

火星大気突入ミッションの実現に向けた 希薄空力データベース開発

小澤宇志, 鈴木俊之, 高柳大樹, 藤田和央
宇宙航空研究開発機構

Development of Rarefied Aerodynamic Databases for Hypersonic Mars Entry Missions

by
Takashi Ozawa, Toshiyuki Suzuki, Hiroki Takayanagi and Kazuhisa Fujita (JAXA)

ABSTRACT

At Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA), several Mars exploration missions have been recently proposed. In our group, application of aerocapture technology to these missions has been studied so as to reduce the load of the spacecraft. In order to improve feasibility of these missions, development of an aerodynamic database for aerocapture is crucial. Since an attitude instability phenomenon in rarefied hypersonic flows is generally well-known and Mars atmosphere pressure is generally lower than one percent of earth atmospheric environments, the aerodynamics in rarefied Mars atmospheric environments must be well-evaluated. In this work, three-dimensional direct simulation Monte Carlo (DSMC) computations were carried out to improve the prediction accuracy of aerodynamic coefficients.

1. はじめに

近年, JAXA において次期火星探査ミッション(Mars Exploration with Lander-Orbiter Synergy; MELOS)¹⁾, 無着陸サンプルリターンミッション(Mars Aero-flyby Sample Collection; MASC)²⁾³⁾⁴⁾, 火星エアロキャプチャ技術実証ミッション⁵⁾等, 様々な火星探査が計画されている。これらのミッションでは, エアロキャプチャ技術に応用したシステムが検討されており, エアロキャプチャによる推進剤の削減が期待されている。しかし, エアロキャプチャを実現するためには, 高精度な空力データベースの開発が必要不可欠である。また, 火星大気は地球大気と比べて希薄であり, その大気密度は地球の1%以下である。従って, これらの惑星探査機を誘導制御するためには極超音速突入時における希薄空力不安定性の検討が重要である。

本研究では, 現在 JAXA において検討が進められている MASC ミッションで提案されている機体形状を想定して空力検討を行い, 火星エアロキャプチャ技術実証ミッションの空力特性⁶⁾と比較検証する。ミッション概念設計の結果, 火星エアロキャプチャ技術実証ミッションでは弾道係数 60kg/m^2 , MASC ミッションでは 700kg/m^2 の条件を満たすような機体形状がそれぞれ提案されている。火星エアロキャプチャ技術実証機は図 1 のようなノーズ曲率半径 0.4 m , 反頂角 70 度の Sphere-Cone 型の鈍頭形状, MASC エアロシェルは図 2 のようなノーズ曲率半径 0.35 m , 反頂角 20 度の Sphere-Cone 型形状であり, 異なる機体形状の希薄空力不安定性に対する影響を評価する。

2. 計算手法

本研究では, すべての流れ条件に適した火星ミッション空力データベースを構築するため, (1)数値流体力学(Continuum Fluid Dynamics; CFD)⁷⁾及び修正ニュートニアン計算, (2)自由分子流計算, (3)モンテカルロ直接(direct simulation Monte Carlo; DSMC)⁸⁾希薄空力計算の一連の計算を行い, 空力データベース構築手法を確立する。MASC ミッションは迎角(Angle of attack; AoA) 9 度前後で火星大気に突入する計画であり, シェル形状は迎角 9 度において揚抗比(L/D) 0.4 で設計されている。従って, 本稿では MASC 空力の迎角依存性を検討するため,

予定トリム角 9 度前後の迎角 0 度, 5 度, 9 度, 15 度において空力計算を行う。

まず, 連続流領域では修正ニュートニアン計算及び CFD 計算を行う。CFD 計算は, JAXA で開発中の JONATHAN(JAXA Optimized Nonequilibrium Aerothermodynamic Analysis)⁷⁾コードを用いる。JONATHAN コードは, 化学的, 熱的非平衡効果を有する三次元ナビエ・ストークス方程式を Park の 2 温度モデルを用いて数値解析する。対流項については二次の MUSCL スキームとともに AUSM-DV スキームを非平衡

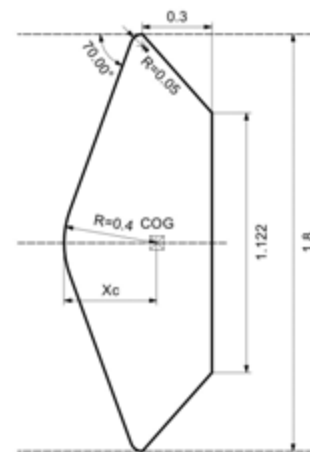


図 1: 火星エアロキャプチャ技術実証機形状

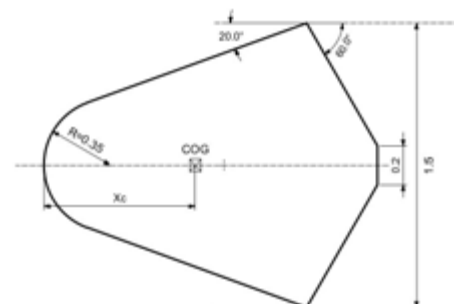


図 2: MASC 機体形状

流の場合に一般化して適用する。化学反応に伴うスティフネスを緩和するために陰的对角法を化学反応項に適用し、対流項、粘性項に対してはローカルな時間ステップの陽的積分法を採用する。粘性係数、熱伝導係数、拡散係数は Chapman-Enskog 理論の一次式より計算する (JONATHAN コードの詳細は文献 7 を参照)。

自由分子流計算には、無衝突 DSMC⁸⁾コードを用いる。高度 200 km における流れ場条件を使用し、抗力・揚力・ピッチングモーメント係数を計算する。壁面温度は 250 K とする。表面熱適応係数 γ を導入し、表面に入射する粒子のうちの割合 γ が拡散反射し、割合 $(1-\gamma)$ が鏡面反射すると仮定する。本稿では、係数 γ が 1.0(拡散反射), 0.9, 0.8 の 3 ケースで計算し比較検討する。また、全長 L が 1.76 m に対して重心位置(ノーズ先端からの距離 X_c で定義)を 0.8, 1.0, 1.2m としてピッチングモーメントを計算する。

希薄流領域の計算は、MOTIF(Modeling Of Transitional- Ionized Flows)⁹⁾¹⁰⁾ DSMC コードを用いる (MOTIF コードの詳細は、文献 9 を参照)。MOTIF コードでは、分子の衝突周波数モデルは NTC(Non Time Counter)法、分子衝突断面積モデルは VHS(Variable Hard Sphere)モデルを採用している。さらに MOTIF コードには、温度依存の回転、振動衝突数を用いた BL(Borgnakke-Larsen)¹¹⁾モデルが R-T (Rotation - Translation), V-T (Vibration - Translation)エネルギー交換モデルとして組み込まれている。化学反応モデルは TCE (Total Collision Energy)モデルを使用する。気体と表面の相互作用には CLL(Cercignani-Lampis-Lord)¹²⁾反射モデルを用いており、熱適応係数の物質、表面温度、表面のラフネス等への依存性を調査することができる。また、本稿では壁面温度は 250 K、表面熱適応係数は 0.8~1.0 と仮定する。衝突セルには多階層構造を導入し、本稿では 2 階層で計算している。マクロパラメータのサンプリングは定常状態に達したタイムステップから開始

する。タイムステップ、セル幅、ドメインサイズ、粒子数は、計算結果がこれらのパラメータに依存しないような適した値を用いた。MOTIF コードにおいて、機体に及ぼす空力及びモーメントはサンプリングタイム Δt において式(1), (2)で与えられる。

$$F = \sum_p [(m\mathbf{v}_p^{pre} - m\mathbf{v}_p^{post})] / \Delta t \quad (1)$$

$$\mathbf{M} = \sum_p m_p [(\mathbf{r}_p - \mathbf{r}_c) \times (\mathbf{v}_p^{pre} - \mathbf{v}_p^{post})] / \Delta t \quad (2)$$

ここで p は粒子、 \mathbf{r}_c は機体の重心位置である。また、抗力係数 C_b 、揚力係数 C_L 、ピッチングモーメント係数 C_M は下記の式で与えられる。

$$C_{D,L} = F_{D,L} / (\pi/8) \rho_\infty V_\infty^2 d^3 \quad (3)$$

$$C_M = -M_z / (\pi/8) \rho_\infty V_\infty^2 d^3 \quad (4)$$

ここで d は機体の代表長であり、MASC 機体ではベース直径 1.5 m とする。

本研究では、希薄流領域である高度 120, 107, 95, 90, 80 km の 5 高度において DSMC 計算を行う。各高度における自由流れの条件を表 1 に示す。機体の突入速度はおおよそ秒速 4.4 km であり、希薄度のパラメータであるクヌーゼン数(Kn)は 5 から 0.01 までほぼ 3 桁変化している。

表 1 MASC 軌道自由流条件

高度 km	数密度 m^{-3}	温度 K	速度 km/s	Kn ($L=1.5m$)
119.5	8.69×10^{16}	218.4	4.40	4.97
107.2	3.73×10^{17}	158.3	4.41	1.01
94.7	3.02×10^{18}	118.6	4.42	0.11
89.6	6.48×10^{18}	120.4	4.42	0.052
80.3	2.46×10^{19}	129.3	4.43	0.014

3. 結果と考察

3. 1. 連続流解析

初めに連続流領域の空力特性把握に向けて、修正ニュートン計算を行った。さらに、JAXA の極超音速風洞(Hypersonic Wind Tunnel; HWT)において基本空力性能取得試験を行った。試験はマッハ数約 9.46, レイノルズ数 210,000 で行い、JONATHAN による CFD 計算結果と空力係数を比較検討した。その結果を図 3 に示す。ピッチングモーメント係数は迎角 0 度におけるよどみ点位置(模型先端位置)周りの頭上げを正として比較した。複数のマッハ数において実験を行った結果、この速度域における各空力係数のマッハ数依存性は小さいことがわかった。また、図 3 に見られるように各空力係数において HWT 結果と計算結果は定性的に良い一致を示している。ただし、揚力においては CFD 計算は HWT 結果と良く一致しているのに対して、修正ニュートンの結果は最大で 25%過大評価している。また、迎角が 10 度以上において数値計算結果は双方とも HWT 結果よりも高いピッチングモーメント係数を予測している。本稿では、空力データベース構築に向けて CFD 結果に最小二乗法を用いて決定した値を連続流領域の空力特性として使用する。

3. 2. 自由分子流解析

高度 200 km における突入条件において自由分子流空力解析を行った。表面熱適応係数 γ が 1.0, 0.9 及び 0.8 の 3 条件、迎角が 0 度から 40 度の間で抗力・揚力係数を計算し、その結果を図 4 に示す。図に見られるように、迎角が 20 度以下においては迎角が高くなるにつれて抗力係

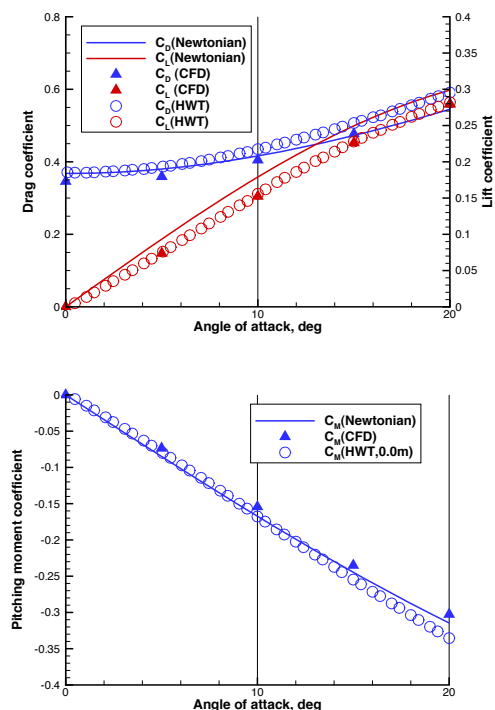


図 3: 連続流領域の空力係数：抗力・揚力係数比較(上)、ピッチングモーメント係数(下)

数は徐々に低くなり、揚力係数は高くなる。迎角が 20 度以上では抗力係数は徐々に高くなり、30 度以上では揚力係数・揚抗比ともに低くなる。完全拡散反射の場合、迎角 0 度において抗力係数は 2.0 よりもわずかに高く、揚力係数は迎角 9 度において約 0.014 である。しかし、 γ が減少するにつれて鏡面反射率の増加に伴って抗力係数は高くなり、 γ が 0.8 の場合迎角 0 度において抗力係数は 2.18 よりも高くなる。揚力係数においても同様の傾向をみることができ、 γ が 0.8 の場合迎角 9 度において揚力係数は約 0.08 であり、完全拡散反射の場合の約 8 倍の値となっている。すなわち、自由分子流領域では空力係数の表面熱適応係数依存性は非常に高い。

また、希薄空力不安定性を検討するため、重心位置を 0.8, 1.0, 1.2 m として 3 ケースでピッチングモーメントを計算した。図 5 にピッチングモーメント係数の比較を示す。Xc=1.0 m の場合、 γ が 1.0 と 0.9 の場合で C_M はほぼ一致しているが、Xc<1.0m の場合、 γ が減少するほどピッチングモーメント係数も低くなり、Xc>1.0m の場合は逆に γ が減少するほどピッチングモーメント係数は高くなる。また、Xc<1.2 m 且つ AoA<20 度の条件では C_M は単調減少であるが、Xc=1.2 m, AoA>20 度では C_M が増加し正の値となり、空力的に不安定となる。ただし、重心位置が機体全長の 70 %より前方であれば予定迎角において C_M が負であるので、火星エアロキャプチャ技術実証機のような鈍頭形状と比較すると、希薄空力不安定性効果は小さいことがわかる。

3. 3. 希薄流解析

希薄流領域の空力特性把握に向けて、表 1 の 5 高度において DSMC 計算を行った。本小節では、空力検討が目的であり、検討する領域では化学反応が空力に及ぼす影響は小さいため、火星大気化学種を二酸化炭素と仮定し、化学反応は考慮しない。まず、高度 120 km, 95 km, 80 km の 3 高度における遷移領域から連続流極限にかけての流れ場の遷移を比較検討した。迎角 0 度の場合の並進

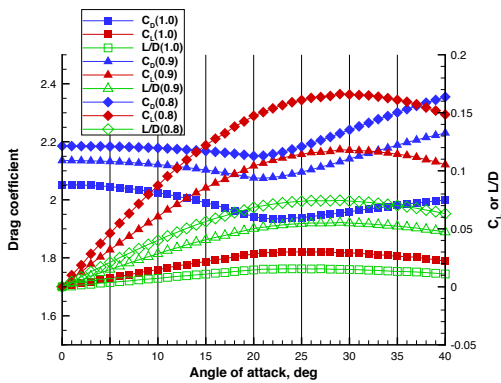


図 4: 自由分子流における抗力・揚力係数

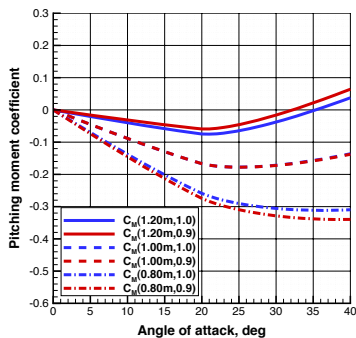


図 5: 自由分子流におけるピッチングモーメント係数

温度等高線図の比較を図 6 に示す。3 高度の流れ場を比較すると、低高度になるにつれて衝撃波離脱距離が短くなっており、また衝撃層内の温度も高くなっていることが分かる。高度 120 km では強い衝撃層が形成されず、より拡散した衝撃層構造となっているが、高度 95 km より低高度ではより連続流に近い構造となっている。衝撃層の高温領域は高密度領域より拡散しており、高高度ほどその差は大きくなる。衝撃層の最高温度は高度 80 km では 16,000 K 程度であるが、高度 120 km では 10,000 K 以下である。

次に、連続流領域と自由分子流領域の間の遷移領域 DSMC 空力係数を式(1)-(4)を用いて計算し、ブリッジング関数(Bridging Formula: BF)による空力係数と比較する。BF 関数は、下記の半経験式¹³⁾¹⁴⁾で評価し、正弦二乗モデルを適用する。

$$C = C_{CNT} + (C_{FM} - C_{CNT}) \sin^2 \phi, \quad (5)$$

$$\phi = \begin{cases} 0, & \text{if } Kn < 10^{-a/b} \\ \pi(a + b \log_{10} Kn), & \text{if } 10^{-a/b} \leq Kn \leq 10^{(1-2a)/2b} \\ \pi/2, & \text{if } Kn > 10^{(1-2a)/2b} \end{cases}, \quad (6)$$

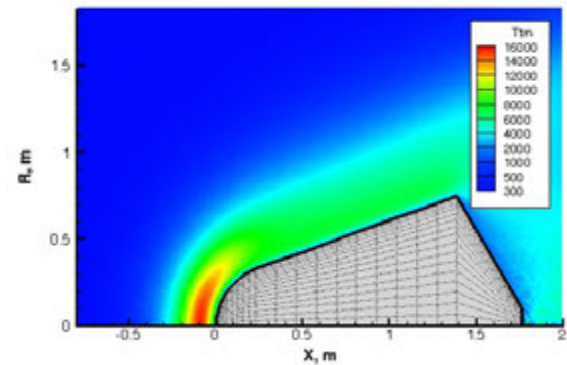
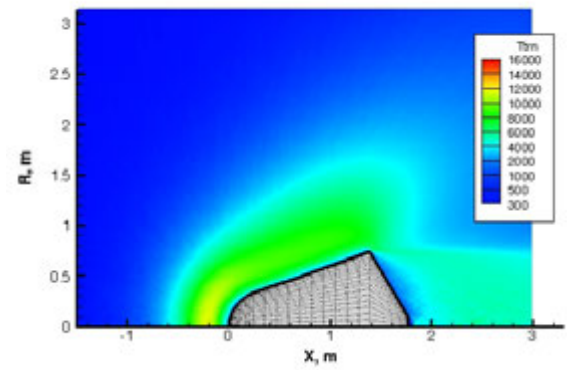
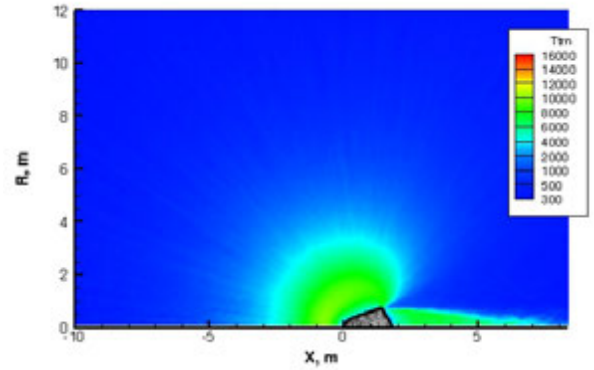


図 6: 流れ場の遷移: 高度 120 km(上), 95 km(中), 80 km(下)における温度等高線図

式中の C は C_b , C_L , もしくは C_M であり, 下付き文字の CNT, FM はそれぞれ連続流(Continuum), 自由分子流(Free-Molecular)を意味する. パラメータ a , b は通常それぞれ $3/8$, $1/8$ であるが, 本稿では空力予測精度を高めるため, 抗力・揚力・ピッチングモーメント係数それぞれにおいて, ノミナル迎角 9 度の DSMC 結果に最小二乗法を用いてこれらの係数を決定した. 表 2 にその結果を示す. ピッチングモーメントに関しては, 重心位置が $0.8m$ の場合の計算結果を用いて決定した.

表 2 ブリッジング関数のパラメータ

Case	a	b
General	0.375	0.125
C_b (DSMC, $\gamma=1.0$)	0.420	0.108
C_L (DSMC, $\gamma=1.0$)	0.378	0.104
C_M (DSMC, $\gamma=1.0$)	0.371	0.110

表 2 のパラメータを用いて迎角 9 度における MASC エアロシェルの DSMC とブリッジング法による空力係数の比較を図 7 に示す. 熱適応係数がそれぞれ 1.0, 0.9, 0.8 の場合でそれぞれパラメータ a , b を求め, クヌーセン数依存性を比較している. 結果として, Kn が高くなるほど抗力係数は高くなるが, 揚力係数は低くなる. また, 表面適応係数の影響は流れ場が希薄になるほど高くなる. 抗力係数は表面適応係数が低くなるほど希薄領域で高くなるため, 連続流領域と比べて空力係数の変化率が高くなる. それに対して, 揚力係数は表面適応係数が低くなるほど連続流領域の揚力係数と比べて変化率が低くなる. 次に, ブリッジング法による空力予測と DSMC 計算結果の比較であるが, 抗力, 揚力ともにブリッジング法の結果は, DSMC の結果と一致しており, 表 2 のパラメータを用いて MASC エアロシェルの空力特性を把握することができる. 同様にピッチングモーメント係数に関しても良い一致を示しており, 連続流領域から自由流領域にかけて表面適応係数が低くなるほど係数の変化率は高くなる.

さらに希薄空力特性の迎角依存性を検討した. 通常エアロシェルの熱適応係数は 0.9 以上であるため, ここでは機体壁面を拡散反射壁面と仮定して迎角 5, 9, 15 度で DSMC 計算を行い, 迎角 9 度のケースで求めたパラメータを用いたブリッジング法と比較した. 図 8 に見られるように迎角 5 度から 15 度の範囲で抗力係数の迎角依存性は低いが, 揚力・ピッチングモーメント係数は, 迎角の変化とともに大きく変化している. また, ブリッジング法による抗力・揚力・ピッチングモーメント係数はそれぞれ DSMC 結果と良い一致を示している. つまり, この迎角範囲においては, 迎角 9 度のブリッジング関数を用いて空力予測が可能である.

最後に, Kn が 5.0, 1.0, 0.1, 0.05, 0.01 の遷移領域 5 ケースで迎角を変化させた場合の MASC エアロシェル空力特性変化を図 9 に示す. まず, 迎角が 0 度から 15 度の間で三空力係数ともにブリッジング法と DSMC 計算結果は良い一致を示している. ブリッジング関数による空力予測は, 抗力・揚力係数に関しては DSMC 結果と 5% 以下, ピッチングモーメントに関しては 10% 以下の精度である. 揚力係数は高迎角となるにつれて徐々に高くなり, ピッチングモーメント係数は Kn が高くなるにつれて低くなる.

3. 4. MASC 火星空力データベース

前小節において, MASC エアロシェルの空力特性を DSMC 結果と BF 法で比較検討した結果, クヌーセン数

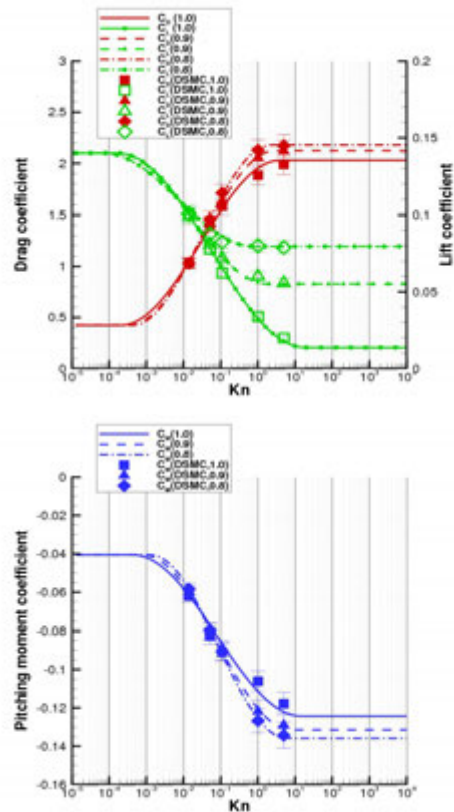


図 7: 迎角 9 度における DSMC 計算結果とブリッジング法の空力特性比較と熱適応係数依存性: $C_b \cdot C_L$ 比較(上), C_M 比較(下).

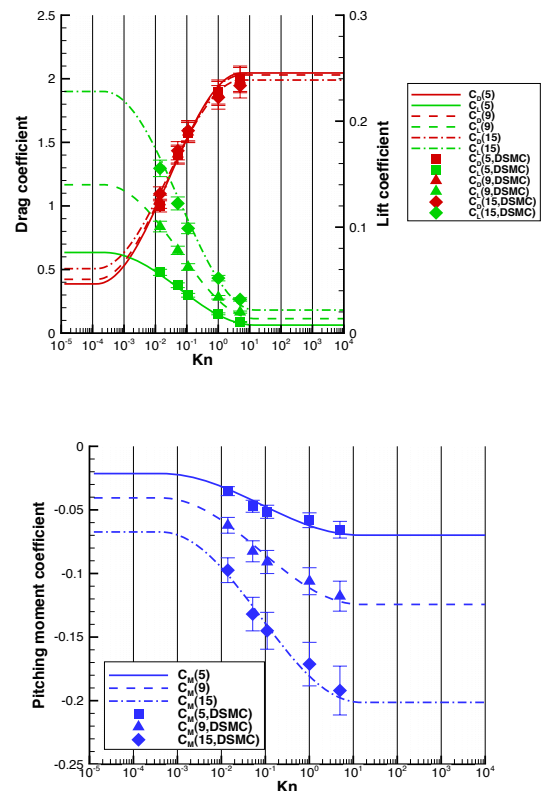


図 8: 迎角 5, 9, 15 度の DSMC 計算結果とブリッジング法の空力特性比較: $C_b \cdot C_L$ 比較(上), C_M 比較(下).

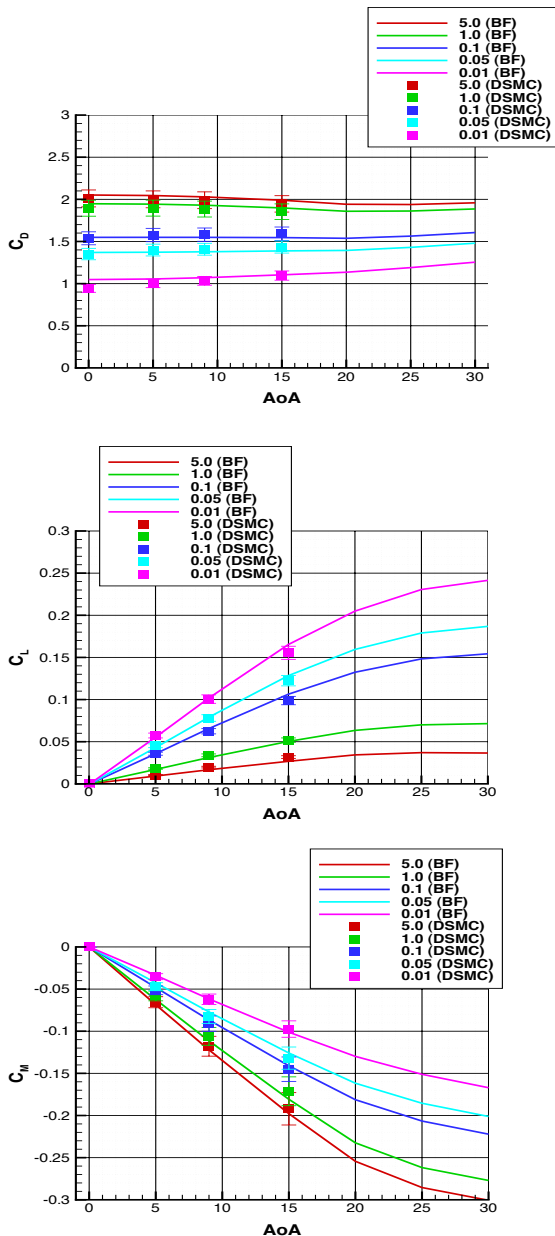


図 9: MASC エアロシェルの DSMC 計算結果と BF 法の空力迎角依存性比較: C_D (上), C_L (中), C_M (下).

Kn , 迎角 AoA をパラメータとしてノミナル迎角 9 度のパラメータを使用した BF 法により評価できることが分かった. 従って, $\log_{10}(Kn)$, AoA の 2 変数による全流れ場領域の空力データベース(C_D , C_L , C_M)を作成した. 図 10 に見られるように, 空力特性は Kn が 0.01 から 10 の間で変化が大きく, 希薄流領域における空力特性把握の重要性を示している. 迎角依存性については急激な変化は見られず, 重心位置が $Xc < 1.2$ m を満たせば全流れ場領域において C_M が負であるため, 希薄領域においても機体は安定する.

3. 5. 火星エアロキャプチャ技術実証機との比較

MASC エアロシェルと火星エアロキャプチャ技術実証機の空力特性を比較する. 火星エアロキャプチャ技術実証機空力係数の DSMC 計算結果と BF 法の比較を図 11 に示す. 重心位置は 0.4 m としてピッチングモーメントを計算している. 火星エアロキャプチャ技術実証機形状では, 迎角が高くなるにつれて抗力・揚力係数ともに

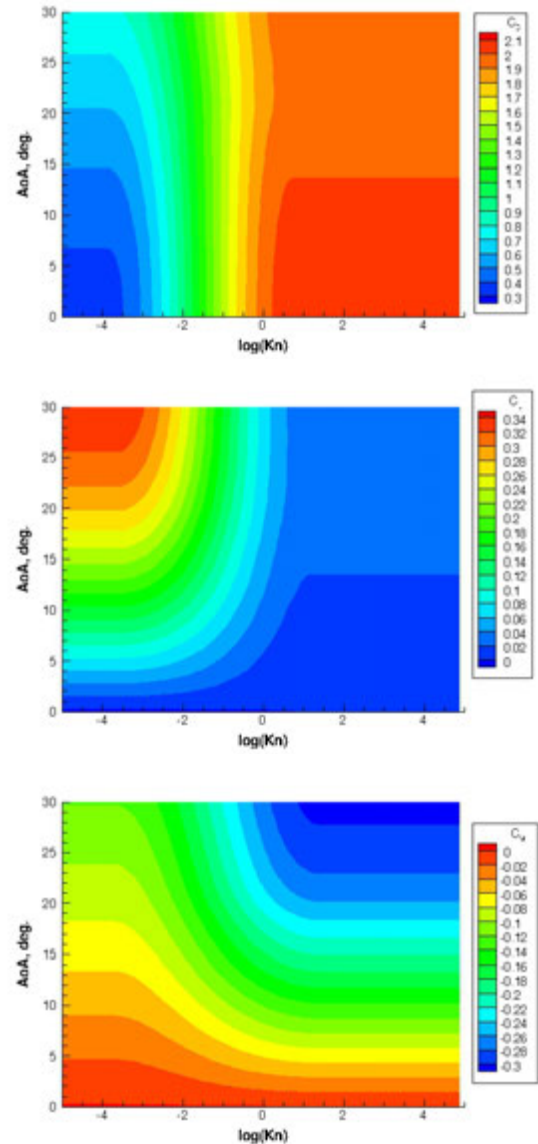


図 10: MASC 火星空力データベース: C_D (上), C_L (中), C_M (下).

徐々に低くなる. C_D の迎角依存性は火星エアロキャプチャ形状の方が高いが, Kn 依存性に関しては MASC 形状の方が高い. C_L に関しては, MASC 形状では高迎角になるにつれて正に変化するのに対して, 火星エアロキャプチャ形状では負に変化する. しかし, Kn 依存性は類似しており, Kn が低くなるにつれて C_L の絶対値は大きくなる. 火星エアロキャプチャ形状の C_M は, Kn が高くなるにつれて増加し, Kn が 0.2 より高い場合, C_M は正に変化し, 希薄空力不安定となる. MASC 形状では, 重心位置がノーズ先端から全長の約 70%以内であれば希薄空力安定であるのに対し, 火星エアロキャプチャ技術実証機形状の方が希薄空力不安定性に関して留意する必要がある.

4. 結論

JAXA において計画されている MASC ミッションの実現に向けて連続流から自由分子流領域にかけて MASC エアロシェルの空力特性を検討した. その結果, CFD 及び

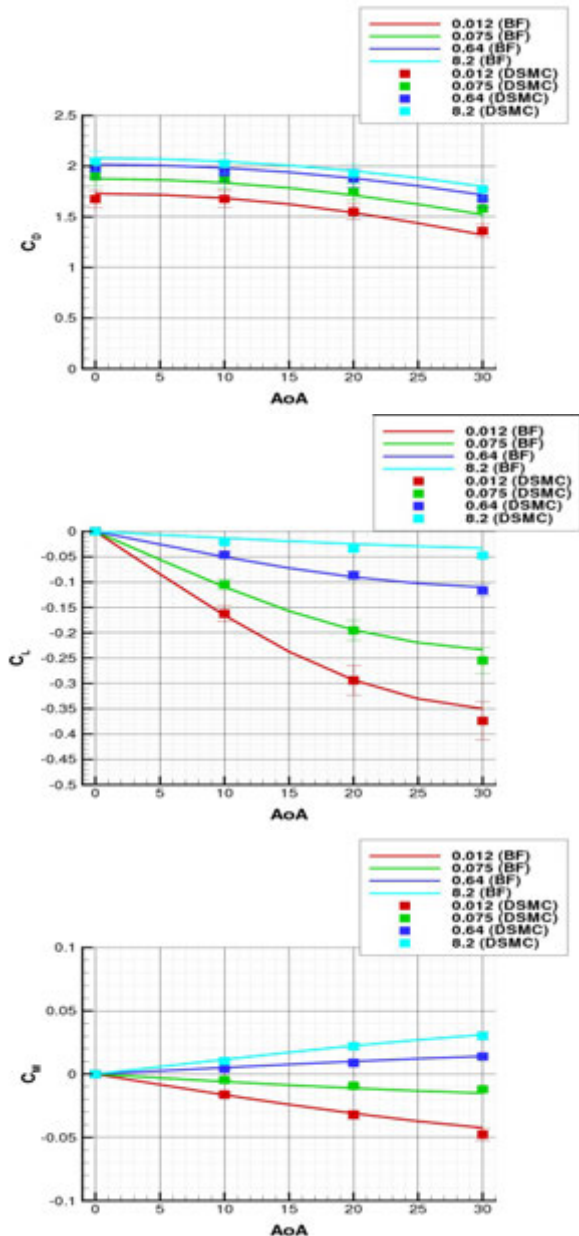


図 11: 火星エアロキャプチャ技術実証機の DSMC 計算結果と BF 法の空力迎角依存性比較: C_b (上), C_l (中), C_m (下)。

修正ニュートン連続流計算, 自由分子流計算, DSMC 希薄空力計算の一連の結果に基づいてパラメータを決定するブリッジング法を用いて MASC 空力特性把握が可能であることが判明した。連続流領域の空力特性に関しては風洞試験結果と比較し, また遷移領域に関しては DSMC 空力計算と比較することにより, ブリッジング法による空力データベースの精度を検証した。MASC エアロシエルの 3 空力係数は, Kn が 0.01 から 10 の間の遷移領域で大きく変化するが, 迎角が $0^\circ \leq \text{AoA} \leq 30^\circ$, 重心位置が $X_c \leq 1.2 \text{ m}$ であれば希薄流領域において空力安定である。

謝辞

MOTIF(DSMC)数値計算コードの開発は科研費(22760629)の助成を受けたものである。

参考文献

- 1) Satoh, T., *et al.*, "Japan's Mars Exploration with a Lander and Orbiters (MELOS): An Overview," ISTS paper 2009-k-22, Tsukuba, Japan, 2009.
- 2) Fujita, K., Ozawa, T., Okudaira, K., Mikouchi, 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," IAC-11.A3.3A.3, October, 2011.
- 3) Fujita, K., Tachibana, S., Sugita, S., Miyamoto, H., Mikouchi, T., Suzuki, T., Takayanagi, H., Ozawa, T., Kawaguchi, J., and Woo, H., "Preliminary Study of Nonstop Mars Sample Return System Using Aerocapture Technologies," AIAA paper 2009-5614, Aug. 2009.
- 4) Leshin, L. A., *et al.*, "Sample Collection for Investigation of Mars (SCIM): Study of an Early Mars Sample Return Mission Through the Mars Scout Program," *Meteoritics and Planetary Science, Supplement*, Vol. 36, No. 9, pp. A113, Sep. 2001.
- 5) 藤田和央, 松山新吾, 丹野英幸, 高柳大樹, 小室智幸, 伊藤勝宏, "火星エアロキャプチャ技術実証機の空力加熱環境-2:解析的アプローチ," 平成 23 年度衝撃波シンポジウム, 東京大学柏キャンパス, 千葉県柏市, 2012 年 3 月。
- 6) 小澤宇志, 高柳大樹, 鈴木俊之, 藤田和央, 極超音速火星大気突入ミッションの実現に向けた希薄熱空力検討, 日本航空宇宙学会第 43 期年会講演会, 東京大学本郷キャンパス, 東京, 2012 年 4 月。
- 7) 松山新吾, 藤田和央, 鈴木俊之, 村上桂一, 松尾裕一, "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 期年会講演会, 東京大学本郷キャンパス, 東京, 2012 年 4 月。
- 8) Bird, G. A., *Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows*, Clarendon, Oxford, England, U.K., 1994.
- 9) Ozawa, T., Suzuki, T., Takayanagi, H. and Fujita, K., "Analysis of Non-Continuum Hypersonic Flows for the Hayabusa Reentry," AIAA Paper 2011-3311, 42nd AIAA Thermophysics Conference, Honolulu, Hawaii, June 27-30, 2011.
- 10) Ozawa, T., Suzuki, T., Takayanagi, H. and Fujita, K., "Investigation of Martian-Dust Drag and Heat Transfer for Mars Sample Return Mission," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 25, No. 3, pp. 341-353, 2011.
- 11) Borgnakke, C. and Larsen, P. S., "Statistical Collision Model for Monte Carlo Simulation of Polyatomic Gas Mixture," *Journal of Computational Physics*, Vol. 18, pp. 405-420, 1975.
- 12) Hedahl, M. O. and Wilmoth, R. G., "Comparison of the Maxwell and CLL Gas/Surface Interaction Models Using DSMC," NASA TM-110205, Dec. 1995.
- 13) Wilmoth, R. G., Blanchard, R. C., and Moss, J. N., "Rarefied Transitional Bridging of Blunt Body Aerodynamics," 21st International Symposium on Rarefied Gas Dynamics, July 1998.
- 14) Fujita, K., Inatani, Y., and Hiraki, K., "Attitude Stability of Blunt-Body Capsules in Hypersonic Rarefied Regime," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 41, No. 6, pp. 925-931, 2004.