

1D13 展開型柔軟エアロシェルの形状が空力動安定におよぼす影響

○長川稜希, 金崎雅博 (東京都立大学大学院), 青山剛史 (JAXA), 大山聖 (JAXA)

Influence of Inflatable Aeroshell Geometry on Dynamic Stability

Ryoki Chokawa, Masahiro Kanazaki (TMU), Takashi Aoyama (JAXA) and Akira Oyama (JAXA)

Key Words: Computational Fluid Dynamics, Inflatable Aeroshell, Dynamic Stability

Abstract

We investigated the effect of some parameters on dynamic stability for an inflatable aeroshell in the subsonic region of the Martian atmosphere by means of computational fluid dynamics. Parameters considered in this study include the center of gravity position, flare angle, and tube diameter. We evaluated the flow-field around the aeroshell under forced oscillation using Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes (URANS) at Mach number 0.18. The results showed that the center of gravity position and flare angle did not significantly affect dynamic stability, whereas the tube diameter had a significant impact. It was also observed that the surface pressure on the rear side of the aeroshell exhibited a phase lag with respect to the angle of attack, and that pitch damping occurred at almost all angles of attack. Furthermore, increasing the tube diameter was found to reduce the pitch damping.

1. 序論

火星着陸機を投入する手段として、展開型柔軟エアロシェルが考えられている。エアロシェルは薄膜で構成され、収納性、軽量性に優れる。加えて前面投影面積を大きくできるため、空力加熱の低減や、火星 EDL (Entry, Descent, Landing) で困難な超音速パラシュートが不要である。しかしエアロシェルは亜音速領域において姿勢が動的に不安定になる傾向を持つことが知られている^[1]。正確な着陸を行うためにも着陸直前の機体姿勢は重要であるが、エアロシェルは重量制限やシステムの簡略化のために姿勢維持機構を搭載しておらず、受動的な姿勢安定性が不可欠である。しかしながら、動的不安定性のメカニズムは十分に解明されていない。

はやぶさ型カプセルの場合、カプセルの形状が動的安定性に大きく影響を与えることが知られている^[2,3]。エアロシェルの場合、形状の違いによる動的安定性への影響は知られておらず、姿勢安定性を確保したエアロシェル形状の設計を行うことは難しい。ペネトレータを搭載したエアロシェルを、高速で地面に衝突させて貫入する火星探査ミッションにおいて、機体の姿勢安定性はミッション成功に不可欠であるため、エアロシェルの形状が動的安定性に与える影響を調査する必要がある。

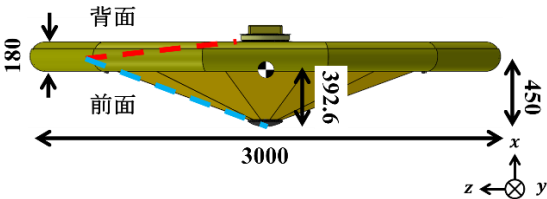
2012 年には、S-310-41 観測ロケットを使用したエアロシェル (sounding rocket experiment of membrane

aeroshell for atmospheric-entry capsule: SMAAC) の大気突入実証実験が実施^[4]され、亜音速領域で迎角の振動が確認された。Takahashi ら^[5]はこの実験を数値計算により模擬するため、強制振動条件下での Large-Eddy Simulation (LES) を用い、 $M = 0.13$ において、機体後方の渦が機体の迎角振動に遅れて移動することを確認し、背面圧力の位相遅れを明らかにした。しかし、この動的不安定性をどのように抑制できるかについての知見はない。

そこで本研究では、カプセルの形状や重心位置に対するエアロシェルの動的安定性を調べるため、火星大気の亜音速領域においてパラメトリックスタディを実施する。空力計算には Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes (URANS) を用いて強制振動するエアロシェル周りの流れ特性の変化を評価する。先行研究^[2,3]より、はやぶさ型カプセルにおいては重心位置をカプセル前方に近づけるほど、ノーズ半径 (エアロシェルの場合はフレア角) を大きくするほど動的安定性が増すという結果が得られている。また、エアロシェルのチューブから剥離する流れによる機体後方の渦の形成が、安定性に影響を及ぼす原因の一つと考えられている^[5]。したがってエアロシェルの重心位置、フレア角、チューブの直径はいずれも安定性に寄与すると予想できるため、この 3 種類のパラメータを個々に変更し、エアロシェルの形状が動的安定性にどのような影響を与えるかを調べる。

2. 計算対象

本研究では、火星大気突入機として宇宙航空研究開発機構（Japan Aerospace Exploration Agency: JAXA）で検討されている直径 3m のエアロシエルを計算対象とする．第 1 図に文献^[6]を参考にしたモデルを示す．このモデルをベース形状とする．ベース形状の重心位置は機首方向から約 61%の位置にあり，フレア角は約 68.5deg，チューブの直径は 180mm である．青の点線がエアロシエル前面の薄膜，赤の点線が背面の薄膜を表している．このエアロシエルは太陽電池を搭載するため，背面にも薄膜が設置されている．本研究ではエアロシエルの変形は考慮しない．計算条件は文献^[6]を参考にエアロシエルが想定している着陸速度の 40.7 [m/s]，および火星地表面での物性値^[7]を用いた．第 1 表に，設定した計算条件を示す．代表長さ L はエアロシエルの直径の値とし， $L = 3$ [m]，流れ場の強制振動条件については，SMAAC の振動を模擬するために文献^[5]を参考にした値を設定し，迎角を正弦波で強制的に振動させる．無次元ストローハル数 St は振動数 f を用いて， $St = fL/U_\infty$ と表される．このとき，ピッチ運動を y 軸回りに定める．



第 1 図 計算対象のエアロシエル

第1表 計算条件

| | |
|----------------------------------|--------------------|
| 主流静圧 P_0 [Pa] | 496 |
| 主流温度 T_0 [K] | 207.5 |
| 主流速度 U_∞ [m/s] | 40.7 |
| 主流マッハ数 M [-] | 0.1762 |
| レイノルズ数 Re [-] | 1.47×10^5 |
| 大気密度 ρ [kg/m ³] | 0.0126 |
| 比熱比 [-] | 1.34 |
| プラントル数 [-] | 0.72 |
| 振幅 [deg] | 11.76 |
| ストローハル数 St [-] | 0.01933 |

3. 流体計算方法

流体計算において，支配方程式は三次元圧縮性 Navier-Stokes方程式とし，非構造格子法により離散化

したうえで，セル中心の有限体積法で解く．流束評価には近似リーマン解法のHarten-Lax-Van Leer-Einfeld-Wada (HLLW) ^{[8][9]}法を用いる．Monotone Upwind Schemes for Conservation (MUSCL) ^[10]の内挿法により2次の空間精度を保つ．セル中心における勾配再構築では，Green-Gauss based weighted least square (GLSQ) 法^[11]を用いる．時間計算にはdual-time stepping法^[12]を用い，時間積分法には，内部反復回数を5回とした Lower-Upper Symmetric-Gauss-Seidel (LU-SGS) 陰解法^[13]を用いる．乱流モデルとして Spalart-Allmaras-noft2-R (SA-noft2-R) ^[14,15]を使用する．物体壁面での境界条件として滑りなし条件 (non-slip wall) の断熱壁面境界を用いる．クーラン数 C は式 (1) で表され，時間刻み幅 Δt は $C = 1$ となるように無次元時間で 1.3×10^{-2} に設定する．

$$C = \frac{(U_\infty + a_\infty)\Delta t}{\Delta L}$$

(1)

ここで ΔL は格子幅， a_∞ は音速を表しているが，計算時間の観点から $\Delta L = 0.015$ を採用した．ソルバとしてJAXAによって開発された非構造格子に対応する FAST Aerodynamic Routines (FaSTAR) version6.0.7^[16,17]を用いる．

格子作成では，機体直径の30倍の計算領域を設定する．後流の流体现象をとらえるため，機体直径の10倍まで機体後流部を細分化している．総格子点数は約 2.3×10^7 となり，壁面第一層高さは約 1.0×10^{-3} [m] とする．JAXAによって開発された非構造格子作成ツールであるHexaGrid version1.1.1^[18]を用いる．

本研究では，機体の強制振動に対して移動格子法を用いる．移動格子法では，Navier-Stokes方程式の非粘性流速が式 (2) で表される．

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V Q dv + \int_S \left[F^M(Q) - \frac{1}{Re} F_v(Q) \right] \cdot ds = 0$$

(2)

F^M は移動格子のときの非粘性ベクトルである．また， x 軸に対して右ねじの方向で格子を回転させる場合，式 (3) のソース項を追加して計算する．

$$S = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \rho w \omega \\ -\rho v \omega \\ 0 \end{pmatrix}.$$

(3)

4. 結果

4.1. 重心位置が動的安定性に与える影響

重心位置と動的安定性の関係を考察するため、ベース形状を基準に重心位置を51%～71%の範囲で5%ずつ変更した5ケースについて計算を行った。第2図は、重心位置の違いによる迎角とピッチングモーメント係数の関係を示しており、強制振動下においてピッチングモーメント係数の時間履歴をプロットしたものである。計算結果から周期的な振動が確認されたため、第2図は計算した4周期のうち、最後の3周期を平均した値である。第2図のサイクルは反時計回りであり、これは機体の迎角の変化率に対してそれを減少させる方向にピッチングモーメントが作用していることを示している。よって機体は動安定である。各重心位置のプロットはほぼ同一であり、重心位置の変化による動安定への影響は小さいことが示唆される。

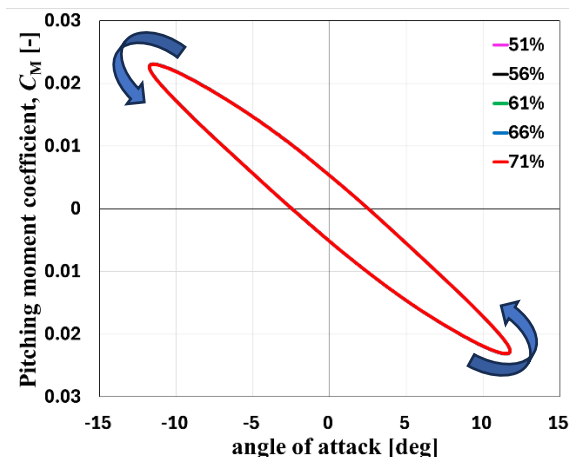
動的安定性を評価する指標の一つに、機体のピッチ運動一周期の間に流体が機体を与える仕事量 W があり、式 (4) で表される^[19]。 q は動圧、 S は代表面積、 C_M はピッチングモーメント係数、 $\dot{\alpha}$ は迎角 α の角速度である。

$$W = (qSL) \oint C_M \dot{\alpha} dt \quad (4)$$

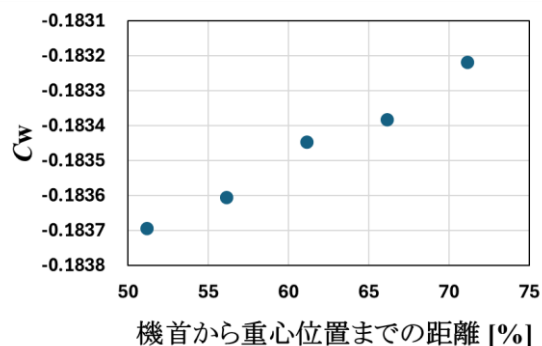
W が正の値をとるとき、機体は流体からエネルギーを受け取り続けることになるため、機体は動的に不安定と言える。 W が負の値を取るとき、機体は動的に安定である。本研究では、計算で得られた4周期の結果のうち最後の3周期を位相平均して取得したピッチングモーメント係数を用いて、式 (5) に示す W を無次元化した無次元仕事量 C_W を使う。 C_W は第2図で囲まれた面積に相当する。

$$C_W = \oint C_M \dot{\alpha} dt \quad (5)$$

各ケースにおける C_W を第3図に示す。 C_W の値はすべての重心位置において負の値をとるため、機体が動的に安定していることを示している。従来のはやぶさ型カプセル同様、重心位置が機体前方に移動するほど機体の動的安定性が増す結果となった。しかし、いずれの形状もベース形状の C_W の値との差は0.2%以下の変化にとどまった。



第2図 重心位置による迎角とピッチングモーメント係数の関係

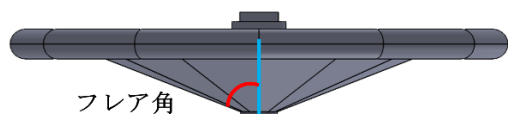


第3図 重心位置による C_W

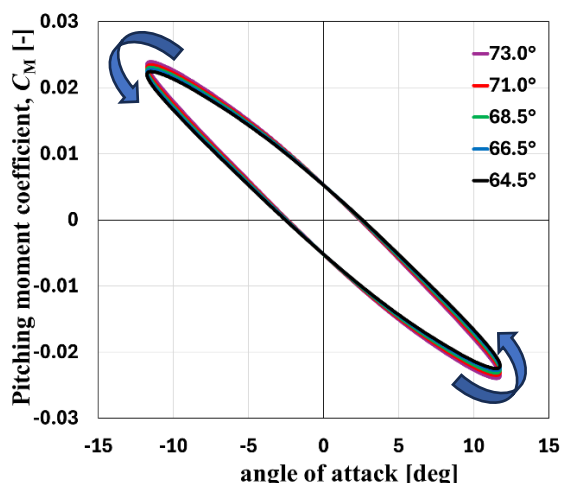
4.2. フレア角が動的安定性に与える影響

フレア角を変更するため、第4図の青線で示すチューブの中心から機体先端までの距離を50mmずつ変更し、350mm、400mm、450mm、500mm、550mmの5ケースにおいて計算を行った。それぞれのフレア角は約73deg、71deg、68.5deg、66.5deg、64.5degである。フレア角の変更に伴う機軸方向の長さの変化により、重心位置が機首方向からそれぞれ約54%、58%、61%、64%、66%と変化し、ベース形状の61%からずれるが、ベース形状に合わせて重心位置をチューブの中心から機首方向側に57.4mmの位置に設定しているため、本研究ではこの変化を考慮しないこととする。第5図にフレア角の違いによる迎角とピッチングモーメント係数の関係を示す。第5図より、反時計回りのサイクルであるため、機体は動安定である。フレア角の増加に伴い、グラフの負の傾きが大きくなっているのは、フレア角の変化によって機体周りの流速分布が変化したことに起因すると推察される。各ケースにおける C_W を第6図に示す。 C_W の値はすべてのフレア角において負の値をとるため、機体は動的に安定している。フレア角を大きくするほど動的安定性が増

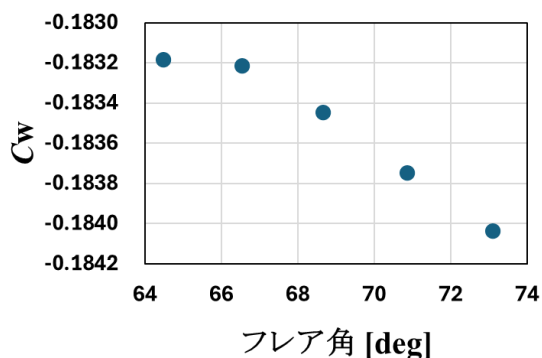
す可能性があるが、いずれの形状もベース形状の C_w の値との差は0.4%以下の変化にとどまった。



第4図 フレア角の形状変更位置



第5図 フレア角による迎角とピッチングモーメント係数の関係



第6図 フレア角による C_w

4.3. チューブの直径が動的安定性に与える影響

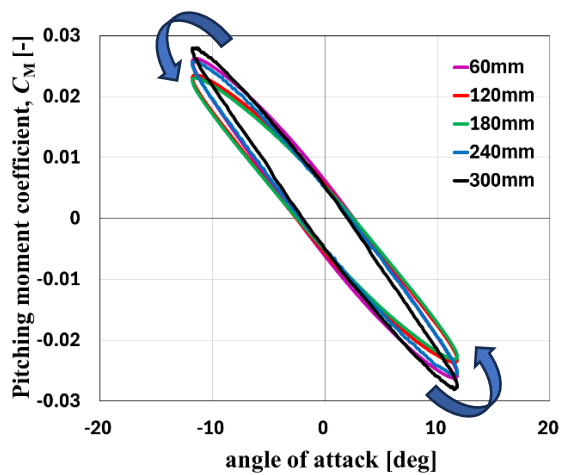
チューブの直径を60mmずつ変更し、60mm, 120mm, 180mm, 240mm, 300mmの5ケースにおいて計算を行った。重心位置はベース形状と同じである。第7図にチューブの直径の違いによる迎角とピッチングモーメント係数の関係を示す。第7図より、反時計回りのサイクルであるため、機体は動安定である。各ケースにおける C_w を第8図に示す。 C_w の値はすべてのチューブの直径において負の値をとるため、機体は動的に安定している。チューブの直径を小さくするほど

動的安定性が増す結果となった。ベース形状と比べて、各ケースにおける C_w の変化率を第9図に示す。第9図より、チューブの直径を変更すると、直径が60mmのときは180mmの場合に比べて動的安定性が約17%増加し、300mmでは約8%減少している。

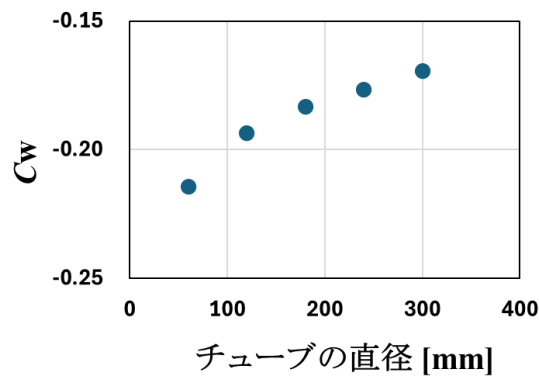
動安定への寄与が最も大きいチューブに注目する。チューブの直径が60mmと300mmに関して、第10図に動解析と静解析における機体の圧力係数分布を示す。第10図はy方向から見たものであり、静解析は迎角0度、動解析は頭上げにおける迎角0度の流れ場である。第10図から、チューブの直径が300mmの場合は60mmの場合と比較して機体前面の正圧領域が拡大、背面の負圧領域が縮小している。これはチューブによる流れの滞留が原因であると推察できる。第10図の機体後方における負圧領域に着目すると、静解析ではx軸対称な圧力分布になっているのに対し、動解析ではz軸負の方向に負圧領域が拡大している。この現象は迎角の変化率に対して機体の背面圧力が追従できていないことを示しており、位相遅延が発生していると考えられる。第11図にチューブの直径が60mm、迎角0度、ピッチアップ時の動解析におけるエアロシエルの運動と機体に作用するモーメントの関係を示す。第11図より、迎角0度において、エアロシエル前面の正圧と位相遅延から起こる背面圧力の非対称性が、機体の運動方向と逆向きのモーメントを発生させ、振動を減衰させるような現象が動的安定性に影響していると考えられる。この現象が強制振動中どのタイミングで起こっていたのかを調べるため、式(6)で表されるダンピング係数を導入する。

$$\text{damping coefficient} = \frac{U_\infty (C_M - C_{M\alpha} \alpha)}{L \dot{\alpha}} \quad (6)$$

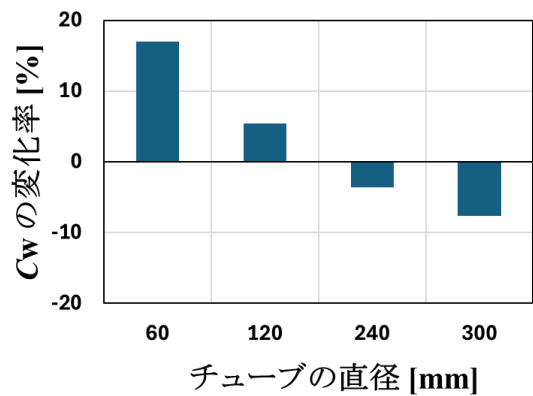
$C_{M\alpha}$ は第7図のピッチングモーメント係数の平均値から算出される定数である。本研究ではこれを一次関数に近似して、最小二乗法により計算した。第12図に迎角とダンピング係数の関係を示す。第12図から、ほとんどすべての迎角でダンピング係数が負の値になり、機体の振動が減衰する方向にモーメントが作用していることが確認できる。チューブの直径が60mmの場合は300mmの場合と比較して、ダンピング係数が小さく、より振動を減衰させるような現象が生じており、動的安定性が増しているといえる。また、チューブの直径が300mmのダンピング係数は、60mmと比べて細かく振動している。これはチューブの直径が大きくなったことにより剥離が増加し、流れ場の非定常性がより増したことが原因である可能性がある。



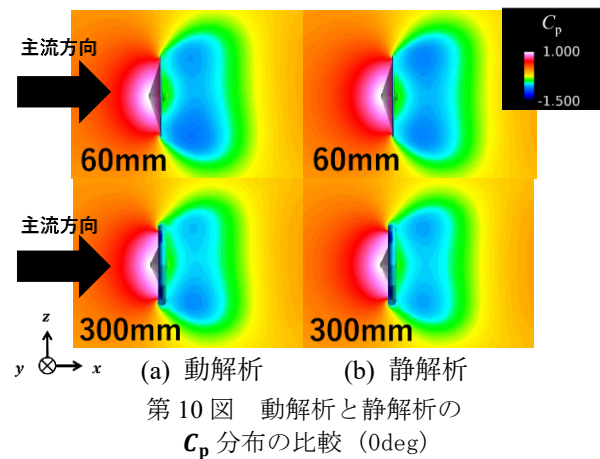
第 7 図 チューブの直径による迎角と
ピッチングモーメント係数の関係



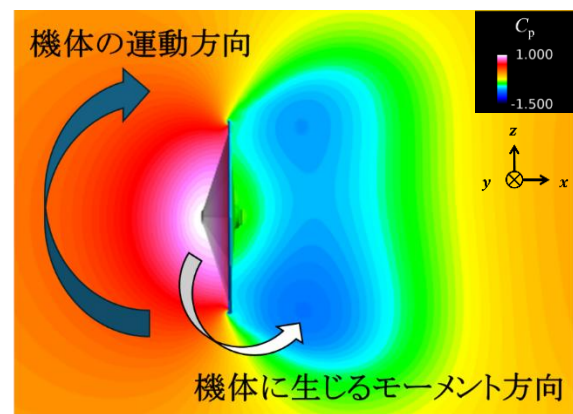
第 8 図 チューブの直径による C_W



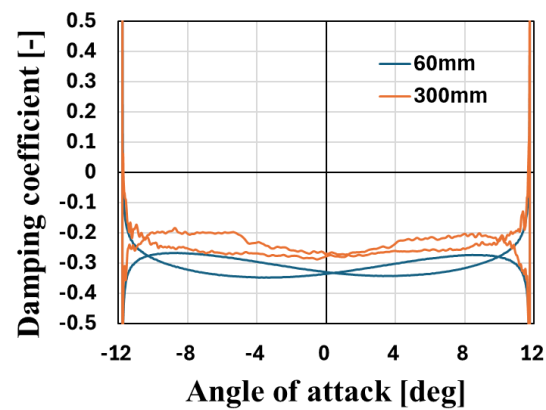
第 9 図 チューブの直径による C_W 値の変化率



第 10 図 動解析と静解析の
 C_p 分布の比較 (0deg)



第 11 図 エアロシエルの運動と
モーメントの関係



第 12 図 迎角とダンピング係数の関係

5. 結論

本研究では、展開型柔軟エアロシエルの形状が動的安定性に及ぼす影響の調査を目的として、エアロシエルの重心位置、フレア角、チューブの直径の3つのパラメータにおいて、強制振動条件下におけるURANS計算を実施した。

どのパラメータを変えても動的に安定しており、重心位置、フレア角は動的安定性にほとんど影響を

及ぼさないことが分かった。ただし、強制振動条件下での計算では、重心位置、フレア角の影響を正確にとらえられていない可能性がある。一方でチューブの直径はエアロシエルの動的安定性に大きな影響を与えることが分かった。機体背面の圧力が機体の迎角に対して位相遅れを生じていること、振動を減衰させるようなモーメントがほぼすべての迎角で作用していること、そしてチューブの直径の増加によって減衰力が弱まることが確認された。さらに、チューブの直径が増加すると流れの滞留が起こる。そして、機体前面の正圧の大きさが拡大するとともに、背面の負圧の大きさが縮小し、この現象が動的不安定性につながる可能性があることが分かった。

本研究では、各パラメータの影響を広範囲に評価することを目的とし、設計的な自由度は考慮していない。そのため、今後は設計制約を踏まえたパラメータ設定による計算が必要である。また、多自由度の自由振動条件下における計算を行い、動的不安定性のメカニズムをより詳細に解明することが求められる。

参考文献

- [1] Ohashi, T., Takahashi, Y., Terashima, H., and Oshima, N., “Aerodynamic instability of flare-type membrane inflatable vehicle in suborbital reentry demonstration,” *Journal of Fluid Science and Technology*, Vol. 13, No. 3, JFST0020, 2018.
- [2] 遠藤桜, 大山聖, “亜音速における鈍頭再突入カプセルの動的不安定性に関する数値解析,” 東京大学大学院 令和5年度学位論文(修士), 2024.
- [3] Kazemba, C. D., Braun, R. D., Clark, I. G., and Schoenenberger, M., “Survey of Blunt Body Supersonic Dynamic Stability,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 54, No. 1, pp. 109-127, 2017.
- [4] Yamada, K., Nagata, Y., Abe, T., Suzuki, K., Imamura, O., and Akita, D., “Suborbital reentry demonstration of inflatable flare-type thin-membrane aeroshell using a sounding rocket,” *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 52, No. 1, pp. 275–284, 2015.
- [5] Takahashi, Y., Ohashi, T., Oshima, N., Nagata, Y., and Yamada, K., “Aerodynamic instability of an inflatable aeroshell in suborbital re-entry,” *Physics of Fluids* 32, 075114, 2020.
- [6] 山田和彦, “火星着陸探査に向けた取り組み: 工学検討の概要,” 第8回重力天体(月・火星)着陸探査シンポジウム, 2024.
- [7] NASA SPACE VEHICLE DESIGN CRITERIA, “MODELS OF MARS’ ATMOSPHERE [1974],” NASA-SP-8010, 1974.
- [8] Obayashi, S., and Guruswamy, G. P., “Convergence Accelation of a Navier-Stokes Solver for Efficient Static Aeroelastic Computations,” *AIAA Journal*, Vol. 33, No. 6, pp. 1134-1141, 1995.
- [9] Obayashi, S., Wada, Y., “Practical Formulation of a Positively Conservative Scheme,” *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 5, pp. 1093-1095, 1994.
- [10] Burg, C. O. E., “Higher Order Variable Extrapolation For UnStructured Finite Volume RANS Flow Solvers,” *17th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference*, AIAA Paper 2005-4999, 2005.
- [11] Shima, A., Kitamura, K., and Fujimoto, K., “New Gradient Calculation Method for MUSCL Type CFD Schemes in Arbitrary Polyhedra,” *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, AIAA Paper 2010-1081, 2010.
- [12] Visbal, M., and Gordnier, R., “A high-order flow solver for deforming and moving meshes,” *Fluids 2000 Conference and Exhibit*, AIAA Paper 2000-2619, J2000.
- [13] Sharov, D., and Nakahashi, K., “Reordering of hybrid unstructured grids for lower-upper symmetric Gauss-Seidel computations,” *AIAA Journal*, Vol. 36, No. 3, pp. 484-486, 1998.
- [14] Dacles-Mariani, J., Zilliac, G. G., Chow, J. S., Bradshaw, P., “Numerical/experimental study of a wingtip vortex in the near field,” *AIAA Journal*, Vol. 33, No. 9, pp. 1567-1568, 1995.
- [15] Lei, Z., “Effect of RANS Turbulence Models on Computation of Vortical Flow over Wing-Body Configuration,” *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 48, No. 161, pp. 152-160, 2005.
- [16] Hashimoto, A., Murakami, K., Aoyama, T., Ishiko, K., Hishida, M., Sakashita, M., Lahur, P. R., “Toward the Fastest Unstructured CFD Code ‘FaSTAR’,” *50th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, AIAA Paper 2012-1075, 2012.

- [17] Hashimoto, A., Murakami, K., Aoyama, T., and Lahur, P. R., “Lift and Drag Prediction Using Automatic Hexahedra Grid Generation Method,” *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, AIAA Paper 2009-1365, 2009.
- [18] Hashimoto, A., Murakami, K., Aoyama, T., Yamamoto, K., Murayama, M., and Lahu, P. R., “Drag precondition on NASA common research model using automatic hexahedra grid-generation method,” *Journal of Aircraft*, Vol. 51, No. 4, pp. 1172-1182, 2014.
- [19] Abe, T., Sato, S., Matsukawa, Y., Yamamoto, K., and Hiraoka, K., “Study for Dynamically Unstable Motion of Reentry Capsule,” in *Proceedings of 34th Thermophysics Conference*, 2000.