力加熱が減少したと推測できる。また、チューブ直径が 4 cm と比較して 8 cm から 12 cm に増加する事で、よどみ点となるキャップ部において大きく加熱率が減少している。これは、チューブ直径が 4 cm および 8 cm の場合に、キャップで生じる衝撃波の影響が支配的でありチューブの影響を無視できる程度であったが、チューブ直径が 12 cm になることでチューブの影響が大きくなりキャップ部の流れと相互作用が生じた結果と考えられる。そのため、Fig. 9 のチューブ直径 4 cm と 8 cm ではよどみ点付近で衝撃波位置はほとんど同様であるが、チューブ直径 12 cm では衝撃波離脱距離が伸びていることが分かる。また、各チューブ直径を比較すると、8 cm の解析結果のみ径方向 0.4 m 以降で加熱率分付の傾向が変化している。4 cm および 8 cm では同様の分布を示しているため、特異な流れ場になっていると考えられる。これらから、チューブ直径をパラメータとした際に、チューブ直径 8 cm の形状では、チューブ部で生じた衝撃波の影響がよどみ点に影響を及ぼす程度過程に位置していると考えられる。本解析から、展開型柔軟エアロシェルの設計では、チューブ直径を大きくする事でチューブの受ける加熱を低減できる可能性が示唆された。

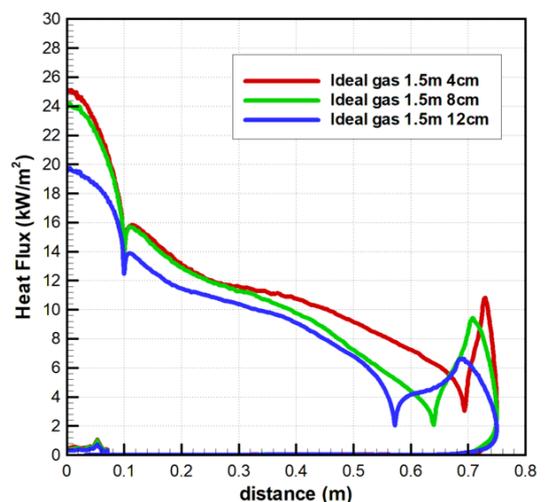


Fig. 8 表面加熱率 (チューブ直径パラメータ)

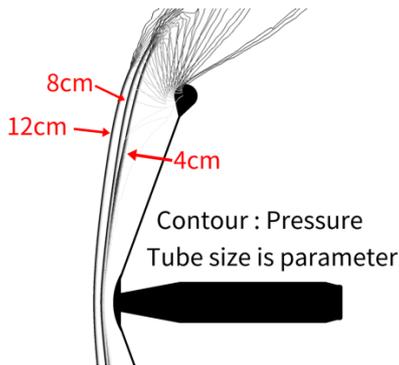


Fig. 9 衝撃波形状 (チューブ直径パラメータ)

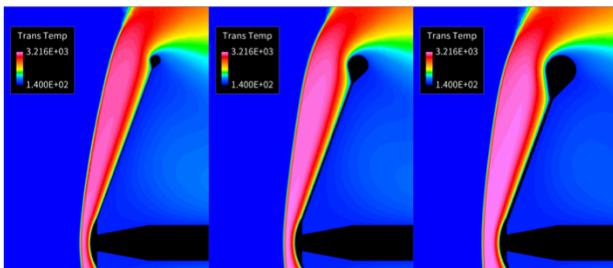


Fig. 10 並進温度分布 (チューブ直径パラメータ)

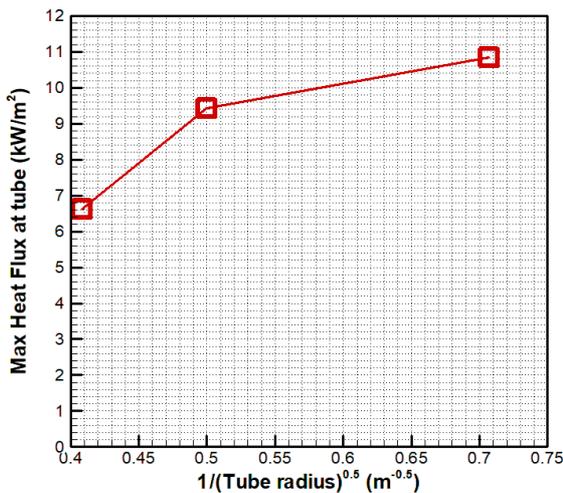


Fig. 11 チューブ部の最大空力加熱変化

3. 3. エアロシェル直径による影響

理想気体における解析で展開型柔軟エアロシェルのエアロシェル直径を 1.5 m, 2.0 m, 2.5 m とした際の表面加熱率分布を Fig. 12 に示し、衝撃波形状の比較を Fig. 13 に、並進温度分布を Fig. 14 に、チューブ前方の気流垂直方向の速度分布を Fig. 15 に示す。Fig. 12 より各エアロシェル直径を比較するとエアロシェル直径 2.0 m がチューブ部における最大加熱率となっており、エアロシェル直径増加による加熱率の単純な傾向は見られなかった。チューブとキャップを繋ぐフレアにおいて、エアロシェル直径 2.0 m と 2.5 m は同様な加熱率分布を表しているが、3. 2 の結果でもあった様に、エアロシェル直径 1.5 m では半径 0.4 m からの加熱率の減少割合が比較的大きい。これは、Fig. 15 よりチューブ部で流れがせき止められ流速が減少することで境界層がフレア部である 0.4 m 程度から徐々に厚くなり加熱率の低下につながったと考えられる。3. 2 の結果や、Fig. 15 のエアロシェル直径 1.5 m の流速の変化が 2.0

m および 2.5 m と異なることから、エアロシェル直径が 1.5 m チューブ直径 8 cm では特異な現象が起っていると考えられる。したがって 2.0 m, 2.5 m を比較すると、2.0 m 以上のサイズではエアロシェル直径を増加させるとチューブ部の加熱率が減少していく傾向になると推察できる。3. 2 の結果と異なり、エアロシェル直径を変化させた場合にキャップ前方の衝撃波離脱距離はほとんど変化がなく加熱率もおおよそ同様であることから、全体の流れ場に大きな影響を及ぼし空力加熱が変化するパラメータとしてはチューブ直径になると考えられる。本解析においてはチューブ直径を 8 cm で固定しているが、チューブ直径が 8 cm 以外では衝撃波の干渉が異なった形状になると推察できるため、エアロシェル直径もしくはチューブ直径のみでの加熱率の判断は難しい。したがって展開型柔軟エアロシェルの設計においては、チューブ直径とエアロシェル直径の比をとり両方のパラメータをまとめた傾向を取得することが必要である。3. 2 および 3. 3 の結果を用いてエアロシェル直径とチューブ直径の比に対するチューブ部の加熱率を Fig. 16 に示す。Fig. 16 より、比が 25 を境に加熱率の増加減少傾向が変化しており、ある比を持つ形状においてチューブの影響が顕著になる流れ場が生じると考えられる。そうすると比が増加すると比が 25 以下ではチューブ部の加熱率が上昇し、比が 25 以下では加熱率が下降していく傾向となる。

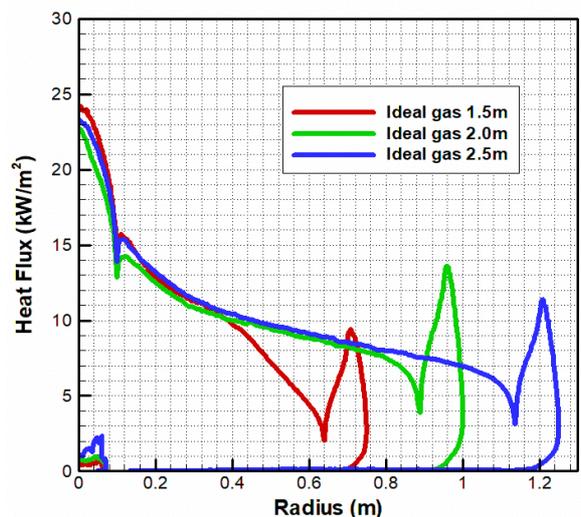


Fig. 12 表面加熱率 (エアロシェル直径パラメータ)

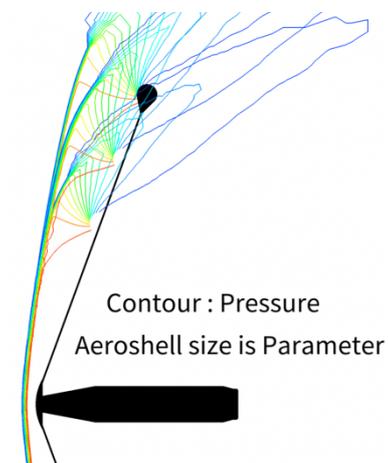


Fig. 13 衝撃波形状 (エアロシェル直径パラメータ)

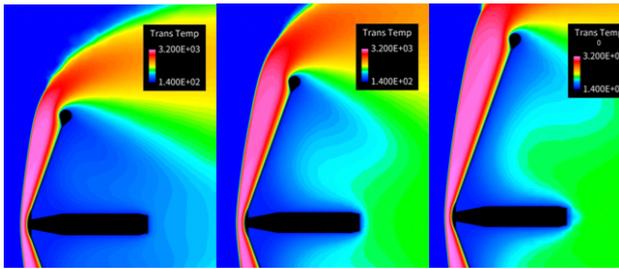


Fig. 14 並進温度分布 (エアロシェル直径パラメータ)

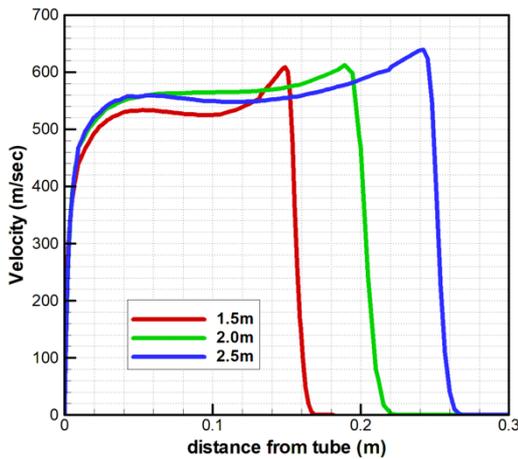


Fig. 15 チューブ前方の気流垂直方向の速度分布

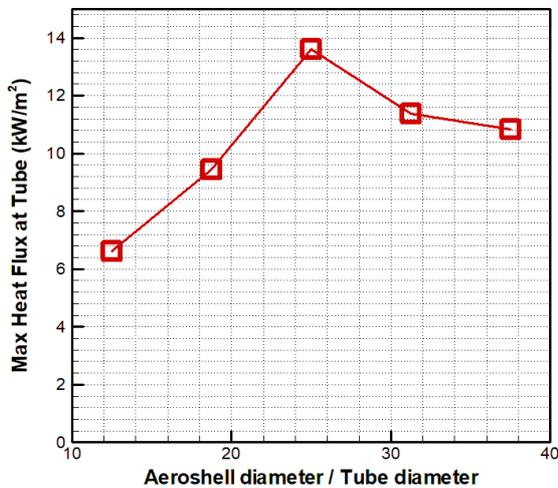


Fig. 16 エアロシェル直径とチューブ直径の比に対するチューブ部の加熱率変化

で生成された衝撃波がチューブに比較的大きく影響を与えて加熱率が大きくなったが、実在気体効果によって2.0mよりも1.5mのエアロシェル直径の方がチューブ部の加熱率が小さくなっている。Fig. 19より、展開型柔軟エアロシェルの直径が増加することで、より解離反応が顕著になり、CO₂分子等の解離や電離による吸熱反応が生じて、機体表面の境界層が厚くなり並進温度が低下することで全体的に表面加熱率が減少した事も一因として考えられるが、CO₂の解離は0.1%未満であり、加熱率の変化の主な要因とはなり難い。より大きなエアロシェル直径で解離反応が顕著になった理由としては、Fig. 12から1.5mよりも2.0mのエアロシェル直径において気流垂直方向の速度が大きいため、より多くの運動エネルギーを持ち解離にエネルギーが使用できたからだと考えられる。実在気体効果によって機体周りの加熱率が大きく減少した主な要因は、各種気体の比熱が考慮された事によって流れ場が変化し衝撃波離脱距離が理想気体の解析よりも全体的に機体から離れた影響と考えられる。Fig. 21より、チューブ前方の衝撃波離脱距離を比較すると、1.5mの実在気体効果導入による衝撃波位置よりも2.0mの実在気体効果導入による離脱距離のほうが大きくなっていることから2.0mの方がチューブ部における加熱率の減少が大きくなったと分かる。3. 3.の結果より、エアロシェル直径1.5mチューブ直径8cmをもつ形状では、チューブ部の干渉によって特異な流れ場になっていると考えられているが、実在気体効果が導入された事によってその影響はなくなり、衝撃波離脱距離の増加により加熱が低くなることでその影響は相殺されたと考えられる。したがって、エアロシェル直径が増加することで、チューブ部の加熱率が減少していく傾向になる可能性が示唆された。

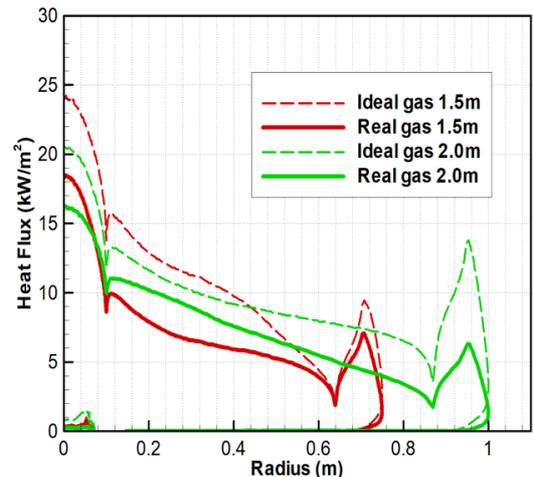


Fig. 17 表面加熱率 (実在気体効果導入エアロシェル直径パラメータ)

3. 4. 実在気体効果による影響

本解析では、3. 3.の1.5mおよび2.0mのモデルを用いて実在気体効果を導入した解析を行い、その表面加熱率分布をFig. 17に示し、並進温度分布をFig. 18に、CO₂の質量分率をFig. 19に、電子質量分率をFig. 20に示す。Fig. 21に各衝撃波形状を示す。実在気体効果を導入した場合、大気圏突入時の極超音速流れでは気体が高温となり解離や電離が生じて熱エネルギーが消費されるため空力加熱は減少する事が想定される。本解析の結果を理想気体と比較すると予測通り全体的な空力加熱が減少している事が確認された。また、3. 3.の結果より理想気体においてエアロシェル直径が1.5mのチューブ部の加熱率は2.0mと比べて、キャップ

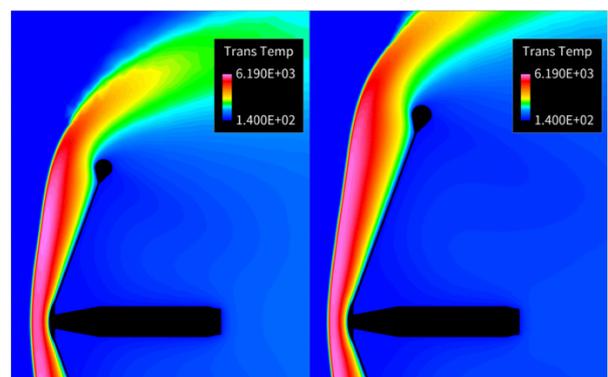


Fig. 18 並進温度分布

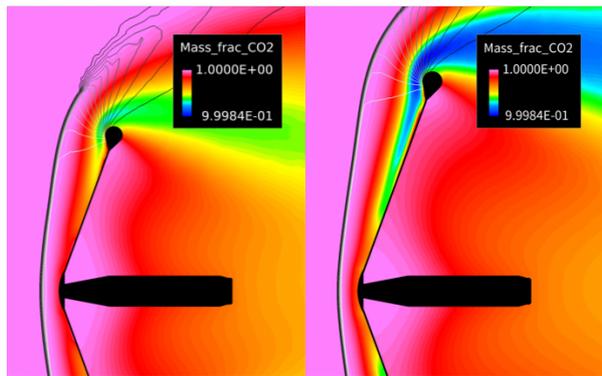


Fig. 19 CO2 質量分率

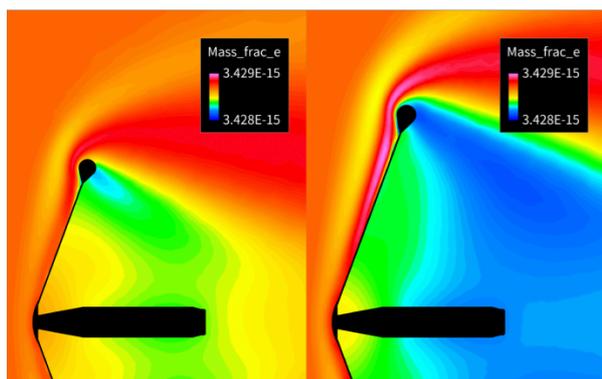


Fig. 20 電子質量分率

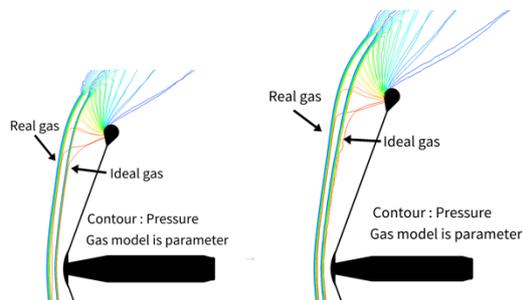


Fig. 21 気体モデルによる衝撃波形状
(左:エアロシェル直径 1.5 m, 右:エアロシェル直径 2.0 m)

4. 結言

展開型柔軟エアロシェルを有する LUNAR-A ペネトレータの火星大気圏突入時の空力加熱において、エアロシェル直径に対するチューブ直径の比がチューブ部の空力加熱と関係しているとわかった。チューブ直径とエアロシェル直径のサイズによっては特異な流れ場となり加熱率の傾向が変化する。この比が 25 から離れるほど加熱率が減少する可能性が示唆された。さらに、チューブ直径が全体の空力加熱分布に大きな影響を与えており、加熱率の低減のためにはチューブ直径を大きくする事が重要とわかった。また、実際の突入環境では気体分子の解離があるため実在気体効果を導入した解析も実施し、エアロシェル直径が増加すると全体の加熱率は減少した。解離や電離の割合は少ないため、加熱に影響を及ぼした主な要因は衝撃波離脱距離の増加と考えられる。実在気体効果を導入した解析では理想気体の解析結果と流れ場が変わることから、実際の突入環境における定性的な傾向を把握するためには実在気体効果を導入した解析による傾向の取得が重要になる。さらに、本研究においては解離した気体分子の再結合反応を考慮していないため実際に経験する空力加熱とは異なり、現実よりも低い加熱率になっていると考えられる。今後は、触媒製効果を導入した解析により、より現実に近い空力加熱分布の取得を行うことが重要となる。また、エアロシェル直径とチューブ直径の比の傾向を正確に知るためにサンプル数を増やし、設計に重要な加熱環境の傾向の取得を目指す。

参考文献

- (1) T. Nakajima, M. Hinada, H. Mizutani, H. Saito, J. Kawaguchi and A. Fujimura, "LUNAR PENETRATOR PROGRAM:LUNAR-A" Acta Astronautica Vol. 39, 1-4 (1996), pp. 111-119
- (2) T. Kazama, K. Yamada, Y. Takahashi and J. Koyanagi, "Aerodynamic heating estimation of deployable inflatable aeroshell for Martian penetrator entry system" IPPW-2019, (2019), pp. 211-212
- (3) Takahashi, "Advanced validation of CFD-FDTD combined method using highly applicable solver for reentry blackout prediction, "Journal of Physics D: Applied Physics vol49, (2019)
- (4) C. Park, "Nonequilibrium Hypersonic Aerothermodynamics" Wiley, (1990)
- (5) M.E.Tauber, J.V.Bowles, Lily Yang, "Use of Atmospheric Braking During Mars Missions" AIAA, vol. 27, (1990), pp514-521