

火星突入における MHD パラシュート効果を適用した熱防御に関する数値解析

高橋知之, 益田克己, 下澤雄太, 藤野貴康
筑波大学

Numerical Analysis of Thermal Protection using MHD Parachute Effect in Mars Entry Flight

by

Tomoyuki Takahashi, Katsumi Masuda, Yuta Shimosawa, and Takayasu Fujino (University of Tsukuba)

ABSTRACT

The authors have proposed the control of aerodynamic heating and flight characteristics in Mars entry flights using Magnetohydrodynamic (MHD) flow control. In this study, numerical simulations of the flow field and the flight dynamics with MHD flow control during a Mars entry flight are conducted, in which the equations of magnetohydrodynamics and flight dynamics are solved in a coupled manner. The initial flight altitude and velocity are set to 60 km and 10 km/s, respectively. The forebody of an entry vehicle is an axisymmetric sphere-cone with a nose radius of 1.0 m. The mass of the vehicle is assumed to be 500 kg regardless of whether MHD flow control is utilized or not. The strength of magnetic field is varied parametrically in a range of 0 to 0.5 T. Numerical results show that MHD flow control can considerably increase a drag force at high flight altitudes such as 60 km with low atmospheric densities even when the strength of magnetic field is small such as 0.1 T. From the result, it is inferred that flight velocities at the altitudes with severe aerodynamic heating environment could be reduced by MHD flow control, which leads to a mitigation in aerodynamic heating in Mars entry flights.

1. はじめに

惑星大気に宇宙機が突入する際、機体は厳しい空力加熱に晒される。機体を熱から守るためには、空力加熱の厳しい高度域を可能な限り低速度で突入することが望ましい。そこで、近年、火星大気のように大気密度の薄い惑星大気に突入する場合にも、十分な減速力を確保するための手法の提案、及び研究開発が進められている。この観点から提案された火星突入機の減速システムとしてエアロシェルを突入時に展開するシステム^{1,2)}が提案されている。また、これらのシステムの他に Magnetohydrodynamic (MHD) Flow Control の適用³⁻⁶⁾も検討されている。

MHD Flow Control⁷⁻⁹⁾は、電磁流体技術を用いた熱防御システムである。大気圏突入時、機体周囲には強い離脱衝撃波に起因して弱電離プラズマが生成される。MHD Flow Control は、このプラズマ流れに対して機体内部から磁場を印加することにより、機体周囲に電流を誘起する。そして、電流と磁場との相互作用によりローレンツ力を発生させ、プラズマ流れを減速させる。その結果、機体壁面近傍の速度勾配および温度勾配が低下し、対流熱流束の緩和が期待できる。また、惑星大気による空気抵抗を得ることが難しい高々度においても、ローレンツ力による反力が機体内部の磁石にかかることで、抗力の増加 (MHD パラシュート効果¹⁰⁾) が期待できる。この MHD パラシュート効果を空力加熱がさほど厳しくない高々度から積極的に利用することで、空力加熱の厳しい高度域の飛行速度を低下させ、加熱量を緩和させることも可能であるとの解析結果が地球再突入環境下で示されている¹¹⁾。Kim ら³⁾は、火星突入機 Mars Pathfinder (MPF) を対象に高度 70 km の飛行条件で MHD Flow Control に関する数値解析を行い、1.0 T の磁場を印加することで抗力が約 80% 増大することを示唆した。また、Fujino ら⁴⁾は、火星突入時を想定し、ある一つの飛行条件下ではあるものの、MHD Flow Control の対流熱流束低減効果を数値解析から確認した。

しかし、これらの研究では、MHD パラシュート効果による飛行特性の変化、それに伴う空力加熱の変化について調べられていない。そこで著者らは予備検討として、突入経路角、突入速度、抗力係数、印加磁束密度をパラメータとした飛行軌道解析のみを実施し、火星突入環境下で期待される MHD パラシュート効果および MHD パラシュート効果

による熱流束低減効果について調べた。この検討では、後述する式(13)-(16)を連立させて解析する。その際、空気力学的な抗力(圧力抗力)および電磁気学的な抗力(ローレンツ力の反力による抗力)は以下の式を用いて算出する。ただし、圧力抗力の抗力係数 $C_{D,F}$ は、Owens¹²⁾による文献を参考に、簡単のために 0.85 で一定としている。また、ローレンツ力の反力による抗力の抗力係数(ローレンツ抗力係数) $C_{D,M}$ は、以下のモデル式を用いる。式の設定方法については、文献⁶⁾を参照されたい。

$$D_T = \frac{1}{2} \rho S C_{D,T} v^2 \quad (1)$$

$$C_{D,T} = C_{D,F} + C_{D,M} \quad (2)$$

$$C_{D,M} = \begin{cases} A(h - 35000)B^2 & (35000 \leq h \leq 90000) \\ 0 & (h < 35000, h > 90000) \end{cases} \quad (3)$$

ここで、 D_T および $C_{D,T}$ はそれぞれ全抗力および全抗力係数、 ρ は大気密度、 S は機体の表面積、 v は飛行速度である。また、 h は飛行高度、 B は磁束密度、比例定数 $A = 3.9 \times 10^{-4}$ としており、飛行高度 h の単位は m である。

予備検討における対流熱流束の評価には、以下に示す Sutton-Graves の対流熱流束評価式¹³⁾を用いて淀み点対流熱流束 q_{conv} のみを評価する。

$$q_{conv} = (1.9027 \times 10^{-4}) \left(\frac{\rho}{R_n} \right) v^3 \quad (4)$$

ここで、 R_n は機体のノーズ半径である。

図 1 および図 2 に、予備検討で得られた飛行高度と飛行速度の関係および飛行高度と対流熱流束の関係を示す。図 1 より、0.5 T の磁場印加条件では、0 T の条件と比較して飛行速度は約 4% 低減する。さらに図 2 より、この数%程度の飛行速度の低減で、熱流束の最大値は約 30% 低減する。すなわち、飛行速度の低下量は数%程度であっても、熱流束は大きく低減できる可能性がある。これらの予備検討から、高々度で少しでも減速しておくことは重要であり、大気による減速効果が弱い火星突入において MHD パラシュート効果を得ることは重要であると考えられる。

しかしながら、上述の予備検討において用いたローレンツ抗力係数の数値モデルは、機体周りの電磁流体場の解析結果に基づいたものではない。また、式(4)の評価式は、磁場を印加する場合を想定して作成されたものではないため、MHD Flow Control の適用によるプラズマ流れの減速に起因

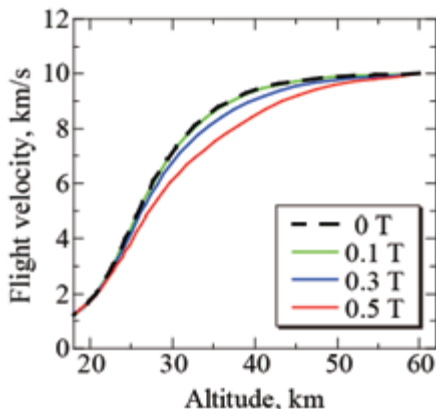


図 1: 予備検討で得られた MHD Flow Control 適用時の飛行速度履歴

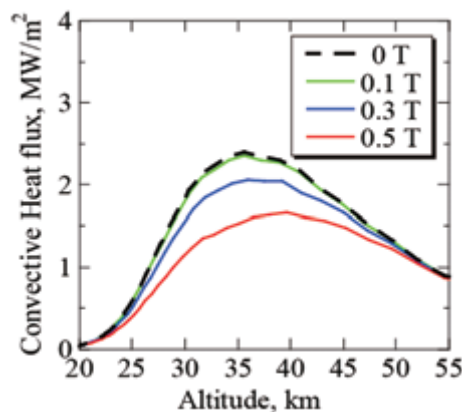


図 2: 予備検討で得られた MHD Flow Control 適用時の対流熱流束履歴

する対流熱流束の低減効果を考慮できていない。それ故、予備検討結果では、MHD パラシュート効果の有効性および MHD Flow Control の適用可能性に関する数値的検証として、不十分である。そこで、本研究では飛行軌道解析と電磁流体解析を組み合わせた連成解析を実施し、火星突入機の飛行軌道に沿って MHD Flow Control の有効性を調べることを目的とする。

2. 数値解析手法および解析条件

2. 1. 解析対象および印加磁場分布

機体形状は半径 1.0 m の半球と半径 1.5 m の円錐からなる。機体周囲を (r, θ, z) の円筒座標系で表し、 r - z 二次元平面

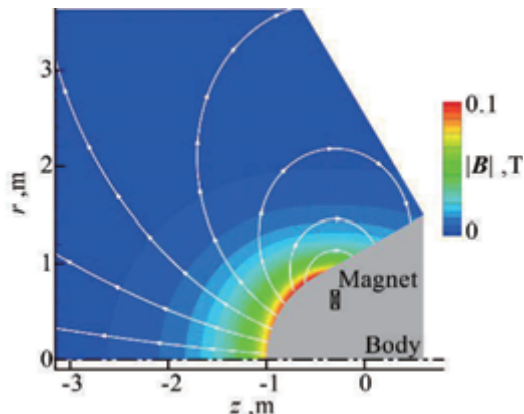


図 3: 解析対象および印加磁場分布 ($|B_{\max}| = 0.1$ T)

を解析領域とする。機体内部に空心円筒形超伝導磁石を搭載することを想定する。図 3 に、本解析における解析対象および磁場分布の一例を示す。搭載する電磁石の外径および内径はそれぞれ約 1.4 m, 約 1.2 m とし、機体壁面から 0.3 m の位置に設置している。また、断面積の中心位置は $(r, z) = (0.62, -0.30)$ としている。

2. 2. 電磁流体場の基礎方程式および解析手法

本解析では、火星大気組成をモル分率で CO_2 : 97%, N_2 : 3% と仮定する。また、熱的非平衡性を考慮するために Park の 2 温度モデル¹⁴⁾を用い、化学非平衡性を考慮するために Park ら¹⁵⁻¹⁷⁾, Fujita ら¹⁸⁾, Lee ら¹⁹⁾の文献を参考にして、18 化学種 ($\text{N}, \text{O}, \text{C}, \text{N}_2, \text{O}_2, \text{C}_2, \text{NO}, \text{CN}, \text{CO}, \text{CO}_2, \text{NCO}, \text{N}^+, \text{O}^+, \text{C}^+, \text{O}_2^+, \text{NO}^+, \text{CO}^+, \text{e}^-$), 39 化学反応を考慮している。Park の 2 温度モデルでは、重粒子の並進および回転モードは平衡であるとして、並進-回転温度 T_{tr} としている。また、同様に重粒子の振動、電子励起および電子の並進モードについては、振動-電子励起温度 T_{ve} としている。流れは全領域で層流を仮定する。

流体場に関する基礎方程式は、圧縮性 Navier-Stokes 方程式に MHD 相互作用に関する項を加えたものを使用する。使用している各化学種の質量保存方程式、運動量保存方程式、全エネルギー保存方程式、振動-電子(電子励起-自由電子並進)エネルギー保存方程式をまとめたものを以下に示す。

$$\frac{\partial}{\partial t} \begin{bmatrix} \rho Y_s \\ \rho \mathbf{u} \\ \rho E_t \\ \rho e_{ve} \end{bmatrix} + \nabla \cdot (\mathbf{F}_C + \mathbf{F}_D) = \begin{bmatrix} \dot{\omega}_s \\ 0 \\ 0 \\ S_{ve} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \mathbf{J} \times \mathbf{B} \\ 0 \\ \mathbf{J} \cdot \mathbf{J} / \sigma \end{bmatrix} \quad (5)$$

ここで、 \mathbf{F}_C および \mathbf{F}_D は、移流流速ベクトルおよび拡散流速ベクトルである。また、 ρ , Y_s , E_t および e_{ve} はそれぞれ、混合質量密度、化学種 s の質量分率、単位質量当たりの全エネルギーおよび単位質量当たりの振動-電子エネルギーを表す。右辺第 1 項は熱化学非平衡性に起因した生成項、右辺第 2 項は MHD 相互作用に起因した生成項を表す。 \mathbf{J} , \mathbf{B} および \mathbf{u} はそれぞれ電流密度、磁場、速度ベクトルを表し、 $\dot{\omega}_s$, S_{ve} , σ はそれぞれ、化学種 s の質量生成項、振動-電子エネルギーの生成率、電気伝導率を表す。

電磁場に関しては、低磁気レイノルズ数 MHD モデル²⁰⁾を採用する。以下に、本解析で使用する電磁場に関する基礎方程式を示す。

- MHD 近似を施した Maxwell 方程式

$$\nabla \times \mathbf{E} = 0 \quad (6)$$

- 電流連続の式

$$\nabla \cdot \mathbf{J} = 0 \quad (7)$$

- ホール効果を考慮した一般化されたオームの式

$$\mathbf{J} = \sigma(\mathbf{E} + \mathbf{u} \times \mathbf{B}) - \frac{\beta}{|B|}(\mathbf{J} \times \mathbf{B}) \quad (8)$$

また、電気伝導率 σ は以下の式で評価する。

$$\sigma = \frac{n_e e^2}{m_e \sum v_{eH}} \quad (9)$$

ここで、 β , n_e , e , m_e および v_{eH} はそれぞれ、ホールパラメータ、電子数密度、電荷素量、電子の質量、電子と重粒子の衝突周波数である。

2. 3. 数値解法および境界条件

流体場の基礎方程式には軸対称二次元近似を施し、導出された方程式を有限体積的に離散化する。対流項の数値流束には Shock-Fix 法を含む AUSM-DV スキーム²¹⁾を、粘性項の評価には 2 次精度中心差分法を用いる。時間積分には、LU-SGS 陰的解法²²⁾を用いる。

電磁場に関しては、式(6)–(8)から電位に関する 2 階の偏微分方程式を導出し、ガラーキン有限要素法²³⁾を適用して

離散化する．得られた電位に関する連立一次方程式をガウスの消去法を用いて解き，電流密度分布を得る．得られた電流密度分布は式(5)により流体場に反映される．本解析では，電磁場解析と流体場解析を毎ステップ交互に繰り返し実施することにより，定常解に導く．

壁温は輻射平衡温度を採用し，壁面の輻射係数 ϵ_{ra} はMitcheltreeらの文献²⁴⁾より0.78としている．また，壁面における並進-回転温度 T_{tr} および振動-電子励起温度 T_{ve} は，輻射平衡温度で平衡状態であると仮定している．さらに，壁面の境界条件には非触媒壁条件，滑りなし条件および絶縁壁条件を用いる．軸対称境界では鏡面条件を用いる．

2. 4. 飛行軌道解析における算出式および解析手法

機体に作用する空気力学的な抗力を圧力抗力 D_p とし，電磁気学的な抗力をローレンツ力の反力による抗力(ローレンツ抗力) D_L とする．また，機体に作用する全抗力 D_T はこれらの和と定義する．これらの算出式を以下に示す．

$$D_T = D_p + D_L \quad (10)$$

$$D_p = \iint_S -(pn)_z dS \quad (11)$$

$$D_L = \iiint_V (\mathbf{J} \times \mathbf{B})_z dV \quad (12)$$

ここで， S は機体の表面積， \mathbf{n} は機体壁面に対する法線ベクトル， V は解析領域の体積である．式(10)により得られた全抗力を用いて飛行軌道解析を行う．

飛行軌道解析に用いる式を以下に示す．ただし，本解析において揚力は考慮しない．

$$mv \frac{dy}{dt} = m \left(g_M - \frac{v^2}{R_M + h} \right) \cos \gamma \quad (13)$$

$$m \frac{dv}{dt} = -D_T + mg_M \sin \gamma \quad (14)$$

$$\frac{dh}{dt} = -v \sin \gamma \quad (15)$$

$$g_M = \frac{GM}{(R_M + h)^2} \quad (16)$$

ここで， v は飛行速度， h は飛行高度， B は磁束密度， γ は飛行経路角， R_M は火星半径， m は機体質量を表す，火星の重力加速度 g_M は飛行高度に応じて求め， G および M は重力定数および火星の質量である．

2. 5. 壁面熱流束の評価方法

本解析では，機体に作用する熱流束として対流熱流束 q_{conv} のみ評価する．評価式を以下に示す．

$$q_{conv} = \eta_{tr} \left(\frac{\partial T_{tr}}{\partial n} \right) + \eta_{ve} \left(\frac{\partial T_{ve}}{\partial n} \right) \quad (17)$$

ここで， $(\partial T / \partial n)$ は壁面における温度勾配， η_{tr} は並進-回転モードにおける熱伝導率， η_{ve} は振動-電子励起モードにおける熱伝導率である．

2. 6. 解析条件

機体本体質量 m は全条件で500 kgとし，本解析では，搭載する磁石の質量は考慮しない．初期飛行条件は，飛行高度60 kmにおいて，飛行速度10 km/s，飛行経路角8.0 deg.とする．また，飛行軌道解析における時間刻みは2.0 sとする．機体表面における最大印加磁束密度 $|B_{max}|$ を，0.1–0.5 Tの範囲で変化させる．各飛行高度と静圧 P_{st} および静温 T_{st} の関係は，Mars Global Reference Atmospheric Model (Mars-GRAM) 2010 Version²⁵⁾のデータベースから関数化したものを用いる．

3. 結果および考察

3. 1. 連成解析結果

0.1 T以外の印加磁場条件については，磁場との相互作用

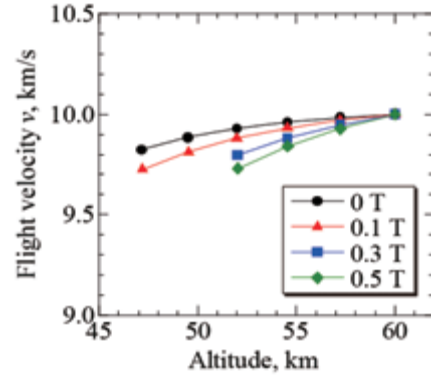


図4: 各印加磁場条件における飛行速度 v の履歴

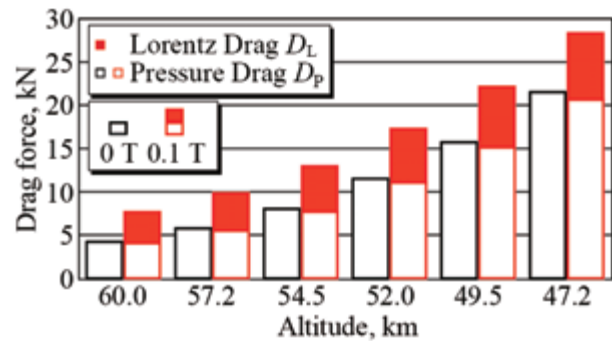


図5: 0 Tおよび0.1 Tにおける全抗力 D_T ，圧力抗力 D_p ，ローレンツ抗力 D_L の履歴

が大きく収束が遅い．そのため，本稿では解析が進んだ高度域の結果のみを示す．

図4に，各印加磁場条件における飛行速度 v の履歴を示す．高度60–54 kmに着目すると，磁場が強いほど飛行速度が低下している．ただし，0.1 Tといった弱い磁場条件であっても飛行速度の実質的な低下は確認できる．

図5に，0 Tおよび0.1 Tにおける全抗力 D_T ，圧力抗力 D_p ，ローレンツ抗力 D_L の履歴を示す．0 Tの場合と比較して磁場印加により全抗力が大きくなっており，高度60–47 kmでは，飛行高度が低下してもこの関係は変わらない．続いて，圧力抗力 D_p に着目すると，飛行高度によらず，0 Tの場合と比較して0.1 Tの場合の方が圧力抗力は減少している．また，飛行高度の低下に伴って，磁場印加による圧力抗力の減少量が増加していく．さらに，ローレンツ抗力 D_L に着目すると，飛行高度の低下に伴ってローレンツ抗力が増加している．これは，衝撃層内の電気伝導率の上昇に起因すると考えられる．

ここで，図6および図7にそれぞれ，0.1 Tの場合における高度60.0 km，57.2 km，54.6 kmでの電気伝導率分布，および周方向電流密度分布とローレンツ力ベクトルの分布を示す．図6より，飛行高度の低下に伴って衝撃層内の電気伝導率が上昇していることがわかる．また，図7より，飛行高度の低下に伴って衝撃波面付近の電流密度が大きくなっており，およびそれに伴って衝撃層内のプラズマ流れを減速させる方向に大きなローレンツ力が得られていることがわかる．今回の飛行条件では，衝撃層内の電子のホールパラメータの値は主に約0.5程度であり，衝撃層内はファラデーの電磁誘導の法則に支配される．そのため，衝撃層内に発生する電流密度の高い領域は，衝撃波面付近の電気伝導率が高い領域とほぼ一致する．飛行高度の低下に伴って，衝撃層内の電気伝導率が上昇したため，発生するローレンツ力は増加したと考えられる．また図6より，

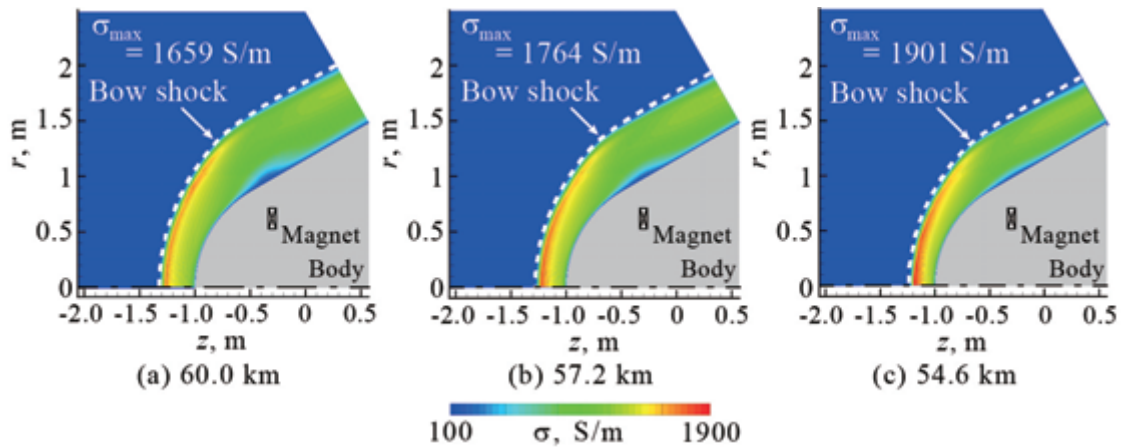


図 6: 0.1 T における高度 60.0 km, 57.2 km, 54.6 km での電気伝導率分布

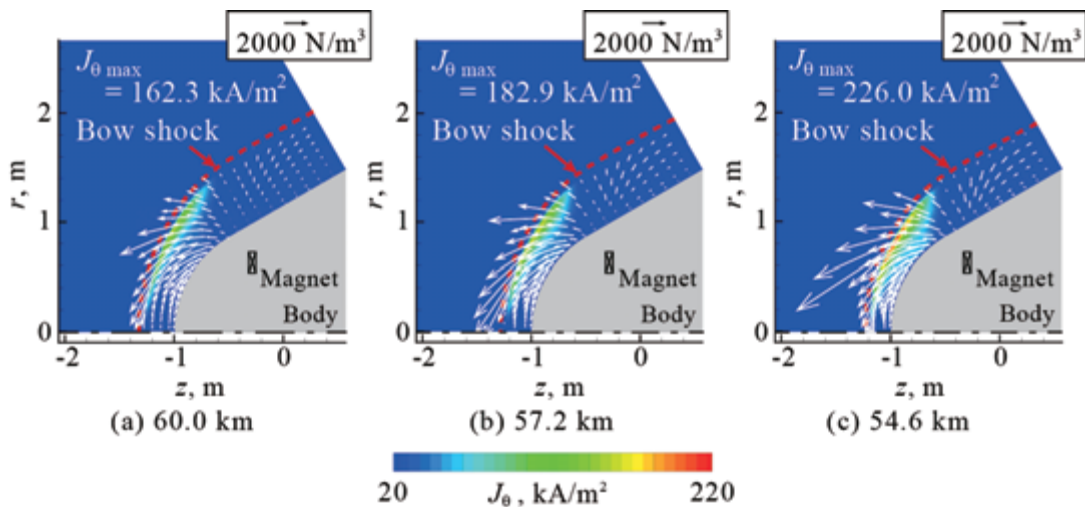


図 7: 0.1 T における高度 60.0 km, 57.2 km, 54.6 km での周方向電流密度分布およびローレンツ力ベクトル分布

飛行高度の低下に伴って衝撃波離脱距離が減少していることがわかる。これはローレンツ力の働く領域が狭くなっていることを表している。ローレンツ抗力は式(12)に示したように、衝撃層内に発生するローレンツ力の反力の体積積算値である。前述のとおり、飛行高度の低下に伴って衝撃層内の電気伝導率が上昇するため、機体周囲に発生するローレンツ力が増加する。その一方で、飛行高度の低下に伴って大気密度が増加し、流体の慣性力が強まる。ローレンツ力の増加する影響よりも大気密度の増加の影響の方が大きいと、衝撃波離脱距離が減少したと考えられる。ローレンツ力の働く領域が狭くなったにもかかわらず、図 5 に示したように、飛行高度の低下に伴い、ローレンツ抗力が増加したのは、電気伝導率の上昇によって、ローレンツ力が働く領域が狭くなる影響を上回るほど大きなローレンツ力が発生したためであると考えられる。また、図 5 において、0.1 T 印加時に飛行高度の低下に伴って圧力抗力が減少したのは、大きなローレンツ力の発生によるプラズマ流れの減速効果および MHD パラシュート効果による飛行速度の低下によって衝撃層内の動圧が低下したため、圧力抗力が減少したと考えられる。

図 8 に、高度 60.0–54.6 km における各印加磁場条件での全抗力 D_T 、圧力抗力 D_P 、ローレンツ抗力 D_L の履歴を示す。まず、圧力抗力に着目すると、高度 60.0 km において、0.1 T の場合では 0 T の場合と同程度の値となっているが、磁場が強いほど減少している。ここで図 9 に、高度 60 km での

各印加磁場条件における周方向電流密度分布およびローレンツベクトル分布を示す。同図より、磁場が強いほど衝撃層が拡大している様子が確認できる。これは、磁場が強いほどローレンツ力をより広範囲に得ることができ、衝撃層内のプラズマ流れがより減速されるためである。すなわち、衝撃層内の動圧が低下するため、圧力抗力が減少すると考えられる。一方で、0.1 T といった弱い印加磁場条件ではローレンツ力をあまり広範囲に得ることができず衝撃層内の動圧が大きく変化しないため、圧力抗力は大きく減少しないものと考えられる。また、図 8 より、高度 60.0–54.6 km の範囲では、飛行高度が低下しても全印加磁場条件で、圧力抗力は 0 T の条件に対して減少する。

次に、図 8 において、ローレンツ抗力に着目すると、磁場が強いほど増加していることがわかる。図 9 より、磁場が強いほど衝撃層内の周方向電流密度の最大値は減少しており、ローレンツ力ベクトルの大きさも減少している。図 6 と同様に、印加磁場条件を変更しても電気伝導率の高い領域は衝撃波面付近に存在する。そのため、磁場を強めたことにより衝撃層が拡大し、電気伝導率の高い領域は機体壁面から遠ざかる。しかし、磁場は機体壁面に遠ざかるほど減少する。よって、磁場を強めるほど周方向電流密度の最大値は減少し、ローレンツ力ベクトルも小さくなる。一方で、衝撃層が拡大し、より広範囲にローレンツ力が発生するため、ローレンツ抗力は増加する。高度 60.0–54.6 km の範囲では、いずれの印加磁場条件においても飛行高度が

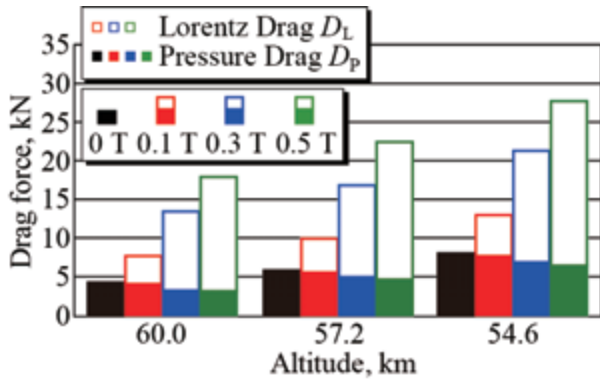


図 8: 高度 60.0–54.6 km における各印加磁場条件での全抗力 D_T 、圧力抗力 D_P 、ローレンツ抗力 D_L の履歴

低下するほどローレンツ抗力は増加する。

さらに、図 8 において、全抗力に着目すると、いずれの飛行高度においても磁場が強いほど全抗力は増加していることがわかる。前述のとおり、磁場が強いほど圧力抗力は減少し、ローレンツ抗力は増加する。ローレンツ抗力の増加量が圧力抗力の減少量を上回るほど大きく得られるため、全抗力は磁場が強いほど増加する。また、高度 60 km において、0.1 T の弱い磁場条件でも MHD Flow Control を適用することにより 0 T の場合と比較して約 2 倍の全抗力が得られている。以上のことから、大気が著しく希薄で圧力抗力が小さい高度 60–50 km において、弱い磁場を印加した場合でも抗力増大効果を大きく得られることが示唆される。

3. 2. 予備検討と連成解析結果の比較

図 10 に、高度 60–54 km における飛行速度の予備検討と連成解析結果の比較を示す。予備検討において、0.1 T の条件は、0 T とほぼ同様の速度履歴になると予測されていた。

しかし、連成解析により、予測よりも大きく飛行速度が低減できていることがわかった。さらに低高度まで解析を行うことで、より飛行速度が低下できると予想される。また、予備検討により得られた結果は大きくは外れていないことがわかる。今回は、ローレンツ抗力係数 $C_{D,M}$ を磁束密度 B の 2 乗と高度 h に比例する関数として、ローレンツ抗力が速度の大きい高々度域で強く働くよう定義している。また、磁場配位の変化を表す変数として、変数 A を設定している。0.5 T のように、予備検討に比べて、連成解析結果では飛行速度の低下量が小さくなっている結果も存在する

が、今回のローレンツ抗力係数のモデル式を用いて飛行軌道解析のみを実施する場合でも、MHD パラシュート効果を考慮した MHD Flow Control の効果を予測することは可能であると考えられる。今後、より低高度まで解析を行い、予備検討結果と連成解析結果の比較を行っていく。

予備検討において飛行軌道の推定に用いた式(3)は、MHD Flow Control を適用した際に期待される MHD パラシュート効果を見積もるため、便宜的に設定した比例定数 A に基づくものである。そのため、今回実施した電磁流体解析結果を考慮できていない。また、予備検討において熱流束の推定に用いた式(4)は、飛行速度と大気密度から熱流束を推定するものである。そのため、磁場印加による衝撃層内のプラズマ流れの減速による熱流束の低減効果を考慮できていない。よって今後は今回得られた連成解析結果から、MHD の効果の大きさを表すパラメータである MHD 相互作用係数を用いて、抗力係数および対流熱流束と MHD 相互作用係数の関係を明らかにする。さらに、この関係から、予備検討で仮定した式(3)および式(4)を MHD Flow Control の効果を反映した、より正確なモデル式に修正していく。

4. 結論

火星突入環境において MHD Flow Control の有効性を検証するために、電磁流体場と飛行軌道の連成解析を実施した。本解析より、以下の結論を得た。

- I. 火星突入時の飛行速度を MHD パラシュート効果により実質的に低減できる可能性がある。
- II. 大気密度が著しく希薄で圧力抗力の小さい高度 60 km において、0.1 T 程度の弱い印加磁場条件でも、MHD パラシュート効果により抗力を実質的に増加できる可能性がある。

謝辞

本解析で行った数値解析の一部は、京大学生存圏研究所 電波科学計算実験装置(KDK)を用いて実施致しました。

参考文献

- 1) Venkatapathy, Ethiraj, *et al.*: Adaptive Deployable Entry and Placement Technology (ADEPT): A Feasibility Study for Human Missions to Mars, 21st AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference and Seminar, Dublin, Ireland, AIAA Paper, No. 2011-2608, 2011.

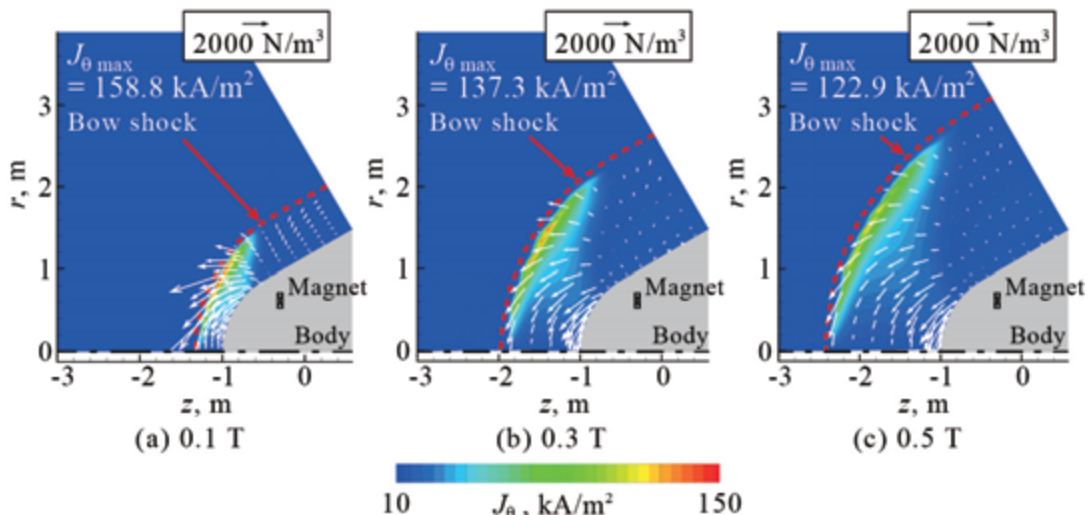


図 9: 高度 60 km での各印加磁場条件における周方向電流密度分布およびローレンツ力ベクトル分布

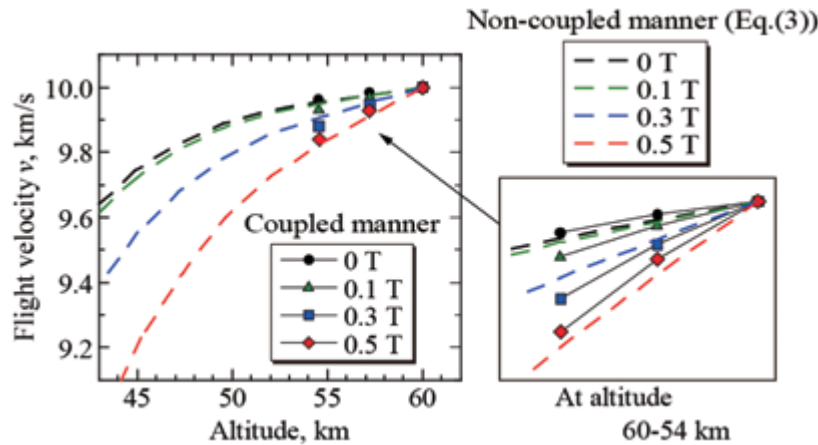


図 10: 高度 60-54 km における飛行速度の予備検討と数値解析結果の比較

- 2) 山田和彦, 安部隆士: 柔構造大気突入機の研究開発と今後の展開, 第 42 期 年会講演会講演集, B07, 日本航空宇宙学会, 2011.
- 3) Kim, M., & Boyd, I. D.: Effectiveness of a magnetohydrodynamics system for Mars entry, *Journal of Spacecraft and Rockets*, **49**, No.6, pp.1141-1149, 2012.
- 4) T. Fujino, N. Isozaki, and M. Ishikawa: Feasibility study of hall magnetohydrodynamic power generation during mars entry flights, 41st Plasmadynamics and Lasers Conference, AIAA-2010-4489, Chicago, Illinois, 2010.
- 5) Moses, R. W., Kuhl, C. A. and Templeton J. D.: Plasma Assisted ISRU at Mars, 15th International Conference on MHD Energy Conversion, Moscow, pp.468-477, 2005.
- 6) 高橋知之, 下澤雄太, 益田克己, 藤野貴康: 火星への Direct Entry における MHD Flow Control の適用可能性の検討, 第 58 回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2014-4255, 2014.
- 7) Meyer, R. C. : On Reducing Aerodynamic Heat-Transfer Rates by Magnetohydrodynamic Techniques, *Journal of the Aero/Space Sciences*, **25**, pp.561-566, 572, 1958.
- 8) Bush, W. B.: Magnetohydrodynamic-Hypersonic Flow Past a Blunt Body, *Journal of the Aero/Space Sciences*, **25**, pp.685-690, 728, 1958.
- 9) Ziemer, R. W.: Experimental Investigation in Magneto-Aerodynamics, *American Rocket Society Journal*, **29**, pp.642-647, 1959.
- 10) Bocharov, A. N., Bityurin, V. A., Lineberry, J.: Study of MHD Interaction in Hypersonic Flows, The 15th International Conference on MHD Energy conversion, Moscow, pp. 399-416, 2005.
- 11) T. Fujino, T. Yoshino, and M. Ishikawa: Numerical Analysis of Reentry Trajectory Coupled with Magnetohydrodynamics Flow Control, *Journal of Spacecraft and Rockets*, **45**, No. 5, pp. 911-920, 2008.
- 12) Owens, Robert V.: Aerodynamic characteristics of spherically blunted cones at Mach numbers from 0.5 to 5.0., NASA-TN-D-3088, 1965.
- 13) Sutton, K. and Graves, R. A.: A General Stagnation-Point Convective-Heating Equation for Arbitrary Gas Mixtures, NASA, TR R-376, 1971.
- 14) Park, C.: Assessment of Two-Temperature Kinetic Model for Ionizing Air, *J. of Thermophysics and Heat Transfer*, **3**, No. 3, pp.233-244, 1989.
- 15) Park, C., Jonn, T. H., Richard L. Jaffe., and Graham, V. Candler.: Review of Chemical-Kinetic Problems of Future NASA Mission, 11: Mars Entries, *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, **8**, No. 1, 1994.
- 16) Park, C., and Ahn H-K.: Stagnation-Point Heat Transfer Rates for Pioneer-Venus Probes, *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, **13**, No. 1, 1999.
- 17) Park, C et al.: Chemical-Kinetic Parameters of Hyperbolic Earth Entry, 2001.
- 18) Fujita, K., Sumi, T., Yamada, T., and Ishii, N.: Heating Environment of a Venus Entry Capsule in a Trail Balloon Mission, *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, **20**, No. 3, 2006.
- 19) Lee, E-S., Park, C., and Chang, K-S.: Shock-Tube Determine of CN Formatio Rate in a CO-N2 Mixture, *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, **21**, No. 1, 2007.
- 20) Sutton, G. W., and Sherman, A.: Engineering Magnetohydrodynamics, Dover Publications, Inc., New York, 1993.
- 21) Wada, Y. and Liou, M. S.: A Flux-Splitting Scheme with High-Resolution and Robustness for Discontinuities, AIAA paper 94-0083, 1994.
- 22) Yoon, S., and Jameson, A.: Lower-upper symmetric-Gauss-Seidel method for the Euler and Navier-Stokes equations, *AIAA journal*, **26**, No. 9, pp.1025, 1026, 1988.
- 23) 中田高義, 高橋則雄: 「電気工学の有限要素法」, 第 2 版, 森北出版, 1986.
- 24) Mitcheltree, R. A. and Gnoffo P. A.: Wake Flow About the Mars Pathfinder Entry Vehicle, *Journal of Spacecraft and Rockets*, **32**, No. 5, pp.771-776, 1995.
- 25) Justh H. L.: Mars Global Reference Atmospheric Model 2010 Version: Users Guide, NASA/TM-2014-217499, 2014.