

火星突入カプセルの設計における CFD の適用事例 (その 2) : 超音速・亜音速領域での空力解析

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 II: Supersonic/Subsonic Aerodynamics

by
Shingo Matsuyama and Kazuhisa Fujita (JAXA)

ABSTRACT

This paper describes CFD application examples to predict supersonic/transonic/subsonic aerodynamics in design studies of a Mars entry capsule for future Japan's Mars exploration mission. Firstly, an example of the validation study for the JAXA's in-house CFD code against aerodynamic database obtained by supersonic wind tunnel test is briefly presented. Subsonic, transonic, and supersonic flows around a 70° sphere-cone capsule model with support sting are simulated using large-eddy simulation (LES). The static aerodynamic coefficients obtained by LES show good agreement with the wind tunnel data. The obtained solutions by LES revealed the wake flow dynamics and their effects on the capsule aerodynamic characteristic. Secondly, the static aerodynamic simulations of sphere-cone shaped capsule and detached forebody aeroshell are conducted for supersonic and subsonic flight regimes near the parachute deployment point. The results demonstrated the capability of LES to predict the unsteady separated wake flows over sphere-cone shaped capsules. Finally, dynamic stability characteristic of a Mars entry capsule is investigated using LES. The dynamic simulations are conducted for the parachute deployment point at Mach 1.6. To investigate the influence on the dynamic stability characteristics, the moment of inertia is varied from 1 to 100 kg·m². The preliminary results by the single degree-of-freedom simulations indicate that the dynamic stability characteristics are very sensitive to the moment of inertia.

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と超音速・亜音速領域⁶⁻¹⁰⁾で二編に分けて紹介する。

2. 解析の対象

超音速～亜音速領域における解析では、カプセル形状、および、分離した前面エアロシェル単体について CFD により空力特性を評価する。CFD による空力特性の評価は、一般的に RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes Simulation) による解析がほとんどであるが、RANS ではカプセル肩部で大規模に剥離するような流れ場を正確に予測できないことが報告されている¹¹⁾。そこで、本研究では large-eddy simulation (LES) による解析を行い、超音速～亜音速領域での空力特性を評価することを試みた。解析の対象としたカプセル幾何形状は、主に、図 1 に示すカプセル全機形状に加え、分離した前面エアロシェル単体についても解析を行う。

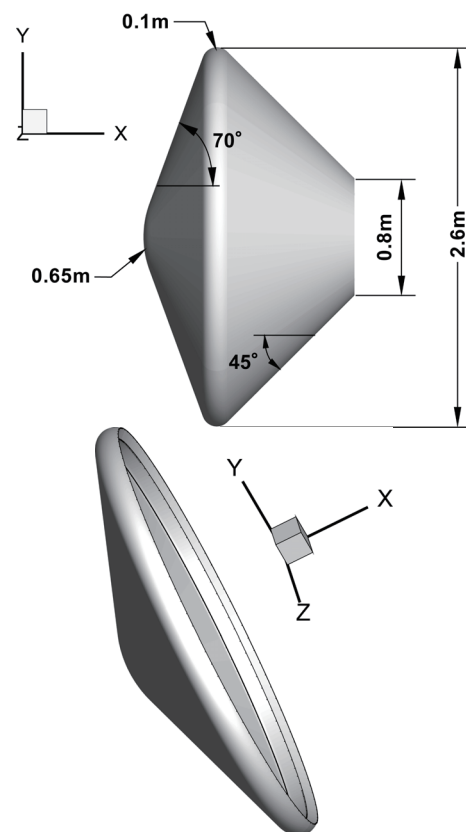


図 1 カプセル幾何形状、および、前面エアロシェル。

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 JONATHAN¹²⁾を用いて行われた。JONATHAN の概要についてはその 1¹³⁾を参照していただきたい。

4. 解析事例

以下、超音速～亜音速領域における空力特性を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。

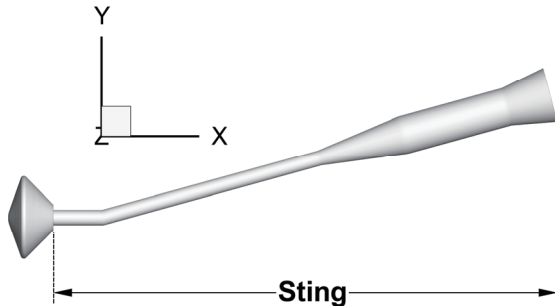


図2 カプセル模型，支持スティングの形状⁶⁾。

表1 遷音速風洞の試験気流条件

#	U , m/s	M	P , kPa	T , K	$Re \times 10^{-6}$
1	139.6	0.4	44.74	302.8	0.8038
2	205.9	0.6	39.20	293.2	1.099
3	270.1	0.8	32.78	283.5	1.280
4	315.6	0.95	27.96	274.3	1.354
5	343.2	1.05	24.89	266.0	1.384
6	382.1	1.2	20.62	252.2	1.405
7	429.6	1.4	15.67	234.2	1.373

4. 1. LES による sphere-cone 形状カプセルの空力予測性能の検証⁶⁾

LES によるカプセル空力特性の予測性能を検証するため、JAXA 調布航空宇宙センターに設置されている $2\text{ m} \times 2\text{ m}$ 遷音速風洞を用いて行われた空力性能取得試験について解析を行った。解析の対象は、図2に示すノーズ半径 52 mm 、直径 208 mm のカプセル模型である。風洞内においてカプセル模型はストラットに固定されたスティングによって支持されているが、解析ではストラット部は省略して支持スティングまでを考慮した。表1に解析に用いた試験気流条件を示す。

亜音速 ($M = 0.6$)・遷音速 ($M = 0.95$)・超音速 ($M = 1.4$) 条件について LES による解析結果を示す。図3に x - y 断面 ($z = 0\text{ m}$) における瞬時の密度勾配の分布を示す。 $M = 0.6$ について、流れはカプセル肩部で剥離し、せん断層流れにより後流域で微細構造が生じている。 $M = 0.95$ では、流れ場のおおよその構造は亜音速条件の結果と類似しているが、肩部で流れが音速を超えるため下流域に垂直な衝撃波が発生する。この垂直衝撃波は後流の変動に同期して若干前後に移動するが、ほぼ同じ位置に定在する。

$M = 1.4$ における最も大きな流れ場の特徴はカプセル前面に生じる弓状衝撃波である。また、亜音速・遷音速条件と比較すると、せん断層流れがカプセル壁面へ近づく方向に偏向し、背面の循環域のサイズがかなり小さくなっていることがわかる。さらに、後流域では流れの再圧縮によって斜め衝撃波が発生していることが確認できるほか、スティングによる斜め衝撃波も発生している。

図4に、各マッハ数条件における LES の解析結果により評価した抗力係数 (C_D) と風洞試験データとの比較を示す。LES による結果では非定常性による変動 ($\pm\sigma$) をエラーバーで表示している。LES の結果は全てのマッハ数領域において風洞試験データと良く一致しており、誤差は最大で

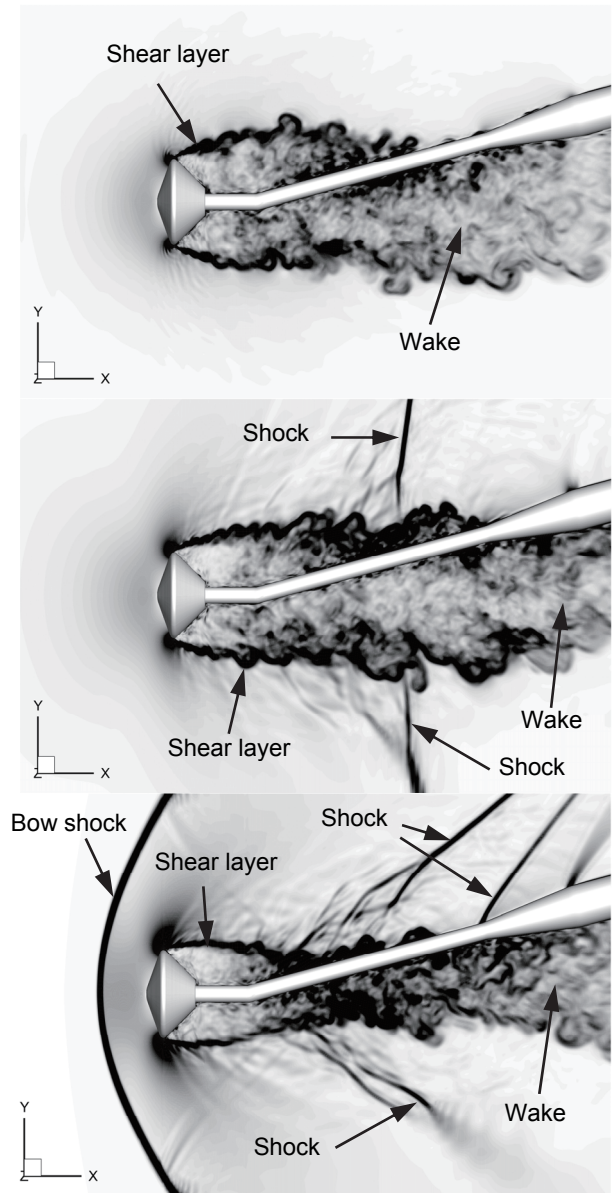


図3 瞬時の密度勾配の分布 (上から、 $M = 0.6, 0.95, 1.4$ における解析結果)⁶⁾。

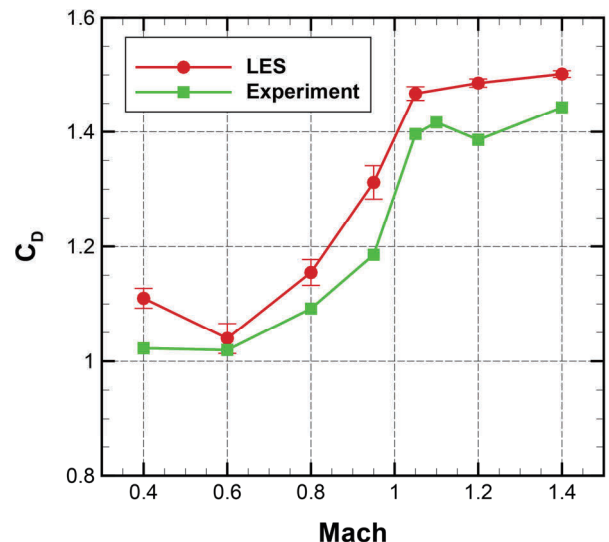


図4 各主流マッハ数条件での抵抗係数 (C_D)⁶⁾。

$M = 0.95$ について +12.7%，それ以外のマッハ数条件では +10% 以下になっている。また，LES・風洞試験データに共通した傾向として，マッハ数の増加に従って CD 値が増加して $M=1$ 以上で頭打ちになる。

亜音速～遷音速～超音速領域における sphere-cone 形状カプセルの空力特性について LES による評価を行った。LES は風洞試験による空力係数データをおおむね 10% 以下の誤差で再現することができることを示した。遷音速以下のマッハ数領域ではカプセル背面の圧力分布が空力特性に大きく影響しており⁶⁾，高い精度で空力係数の予測を行うためにはカプセル後流の乱流場を正確に評価する必要がある。LES はそのような流れに対して高い予測精度を有しており，亜音速～遷音速～超音速領域のカプセル空力特性を評価する上で有望な手法である。

JAXA では，前述した風洞試験の他にも，軽ガス銃による小型カプセル模型（直径 16 mm）の自由飛行試験¹⁴⁾を実施している。図 5 に， $M=1.9$ での自由飛行試験によるシュリーレン画像と同条件に対する LES との比較を示す。LES の結果はシュリーレン画像から確認できる流れ場の様相（弓状衝撃波・せん断層流れ・後流・ネック部の斜め衝撃波）を良く再現している。自由飛行試験では模型支持装置が無い場合，動安定を含めたより現実に近いカプセル空力特性を評価することができ，今後，LES を検証するための試験データとして利用されることが期待できる。

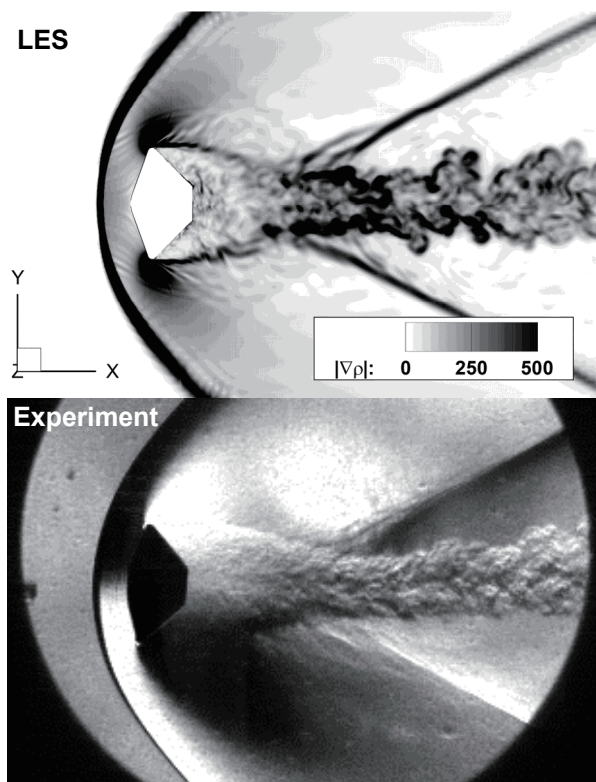


図 5 軽ガス銃によるカプセル模型の自由飛行試験¹⁴⁾ ($M = 1.9$ でのシュリーレン画像) と LES によるシミュレーション結果（密度勾配分布）との比較。

4. 2. 亜音速領域におけるカプセルおよびエアロシエルの空力特性の評価^{7,8)}

過去に検討された火星大気圏突入のノミナル軌道では， $M = 2$ 付近でパラシュートを開傘後に前面エアロシエルを分離することになっている。エアロシエルの挙動を正確に予測して本体から安全に分離ができることを確認するため

には，エアロシエルの空力特性についても評価する必要がある。そこでカプセル形状に加え，図 1 に示した前面エアロシエル単体についても LES による解析を行い，亜音速領域での空力特性を評価した。表 2 には，解析をおこなった主流条件を示す。これらの条件はパラシュート開傘後のエアロシエル分離点付近での条件である。

表 2 亜音速領域での主流条件

#	U , m/s	M	P , Pa	T , K	$Re \times 10^{-5}$
1	149.98	0.644	342.9	217.9	3.257
2	122.16	0.524	377.6	218.3	2.912
3	108.94	0.467	413.6	218.5	2.839

エアロシエル単体の解析について，図 6 に速度勾配テンソルの第二不変量によって瞬時の渦構造を示す。等値面はマッハ数により色付けされている。エアロシエル肩部での剥離によって渦輪が生じ，即座に周方向へ三次元的な構造が発生し，さらに微細な渦構造へ遷移していく様子が確認できる。 $\alpha = 0^\circ$ の結果と比べて $\alpha = 20^\circ$ ではカプセルから離れた下流位置において後流が大きく揺動していることがわかる。

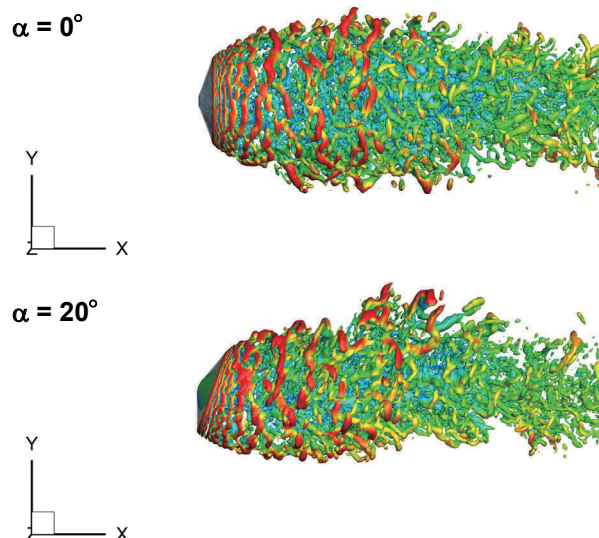


図 6 瞬時の渦構造（速度勾配テンソルの第二不変量，マッハ数により色付け），LES による解析結果（前面エアロシエル単体， $M_\infty = 0.644$ ）^{7,8)}。

図 7 に，LES の結果に対して時間平均を行って得られた平均速度および圧力分布を示す。ここでは，約 3 sec の非定常データを用いて時間平均を行った。主流条件 #1 における流れの特性時間（= カプセル直径 / 主流速度）は 0.0173 sec であるから，170 程度の無次元時間について平均操作を行ったことになる。LES による時間平均分布を RANS の結果と比較すると，まず，カプセル後流の循環域が下流方向へ長くなっていることがわかる。また，RANS の結果では循環の中心はシエル肩部付近に存在するのに対して，LES ではかなり離れた位置に移動している。それに伴って，LES の結果では循環により生じる低圧部がシエル裏面からかなり離れた位置に存在している。RANS の結果ではシエルの肩部から裏面かけて低圧になっているが，LES の結果ではカプセル背面の圧力は一律に高い値を示している。シエル裏面での圧力分布の違いと比べて，シエル前面の速度・圧力分布は LES と RANS の結果でほとんど差が無いことがわかる。

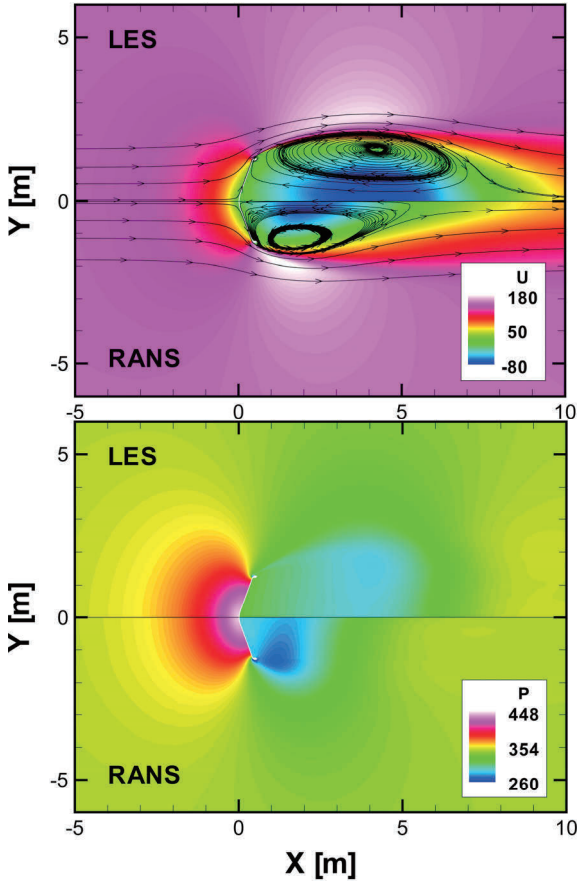


図 7 時間平均速度および圧力分布, LES と RANS の比較 (前面エアロシェル単体, $M_\infty = 0.644$)^{7,8)}.

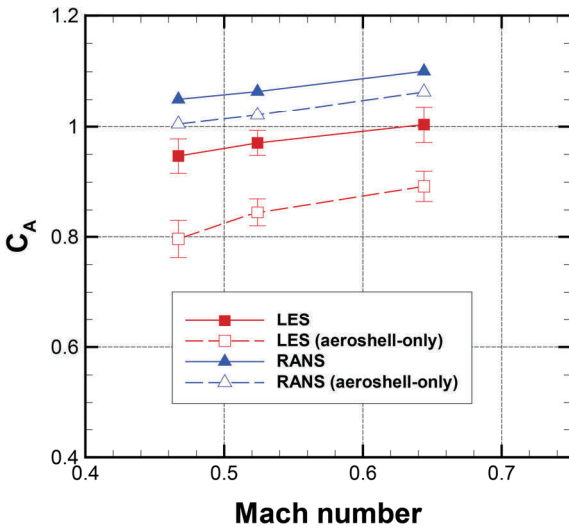


図 8 各マッハ数条件に対する軸力係数 (C_A)^{7,8)}.

図 8 に、各マッハ数条件における LES, RANS の解析結果により評価した C_A を示す。ここでも、LES による結果には非定常性による変動 ($\pm\sigma$) をエラーバーで表示する。まず LES・RANS による解析結果のいずれについても、マッハ数が低下すると C_A が減少する傾向がみられる。エアロシェル単体での C_A (点線データ) はカプセル全機形状と比べて一様に低い、これは、シェル背面の圧力がカプセルの場合より高くなるためである^{7,8)}。また、LES の結果は RANS と比べて一様に低い値を示す。これは、前面の圧力分布がほぼ等しいにもかかわらず、LES による解析では背面で圧力分布が高くなることによる。以上の結果から、亜

音速領域でのカプセル空力特性はほぼ背面での圧力分布の差によって決まっていることがわかる。

本解析の結果のみから RANS と LES のいずれが正確かという議論に結論を述べることは容易ではないが、先行研究¹¹⁾によると、DES による解析が実験データと非常に良く一致するのに対し、RANS による解析は実験データを再現できないことが報告されている。また、RANS による結果では DES と比べて大きな C_A (前面圧力が同じ場合、背面圧力が低い) を与えることが報告されている。この傾向は本解析の結果と全く同じものであり、LES (もしくは DES) による解析の方が大規模な剥離を伴うカプセル後流の乱流をより正確に予測可能であると考えられる。

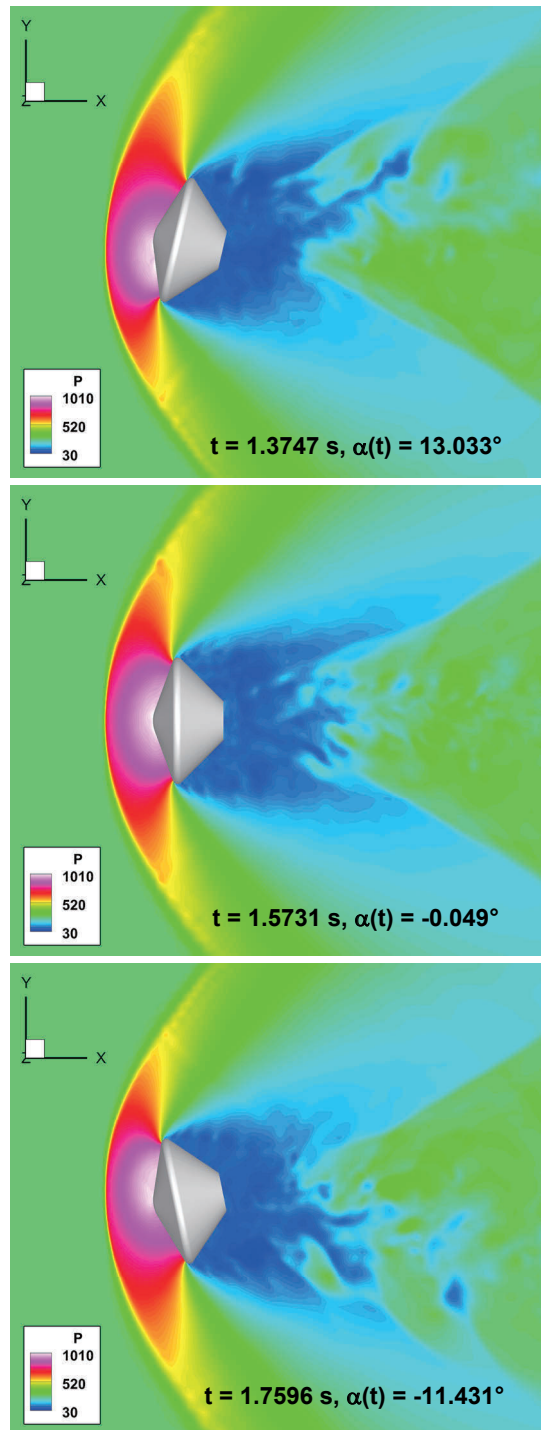


図 9 LES による動安定解析の結果。カプセル振動 1/2 周期の様子 ($\alpha_0 = -15^\circ$, $I = 10 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$)⁹⁾。

亜音速領域での空力特性はカプセル背面の圧力分布が支配的な要素であり、高い精度で空力係数を予測するためには、カプセル後流の乱流場を正確に捉えることが重要である。今後、風洞試験データとの比較により、LES・RANS の両方について予測精度を検証することが課題である。

表 3 パラシュート開傘点における主流条件

U , m/s	P , Pa	T , K	M
372.2	278.5	213.7	1.592

4. 3. パラシュート開傘点におけるカプセル動安定解析⁹⁾

過去の実績が豊富な 70° sphere-cone 形状カプセルにおいても、超音速領域では動的不安定が発生することが知られている¹⁵⁾。火星は大気密度が低い（地球大気の 1/100 以下）空気力のみで亜音速領域まで減速することができず、超音速領域でパラシュートを開傘して減速を行わなければならない。カプセルの挙動を正確に予測して安全にパラシュートを開傘するためには、超音速領域における動安定性を評価しなければならない。カプセルの動的不安定はカプセルの振動と後流での圧力変化のラグによって発生することが指摘されているが¹⁶⁾、そのような問題を精度良く予測するには LES のような非定常乱流解析が最適である。ここでは、パラシュート開傘点 ($M = 1.6$) におけるカプセル動安定性を LES により評価した。表 3 にパラシュート開傘点における主流条件を示す。

本解析では LES による動安定解析を実現するにあたり、移動格子を扱うために必要なコード拡張¹⁷⁾を行った。初期迎角 $\alpha_0 = -15^\circ$ 、慣性モーメント $I = 10 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ とした場合の解析結果の例を図 9 に示す。迎角の時間変化に伴う衝撃波形状と後流における再圧縮領域の形状変化が LES による非定常解析で捉えられている。

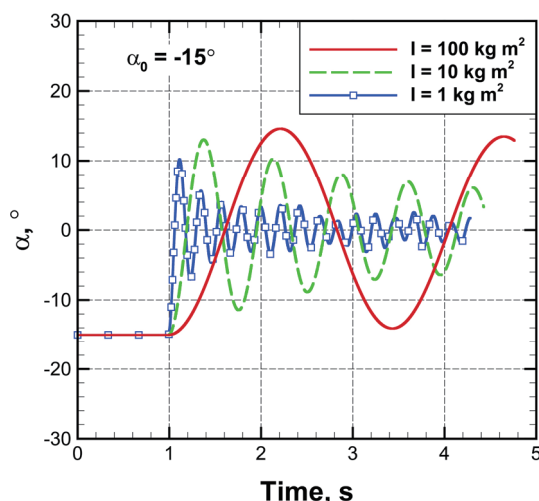


図 10 カプセル振動に対する慣性モーメントの影響 ($\alpha_0 = -15^\circ$)⁹⁾。

動安定解析に対する基礎的なコードの検証を行うため、本解析では慣性モーメントを意図的に変化させて LES を実施した。図 10 にカプセル振動に対する慣性モーメントの影響を示す。 $\alpha_0 = -15^\circ$ を初期状態としてカプセルの振動が始まり、慣性モーメントが小さい二つの条件 ($I = 1, 10 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$) では振動が急速に減衰していく過程が捉えられている。実際の火星探査カプセルに近い $I = 100 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ での解析結果では、他の条件と比べて振動の周波数が小さく (0.45

Hz) 振幅の減衰も非常に遅い。これらの結果から、振動の周波数はおおむね $I^{-0.5}$ に比例しており、一般に知られている慣性モーメントと振動周波数の傾向と良く一致する。また、慣性モーメントが $400 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ 程度¹⁸⁾である NASA の Viking による飛行データでは超音速領域でのカプセル振動の周波数が約 0.2 Hz を示しており¹⁹⁾、本解析による $I = 100 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$ での結果は Viking データに対しても $I^{-0.5}$ に比例する周波数の結果を与えている。

カプセルの動的不安定性を正しく評価するためには、カプセルの運動とカプセル周りの非定常な流れを同時に解かなければならない。LES による非定常乱流解析はこのような用途において強力なツールであることは間違いない。軽ガス銃による自由飛行試験データを利用して動的不安定性の予測精度を高めていくことで、火星探査カプセルの超音速飛行時の動安定性能評価において LES が活用されることが期待できる。

5. まとめ

本稿では CFD により超音速～亜音速領域における火星大気圏突入カプセルの空力性能を評価した事例を紹介した。超音速以下の速度領域では、カプセル背面の圧力分布が空力特性に大きな影響を与えるため、高い精度で空力係数を予測するにはカプセル後流の乱流場を正確に捉えることが必須である。風洞試験データによる検証を通じて、LES がそのような要求を十分に満たすことが示された。また、カプセル動安定性能の評価においても LES による非定常乱流解析は非常に強力なツールである。今後、自由飛行試験データなどを利用して LES による動的不安定性の予測精度を高めることで、火星探査カプセルの動安定性能評価における活用が大いに期待される。

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, LES による sphere-cone 形状カプセルの亜音速空力特性の評価, 日本航空宇宙学会第 46 期年会講演会, D06, 2015.
- 7) 松山, 藤田, LES による火星大気圏突入カプセルの亜音速空力特性評価, 日本航空宇宙学会第 45 期年会講演会, C07, 2014.

- 8) 松山 他, 火星大気圏突入における亜音速域での空力特性に対する数値解析, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, 2C13, 2013.
- 9) Matsuyama, S., and Fujita, K., "Dynamic Stability Analysis of a Mars Entry Capsule using Large-Eddy Simulation," 30th International Symposium on Space Technology and Science, Paper 2015-e-06, Kobe, Japan, 2015.
- 10) Matsuyama, S., et al., "Prediction of Supersonic Aerodynamics for a Mars Entry Capsule Using Large Eddy Simulation," AIAA 2014-2692, 2014.
- 11) Schwing, A., and Candler, G. V., "Validation of DES for Capsule Aerodynamics using 05-CA Wind Tunnel Test Data," AIAA Paper 2013-644, 2013.
- 12) 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.
- 13) 松山, 藤田, 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, 第 49 回流体力学講演会 / 第 35 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 1E12, 2017.
- 14) Nomura, S. et al., "Visualization of Wake Flows of Supersonic Mars Entry Capsule with Light Gas Gun," 31st International Symposium on Space Technology and Science, 2017-e-14, Matsuyama, Japan, 2017.
- 15) Kazemba, C. D., et al., "Survey of Blunt Body Dynamic Stability in Supersonic Flow," AIAA Paper 2012-4509, 2012.
- 16) Teramoto, S., et al., "Numerical Analysis of Dynamic Stability of a Reentry Capsule at Transonic Speeds," *AIAA Journal* 39, 2001, pp.646-653.
- 17) Smith, R. W., "AUSM(ALE): A Geometrically Conservative Arbitrary Lagrangian Eulerian Flux Split-ting Scheme," *Journal of Computational Physics* 150, 1999, pp.268-286.
- 18) Dyakonov, A. A., et al., "Design Considerations for Reaction Control Systems," Proceedings of 6th International Planetary Probe Workshop, 2008.
- 19) Kirk, B. B., "Aerodynamic Behavior of the Viking Entry Vehicle: Ground Test and Flight Results," *Journal of Spacecraft and Rockets* 15, 1978, pp. 208-212.