

# 再突入カプセル熱空力設計及びリエントリ安全評価における CFD 解析の研究課題 CFD Research Needs for Re-entry Capsule Thermo-aerodynamics and Re-entry Safety Analysis

○ 藤本 圭一郎, JAXA, 茨城県つくば市千現 2-1-1, fujimoto.keiichiro@jaxa.jp

根岸 秀世, 中村 涼, 渡邊 泰秀, 大坊 俊彰, 沖田 耕一

Keiichiro Fujimoto, JAXA, 2-1-1, Sengen, Tsukuba, Ibaraki, Japan

Hideyo Negishi, Ryo Nakamura, Yasuhide Watanabe, Toshiaki Daibo, Koichi Okita

Re-entry return-to-Earth system is the key element to realize challenging space missions. Aerodynamics and aerothermodynamics issues related to the thermal protection from the severe aerodynamic heating, the aerodynamic design for the stability and controllability are important research fields. Computational fluid dynamics (CFD) analysis has been matured and widely applied to such an aerodynamics and aerothermodynamics design problems of re-entry capsules and the re-entry safety analysis of the space debris. Current development status of LS-GRID/FLOW, which is one of the core CFD code of JAXA was overviewed. CFD-related challenges and further research needs are identified in the context of the thermo-aerodynamics design for HTV Small Re-entry Capsule (HSRC) and the development of spacecraft-oriented re-entry safety analysis code LS-DARC.

## 1. 背景と目的

宇宙開発はこの 50 年のあいだに科学や工学の両面において飛躍的な発展を遂げてきた。通信・測位・地球観測、宇宙科学探査、国際協力による宇宙ステーションや月・火星宇宙探査、宇宙旅行など宇宙利用形態も多様化しており、近年の参画者の裾野の広がりには目覚ましい。日本においても宇宙輸送ロケット、探査機やカーゴ輸送宇宙船、地球への帰還回収カプセルなどの宇宙開発を支える基礎技術を着実に獲得してきた。またロケットや宇宙機などの大規模システム開発を支えるエンジニアリング技術としても高信頼性開発手法<sup>(1)(2)</sup>、様々な不確かさや物理現象を扱える設計評価法を確立してきた。こうしたエンジニアリングの技術革新は数値シミュレーション手法の進化により実現されたものであり、様々な設計対象の広い環境条件下における物理現象の詳細データを効率的に得ることが鍵である。本研究では、宇宙航空研究開発機構 JAXA を中心とし活発な研究活動を展開している大気圏リエントリに対する数値流体シミュレーション (CFD) 技術の適用にスコープしている。まずは、HTV 搭載小型回収カプセルなどの熱空力設計<sup>(3)</sup>やロケット上段などのリエントリ安全評価<sup>(4)</sup>への CFD 解析の適用状況を著者らの既報告論文を元に述べる。JAXA では、有人宇宙開発における国際宇宙ステーションからの物資回収技術である HTV 搭載小型回収カプセル (HSRC)、宇宙科学研究における火星衛星探査 (MMX) や国際共同彗星サンプルリターンミッション (CAESAR) に向けたサンプルリターンカプセル<sup>(5)</sup> 開発といったプロジェクトが進行中である。本論文では、こうした今後の挑戦的な宇宙開発を実現させるためには CFD 解析手法をどのように進化させるべきかを共有させてきたい。

## 2. LS-GRID/FLOW の開発状況

LS-GRID<sup>(6)</sup>/FLOW<sup>(7)</sup>は主著者らが東京大学大学院・宇宙科学研究所に所属時代に開発をはじめた CFD コードであり、現在では宇宙航空研究開発機構 (JAXA) のコア CFD 技術のひとつとして継続的な開発をしており、ロケットや宇宙機などの設計評価に広く適用されてきている。JAXA 研究開発部門 第三研究ユニット (旧 情報・工学センター JEDI) では、新しい CFD 計算手法の開発、実設計問題への適用、解析精度の検証と改良などをすべて一貫して推進してきており、この 10 年間で様々な宇宙輸送ロケット、宇宙船、探査機の開発を支え続けてきた。主要なものとしては、イプシロンロケット<sup>(8)</sup>や再使用観測ロケッ

トなどの空力設計、HTV 搭載小型回収カプセルなどの地球帰還カプセルの熱空力設計<sup>(9)(10)</sup>やロケット上段や惑星探査機などの大気圏突入時の溶融残存物によるリエントリ安全評価<sup>(11)(12)(13)</sup>などの外部流れ解析に LS-FLOW を広く適用してきた。また液体ロケットエンジンの極低温流れ<sup>(15)</sup>や高温反応流れ<sup>(16)</sup>などの内部流れ解析への適用も進めてきている。このように、様々な設計対象と気流条件に対する流体現象について、解析の精度検証<sup>(17)</sup>や流体現象メカニズムの把握、それに基づく設計改良などをおこなってきた。

LS-FLOW は複雑形状に対する高速流れが主対象であることから任意多面体非構造格子をベースとした圧縮性 Navier-Stokes 方程式ソルバとなっている。すべての格子種類に対応できる汎用的な内部構成となっていることが重要であり、そのおかげで様々な複雑形状に対応することができ、かつ計算機が変わった場合においても高速な計算速度を維持することができている。また解析者のスキルや経験によって解析精度が変わる原因をなくすことを開発初期から強く意識しており、その代表例である最適な格子解像度の選択と細分割の全自動化を目指している。そのため流れ構造に応じて格子解像度を自由に変えることができ、かつ高レイノルズ数流れ<sup>(18)</sup>に対しても現実的な解析時間で対応することができる物体適合直交格子を生成できる LS-GRID<sup>(6)</sup>を本研究では主に用いている。

LS-FLOW で用いることのできる計算スキームは表 1 に示すとおりであり、乱流モデル、非粘性対流項、粘性項及び物理量勾配の再構築などに対し様々な手法を備えている。また実問題適用上の課題に対しては新しい計算手法開発を独自に進めてきており、物体適合直交格子に特有のセルサイズの極端な変化などに対しても計算の安定性と解の空間精度を落とさない物理量再構築法<sup>(21)(22)</sup>、衝撃波が発生するような高速気流においても計算の安定性と数値粘性を最小化する Euler 流束<sup>(27)</sup>、前処理法による低速流れ計算法<sup>(31)</sup>などを開発してきた。また、非構造格子に対する高次精度再構築法<sup>(26)</sup>や詳細化学反応モデル高速積分法<sup>(29)</sup>の開発も進めてきている。このように様々な流体現象に対する効率的で高精度な CFD 解析法の確立を今後も追及していく計画であり、実問題適用をとおして研究課題を明らかにし、本研究のように今後も外部発信していく。

支配方程式	Favre 平均 圧縮性 Navier-Stokes 方程式
乱流モデル	Baldwin-Lomax <sup>(18)</sup> , Spalart-Allmaras <sup>(19)</sup> 法 DES/DDES <sup>(20)</sup> 法 など
物理量再構築	Green-Gauss 法 <sup>(21)(22)(23)</sup> など Venkatakrishnan 制限関数 <sup>(24)</sup> (Wang の修正 <sup>(25)</sup> ) 高次精度再構築法 FR 法 <sup>(26)</sup> など
非粘性項	SLAU <sup>(27)</sup> 法 など
粘性項	Shima による粘性項
時間積分	LU-SGS 陰解法 <sup>(28)</sup> など
反応流れ	詳細化学反応 ( C2H4/Air, H2/Air, H2/O2, CH4/Air, CH4/H2O2(O2/H2O) など ) 高速時間積分法 ERENA <sup>(29)</sup> Flamelet 法 <sup>(30)</sup>

表 1 LS-FLOW の計算スキーム概要.

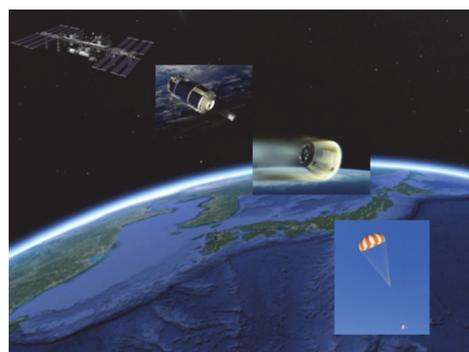


図 1 HTV 搭載小型回収カプセルのシーケンス.

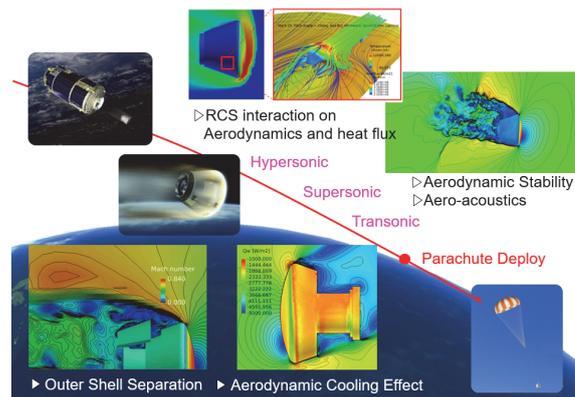


図 2 HTV 搭載小型回収カプセルの CFD 解析<sup>(3)</sup>.

### 3. 再突入カプセルの熱空力設計

我々人類は国際宇宙ステーション ISS を主な舞台とし有人宇宙開発を展開してきており、宇宙特有の環境での実験や研究、地球・天体観測等の様々なミッションを進めてきた。また日本ではそれを支える H-IIB ロケットや宇宙ステーション補給機 (H-II Transfer Vehicle: HTV) といった宇宙輸送技術も着実に獲得してきた。今後は地球低軌道以遠の月や火星等を舞台に国際宇宙探査を展開していく計画である。JAXA ではさらに地球への物資回収システムを獲得すべく、HTV 搭載小型回収カプセル (HTV Small Re-entry Capsule: HSRC) の技術実証プロジェクトを進めている。これまで日本では有翼型宇宙往還実証機 HOPE-X に向けた基礎データ取得のためのカプセル型実験機 (Orbital re-entry experiment: OREX) 及びリフティングボディ型実験機 (Hypersonic flight experiment: HYFLEX)<sup>(33)</sup>、小惑星サンプルリターンミッション Muses-C での弾道再突入カプセル<sup>(34)</sup>などのプロジェクトをとおりエントリ回収技術を着実に向上させてきた。HTV 搭載小型回収カプセルでは、日本初の揚力誘導制御技術、世界水準の軽量熱防護技術、及び ISS から実験サンプルを回収する技術を獲得する。ISS からの地球帰還フェーズのミッションシーケンス概要を図 1 に示す。小型回収カプセルは、ISS から離脱した HTV から分離され大気圏に再突入し、揚力誘導制御によりターゲット着水地点に向かって飛行しながら空力抵抗により極超音速から亜音速まで機体速度を減速させ、パラシュートにより緩降下し、最終的には着水し回収される。再突入カプセルの設計評価においては図 2 に示すように、1) 機体姿勢安定性、2) 熱防護システム (Thermal Protection System : TPS) による機体内部への入熱量削減等の熱管理、3) 表面圧力変動によるアビオ機器への影響軽減、4) パラシュートの確実な開傘、5) 揚力誘導制御による高精度な軌道制御等、複数の設計評価を広い気流条件下でおこなう必要がある。再突入カプセル周り外部流れや機体内部流れなどの流体力学的な設計検討は、環境条件を決める飛行軌道自体が機体の質量特性や空力特性により大きく変わることや、熱的及び構造的成立性にも影響が大きいため重要である。したがって、HTV 搭載小型回収カプセル開発では CFD 解析や風洞試験を併用することで、広範囲な気流条件下での流体現象メカニズムの把握、設計成立性評価と設計改良、及び開発試験による検証を行った。

再突入カプセルのシステム設計検討の概要を図 3 に示す。熱空力、軌道誘導制御などの検討項目をブロックとして示しており、ブロック間の矢印は入出力データを示している。基本的な目的関数は以下の 3 つである。

- 搭載可能ペイロード質量の最大化
- 地表到達時の落下分散域の最小化
- 地球帰還回収の成功確率の最大化

また、以下の 3 つのシステム成立条件を考える必要がある。

- 姿勢制御不能に陥らないための姿勢安定性の確保 (関連分野：軌道，空力，制御)
- ペイロード/構造/アビオ機器の熱・構造的な成立性 (関連分野：軌道，熱流束，熱防護，艤装法等の伝熱特性)
- パラシュート開傘に対する動圧等の制約条件 (関連分野：軌道，パラシュート設計)

基本的には姿勢静安定となるトリム角での揚抗比  $C_L/C_D$  が大きいほど飛行時間  $t_f$  を長くすることができ、誘導制御を高精度に行うことができることから地表到達時の落下分散域を小さくすることができる。さらに、揚抗比が大きいほど、同一高度における機体速度  $V_\infty$  を小さくすることができ、空力荷重や空力加熱を小さくすることができる。そのため、再突入カプセルでは揚抗比  $C_L/C_D$  の最大化、内部容積の最大化、風下側の円錐部への空力加熱量を最小化できる機体形状を選定する必要がある。

熱空力設計としては、1) 空力特性データ取得<sup>(32)</sup>、2) 静的な姿勢安定性評価、3) 動的な姿勢安定性評価、および 4) 熱流束分布データ取得については、風洞試験やフライト試験などの実験的研究及び CFD 解析による研究が数多くなされてきている。一方、

図 3 中に赤線ブロックとして示したような CFD 手法開発や現象把握のための研究が不十分なものもある。こうした設計検討課題に対する研究の必要性は、あまり関連研究者に認識されていないと思われるため、その概要と CFD 解析に関する研究課題を以下に述べる。なお、今回の開発では、こうした検討項目について十分な設計マージンをとることや、CFD 解析精度が十分には確認できていない場合は風洞試験データを元に設計評価をしていることは、前提としてここに記しておく。

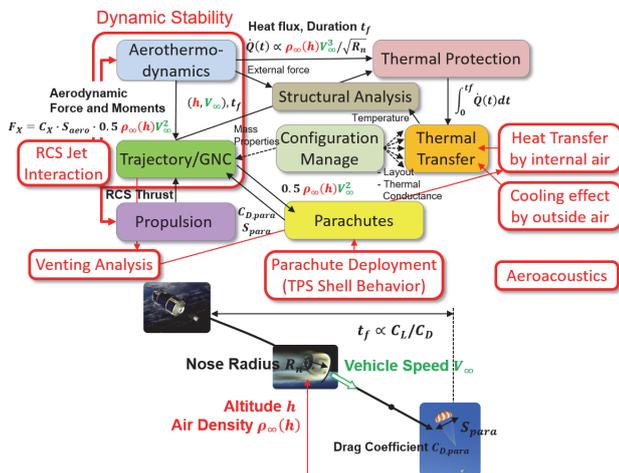


図 3 再突入カプセルのシステム設計検討の全体概要。

1) RCS ジェット・突起物・キャビティとの干渉による空力特性や熱流束分布の変化

極超音速飛行時には機体前方の強い離脱衝撃波により高温・高圧状態となった主流はヒートシールドに衝突し、高温・高圧状態のまま物体近傍を流れる。また HTV 搭載小型回収カプセルのように円錐部の風上側周方向位相に配置されている RCS ジェット、突起物やキャビティなどが存在すると、物体近傍の高温な主流と干渉し、高温ガス流れの方向が壁面垂直方向に変わることによって物体近傍での温度勾配が大きくなり局所的に大きな熱流束が発生する。また壁面衝突する動圧の増大や衝撃波の壁面干渉により、局所的に大きな表面圧力分布が生じる。RCS ジェットと主流干渉による表面圧力と熱流束分布についての JONATHAN<sup>(35)</sup> による CFD 解析結果を図 4 に示す。一般に、表面圧力の変化範囲は RCS スラスタよりも大きいため、RCS 推力に比べて空力特性変化は無視することはできないため、様々な条件下での空力特性変化をデータベース化し、誘導制御系検討のための空力データベースに反映した。また、局所的に増加した熱流束についても熱防護系検討に反映した。

本開発では十分に設計マージンをとったうえで CFD 解析や風洞試験結果に基づき設計評価をおこなったが、今後想定される設計マージンが十分には取れないケースなどにも備えた研究が必要である。主流である高温ガスの境界層が RCS ジェット、突起物、およびキャビティと干渉すると衝撃波や馬蹄渦が生じるが、その流れ構造は主流条件により大きく変化する流体力学的にも興味深いものである。このような流体現象に対する CFD 解析精度の検証やメカニズムの把握を広い条件下でおこなう必要がある。また、NASA の Orion MPCV の設計検討でも行われているような RCS ジェットと主流との干渉による空力や熱流束変化特性を体系的にデータベース化するような研究<sup>(36)</sup>も必要である。

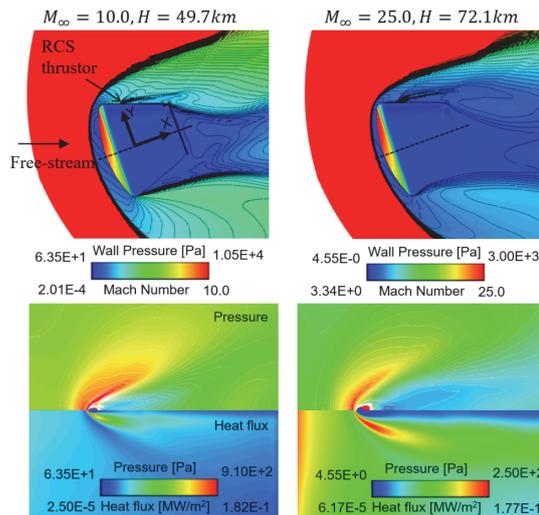


図 4 RCS ジェットと主流干渉による空力・熱流束分布変化<sup>(3)</sup>。

2) パラシュート展開時の非定常後流中の TPS シェル分離挙動

パラシュート展開は、一般的に、衝撃波干渉などによる取扱う物理現象の複雑化や、過大な動圧によるサスペンションラインなどの破断を避けるために、高度 10 km 以下かつ亜音速条件においておこなわれる。HTV 搭載小型回収カプセルでは TPS シェルを分離後、その内壁に結合されたパラシュート収納袋が牽引されることで外部放出される。図 2 左下に示したように TPS シェルが移動することになる後流は、非定常性が強く時間平均的な流速方向はカプセル側に向いている箇所が多い再循環流れである。したがって TPS シェルとカプセルとの衝突リスクが考えられたため、TPS シェルの分離挙動についての確率論的設計評価 (Probabilistic Design Analysis: PDA)をおこなった。この設計評価の難しい点は、従来の一様流中の時間平均的な空力特性評価ではなく、非定常変動する後流のなかの物体運動を評価することにある。本研究では、TPS シェルのカプセル本体に対する相対位置や角度を変えた非定常 CFD 解析をおこない数多くの空力特性データを取得し、それを元に空力特性を相対位置や角度に対してクリギング応答曲面法を用いて回帰モデル化し、それをを用いて運動方程式を解く手法を構築した<sup>(9)</sup>。

こうした薄板形状については工学的な応用分野が少ないことから、あまり空気力学的な研究がなされていない。再突入カプセルの TPS シェル以外にも、ロケットの飛行安全評価におけるタンク外殻、プラント安全評価における内圧容器の破片などの飛散・落下分散域の定量的評価は、その重要性が高まっている。非定常後流のなかの物体に対する空力評価における CFD 解析精度の検証、流れメカニズムの把握、及び物体運動が動的な空力特性に与える影響を把握するさらなる研究が必要である。

3) 非定常後流の外部音響場による物体表面圧力変動レベル

再突入カプセルの非定常表面圧力変動による構造振動がアビオニクス機器などを損傷させないかを検証するために、振動試験に加えて外部音響試験をおこなうために外部音響レベルを設定する必要性が生じた。実機とのレイノルズ数の違いの影響を除けば表面圧力変動の風洞試験データを元に設定することもできるが、表面圧力変動の表面分布を推定しなくてはならないのに対し計測箇所数が少なかったため図 5 に示すように CFD 解析<sup>(10)</sup>をおこなった。

まず、はじめに圧力変動データについて風洞試験データと CFD 解析データとの比較検討を図 6 に示すように行ない動圧で正規化した表面圧力変動の RMS 値について両者の差は、動圧が大きく音響レベルを設定するうえで重要な気流条件の範囲において約 10%以内に収まっている。また機軸方向や周方向位置の依存性についても定量予測ができており CFD 解析の高い精度を確認することができた。飛行軌道に基づく各気流条件について CFD 解析により外部音響場を評価し、環境耐性試験において印加する外部音響レベルを設定した。

カプセル後流の外部音響場を CFD 解析で正確にとらえるためには、肩部から生じるせん断層やその非定常運動や、せん断層の非定常運動により誘起されるカプセル背後の小さい渦を捉える必要がある。また、選音速条件では、図 5 の右図に示すようにせん断層上に発生する局所衝撃波も適切に捉える必要がある。本研究で用いている従来の乱流モデルをベースとした MILES 解析であっても、後流部に対する十分な格子解像度を用いることや、内部反復法などで時間精度を確保することで十分な解析精度を得ることができている。本研究ではカプセル後方の三次元的な非定常後流に関する風洞試験データが殆どなかったことから、類似の再循環流れであるベース流れに対する物体中心軸上のマッハ数や圧力分布という限られたデータでの非定常 CFD 解析の精度検証をおこなってきた<sup>(10)</sup>。また前述のように表面圧力について、圧力変動レベルの表面分布や周波数特性について、非定常 CFD 解析結果を風洞試験結果と比較することにより、両者はよい一致をしており CFD 解析により定量的予測ができることを示した。後述する動的な姿勢安定性評価のためには、非定常再循環流れの三次元構造を正確に予測する必要があり、より詳細な三次元的な風洞試験データ取得と CFD 結果との比較による精度検証をおこなう必要がある。

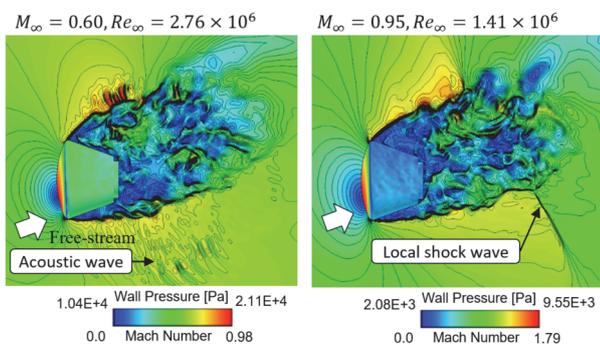


図 5 非定常後流による表面圧力変動の評価。

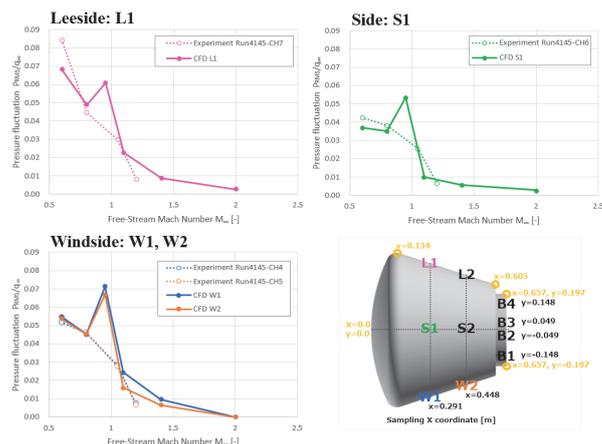


図 6 表面圧力変動レベルの CFD と風洞試験結果の比較<sup>(10)</sup>。

#### 4) 機体内部空気による熱伝達特性

再突入カプセルの高度低下にともない外気圧は高くなるため、機体内外差圧が大きくなりすぎないように、機体の高度低下に伴う外気圧の上昇に応じベントホールにより外気を流入させ内外差圧を小さくすることが不可欠である。今回の設計ではベントホールは外気温度が相対的に低い位置に設置してあるが、機体表面近傍には高温ガスが流れていることから、ベンディングによる機体内部への入熱量を予測し、機体内部の機器等への熱的影響を評価する必要があった。

今回の開発では、機体内部への入熱量を予測値よりもマージンをとって大きくし、構造部材との熱交換による内部ガスの冷却効果はないと仮定するなどワーストケース条件での熱的な成立性確認をおこなった。一方で、今後想定される熱的成立性についての設計マージンが小さいケースの発生に備えて、機体内部の複雑な 3次元空間に対する流体・構造間での熱伝達特性を予測することができる CFD 解析手法の確立と解析精度の検証が望まれる。より具体的には、適合直交格子により複雑形状を取扱い壁モデルにより温度境界層分布を予測するような解析手法の研究の必要性は高い。

#### 5) 低温な機体外部空気による熱伝達特性

空力抵抗により機体速度が十分に低下した亜音速飛行中及びパラシュートによる緩降下中には、カプセル機体表面温度は外気温度よりも高くなる。したがって機体表面と低温な外気との熱伝達により、機体表面は冷却されることになる。今回の開発では、この冷却効果を考慮しなくても熱的成立性を確認することができたが、こうした外部流による冷却効果については殆ど研究されていない。

こうした低温な外部流による熱伝達特性評価に対する CFD 解析精度の検証と流体メカニズムの把握をおこなう研究が望まれる。平板境界層の熱伝達特性モデルのような冷却効果のオーダ予測を効率的におこなうことができる手法が確立されれば、こうした熱的成立性の評価を劇的に効率化することができる。

#### 6) 高空落下試験を再現した確率論的 6 自由度軌道解析

開発後半において、TPS シェル分離、パラシュート開傘、減速沈降、着水及び船舶等による回収までのシーケンス検証や手順確認を目的とした高空落下試験を行った。これはヘリコプターから小型回収カプセルを模擬した試験用カプセルを高度約 1.5km から投下させる試験である。スリングとカプセルとの干渉を防ぐために、今回の試験では図 7 の左下に示すようにスリ

ング端部に小型のパイロットシュートが付加されていた。しかし、カプセル投下直後では、カプセル相対速度つまり動圧が小さいことから復元ピッチモーメントが小さく、この小型パイロットシュートが誘起するモーメントの方が大きくなりカプセルが一回転してしまうリスクがあった。そこで、一回転することを防止するカプセル投下条件を明確化することを目的とし、高空落下試験を模擬した 6 自由度軌道解析ツールを構築した。CFD 解析により各マッハ数やピッチ角  $0^{\circ}\sim 180^{\circ}$ における約 30 ケースの空力特性データを取得し、それを元に 6 自由度運動方程式を解くものであり、様々な影響因子を変化させた確率論的な設計評価をおこなうことができるものである。投下直後の機体の角度や角速度、及び横風の大きさやカプセルに対する方向など様々な不確実性因子を変化させた確率論的軌道解析をおこなった。投下直後に機体が一回転することを避けるためには横風の大きさが小さいことが望ましいが、定常的な高層風が強い時期であったため、横風クライテリアが厳しすぎると落下試験ができる条件がそろそろまでに時間がかかり過ぎるのが課題であった。そこで、確率論的評価結果を詳細に分析し最低限必要な合理的な横風クライテリアを設定することで、高空落下試験を大きなスケジュール遅延もなく成功させることができた。

今後も様々な再突入カプセル開発において高空落下試験は数多く行われる予定であるが、確率論的な 6 自由度軌道解析により高空落下試験方法を改良し、実フライト条件に近づける方法を見出すような研究はあまり行われていないことから、こうした研究を推進することが望まれる。

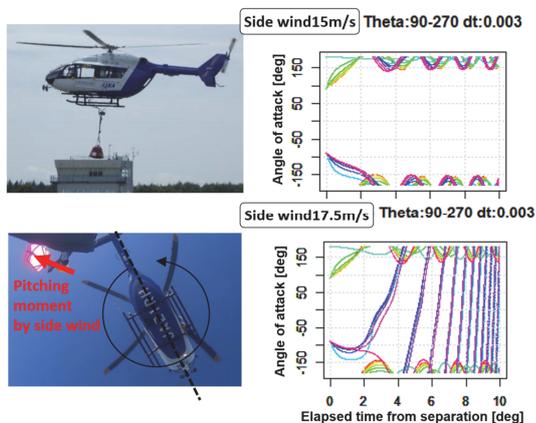


図 7 高空落下試験に対する 6 自由度軌道解析<sup>(9)</sup>。

### 7) 姿勢動安定性

カプセル着地点の分散を小さくするためにはパラシュート開傘高度を小さくすることが望ましい。しかし、再突入カプセルについては一般に遷音速から亜音速条件において、機体背後の非定常後流に起因する空力モーメントの時間変動特性に起因するピッチ運動が時間とともに発散していく、いわゆる動的な姿勢不安定化が起こることが知られている<sup>(38)</sup>。今回の開発では、模型支持部にピッチ方向の 1 軸自由度を持たせた 1 軸自由回転風洞試験データを元に動的な不安定となる気流条件を推定する自由回転法<sup>(38)(39)(40)</sup>を用いた。

このような動的な姿勢不安定化のメカニズムは、いまだに不明な点が多い。迎角増加時と減少時でみられる側面部での流れの剥離と付着のヒステリシス現象の存在が非定常 CFD<sup>(41)</sup>や時系列 PIV 計測<sup>(42)</sup>でも確認されており、それが関係しているのではないかという仮説はあるが全容解明には至っていない。動的

な姿勢安定性の確保は、ロバストなリエントリ回収技術を確立するための重要課題であり、動的姿勢不安定化が生じるメカニズムの解明は重要な研究課題である。そのためには、カプセル後流の非定常的な三次元流れ構造の把握を非定常 CFD 解析で行うことが不可欠である。そのためには、ピッチ運動するカプセルの表面圧力変動特性や後流中の流体物理量の空間分布などの風洞試験データの取得が必要である。それを元にした非定常 CFD と物体運動との連成解析の精度検証、動的姿勢不安定化メカニズムの解明とそれを抑制するための設計知見を獲得する研究につなげたい。

### 4. リエントリ安全評価

宇宙開発はこの半世紀において科学や工学の両面において飛躍的な発展を遂げてきた。一方、宇宙開発を今後も持続可能なものにするためにはスペースデブリ問題の対策が重要であり、JAXA をはじめ日本においても 1)国際標準ルール化の検討、2)衛星・ロケットの非デブリ化、3)既存のデブリ除去、4)デブリ状況把握と防御の 4 つの課題に対する研究や技術構築が行われている<sup>(43)</sup>。なかでも非デブリ化は新たなデブリ発生を抑えることで、軌道上の宇宙機との衝突リスクや大気圏突入後の溶融残存物による地上被害リスクを最小化するものである。そのアプローチとしては、ミッション終了後の宇宙機の非保護軌道への投入、軌道上寿命の短縮、及び大気圏突入による溶融廃棄などがある。デブリ除去 (Active Debris Removal: ADR) 衛星などによる既存のデブリ除去や、自然落下や制御再突入 (Controlled Reentry) といった非デブリ化は、ともに最終的には大気圏再突入によるデブリの溶融廃棄を前提としている。デブリの構成材料が高融点である場合、熱容量が高い場合、および弾道係数が大きい場合などは溶融残存する可能性があり、こうした溶融残存物による地上被害リスクの最小化も考慮することが欠かせない。大気圏突入による溶融・破壊プロセスの概要とリエントリ安全評価において考慮しなくてはならない主要な不確かさ因子を図 8 に示す。大気圏突入をはじめたロケット上段や宇宙機などの機体は大気密度が低い高度においてはタンブリングしており、高度が低下し大気密度が高くなり始めると機体の空力特性に応じてタンブリングし続けるかトリム安定を取るかに分かれる。さらに高度が低下し大気密度が上昇すると、急激に大きくなる空力加熱による溶融消失や、空力荷重による複数物体への分裂が発生する。地上到達時においても溶融残存物があり、その質量や速度が大きい場合には地上被害をもたらす可能性が生じる。このように地上到達時に溶融残存物があるかどうか、その運動エネルギーの大きさを予測し、落下点における人口密度なども含めて地上被害リスク (Expected Casualty: EC) 値を評価するのがリエントリ安全評価である。

主著者が開発を進めている高忠実モデルによる新しいリエントリ安全評価法 LS-DARC (Destructive Atmospheric Reentry Code)<sup>(12)(13)(14)</sup>は、欧州宇宙機関 ESA の SCARAB<sup>(43)</sup>やフランス国立宇宙研究センター CNES の PAMPERO<sup>(44)</sup>と同様な Spacecraft-Oriented リエントリ安全評価法<sup>(4)</sup>である。LS-DARC により、図 9 に示すようにロケット上段や衛星などの複雑形状に対し、空力、6 自由度姿勢軌道、熱流束、伝熱を連成解析し、溶融・破壊による形状変化も扱うことができる複合物理連成シミュレーションを行うことができる。設計パラメータ変更による安全性向上度を分析することができる高忠実な安全性評価法を確立することで、a) 上流設計段階からの溶融促進設計、b) 認知的な不確かさの低減による高精度なリスク評価を実現することが目的である。

高高度における希薄流領域や、低高度における極超音速から亜音速までの連続流域を扱う必要があり、ロケット上段や宇宙機などの複雑機体の溶融による形状変化や構造破壊による分裂も含めて取扱う必要がある。溶融消失や構造破壊により形状が変化するため、複雑物体の空力特性や熱流束分布を軌道解析しながら再評価する必要がある。したがって、三次元空間格子を用いた CFD 解析ではなく、修正 Newtonian Impact Theory による空力特性評価のような物体表面格子データのみを用いる縮約モデルを用いる。また空力加熱が大きい風上側の構造部は温度が急上昇し局所的な溶融消失が起こる可能性があるため、伝熱解析は三次元非構造格子によりおこなう。構造温度を格子セルごとにモニタし材料融点に達したセルを除去する事で形状変化を模擬する。

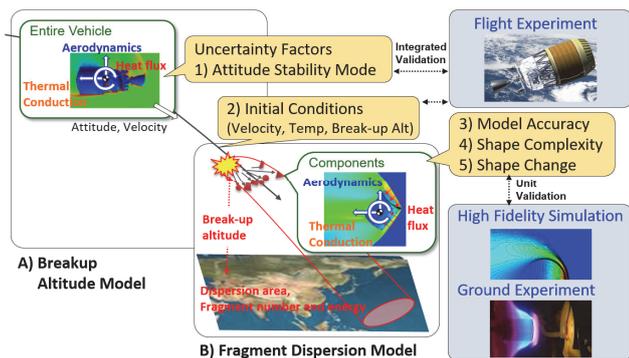


図 8 リエントリ安全評価における不確かさ定量化<sup>(4)</sup>.

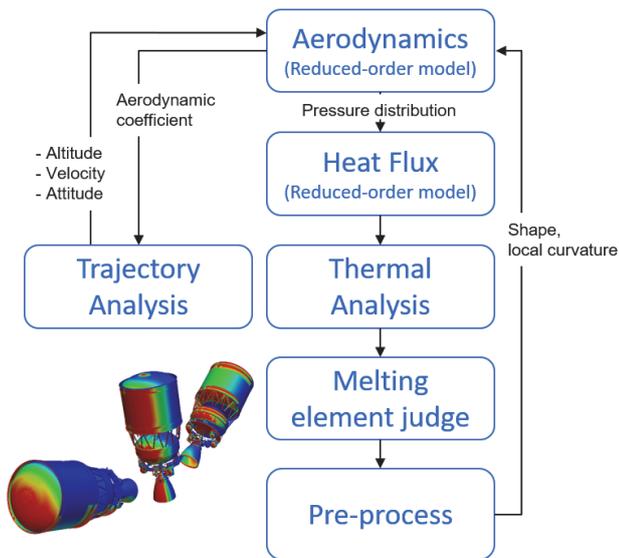


図 9 複合物理連成によるリエントリ安全評価法 LS-DARC<sup>(13)(14)</sup>.

現在、各国の宇宙機関では、高忠実なリエントリ安全評価法を確立するべく、地上試験やフライト試験などの解析精度の検証データ取得、物理モデルの改良、溶融・破壊メカニズムを把握する研究が盛んに進められている。このような広範囲の環境条件下における複雑物理シミュレーションの解析精度検証をどのようにおこなうのかは、信頼性・安全性分野において共通な大きな研究課題である。本研究では、著者らが構築してきた高信頼性開発プロセスにおける不確かさ定量化法<sup>(10)</sup>と同様なアプローチを採用し、空力や熱流束などの個々の物理モデルについての単体検証 (Unit Validation) とそれらを統合した連成解析モデルについての統合検証 (Integrated Validation) による不確かさ定量化 (Uncertainty Quantification: UQ) をおこない、重要な

条件下での物理モデル改良を繰り返すことで、リエントリ安全評価法を確立していく計画<sup>(4)</sup>である。図 8 に示すように、単体検証では安全評価で用いる空力や熱流束の縮約モデルを CFD 解析や高エンタルピー風洞試験のデータとの比較検討により検証<sup>(13)</sup>する。また統合検証では複合物理連成モデルを実機のフライト試験データとの比較検討により検証する。

### 1) リエントリ安全設計という新しい研究フィールド

通常の再突入カプセルの設計評価とリエントリ安全評価とではワーストケースの考え方や、設計改良の考え方が正反対であることはとても興味深く特筆するべき点である。空力加熱による溶融消失を例にすれば、再突入カプセルの設計評価においてワーストケースは熱流束が大きい場合であるが、逆にリエントリ安全評価では熱流束が小さい場合である。リエントリ安全評価では溶融残存物が出るのがリスクであるため、ワーストケースとして熱流束は小さくなることを想定するべきである。また、設計改良においては、再突入カプセルにおいては軽量で断熱性能が高いアブレータ材料が求められるのに対し、溶融を促進させる安全性設計としては入熱量が大きくなる形状や材料を見出すことが求められる。このようにリエントリ安全分野は、様々な物体形状の広範囲な気流条件下での空力特性、熱流束、および6自由度運動、溶融性を促進させる安全性設計など、いままで殆ど研究されてこなかった未解決な研究課題が数多くある新しい研究領域である。

### 2) 熱流束モデル

従来の再突入カプセル形状については極超音速流れに対する空力・熱流束データ取得や流体メカニズムを解明する研究は数多くなされてきているが、リエントリ安全で扱うロケット上段や衛星などについては殆ど研究されていない。本研究では、大型であり数も比較的多いことからスペースデブリ対策における重要ターゲットであるロケット上段に着目している。ロケット上段についての CFD 解析及びリエントリ安全評価で用いる縮約モデルによる表面熱流束分布を図 10 に示す。エンジン燃焼室周囲の離脱衝撃波の中央の酸素タンク外壁への入射 (図中 C)、酸素タンク前方の離脱衝撃波の下流側の水素タンク外壁への入射 (図中 D) により、局所的に大きな熱流束が生じていることがわかる。また一般に淀み点での熱流束レベルは物体の曲率半径の平方根に反比例することが知られているが、一樣流が様々な曲率半径をもつ部位に流入するため熱流束分布も複雑化する。例えばロケットエンジンは熱容量が大きく耐熱性材料が使用されているため重要な評価対象であるが、ノズル出口リップなどは曲率半径が小さいことから熱流束レベルも高くなることがわかっている。こうした熱流束の増加効果を表面格子などの少ないデータ量で予測できる縮約モデルを構築しなくてはならない。JAXA の LS-DARC や CNES の PAMPERO ではこうした曲率半径の影響を考慮した縮約モデル<sup>(13)</sup>ができてきたが、より広い対象に対する適用と検証が必要である。こうした淀み点近傍などでの熱流束ピーク値の予測法に加えて、熱流束表面分布モデルの確立も欠かせない。著者らの先行研究においてわかっている、主流に対向する平板への空力加熱量が乱流境界層の効果により迎角をとった時のほうが大きくなることや、風上側物体の後流に他物体が入ることによる熱流束の低下などを適切に考慮できる熱流束表面分布の縮約モデルの研究を進めていく。また、図 10 に示すように縮約モデルと CFD 解析による予測結果の比較分析を、様々な条件について数多くやる必要があることから、複雑物体の熱流束を評価する CFD 解析の効率化も重要課題であり、著者らが先行して進めてきた物

体適合直交格子法のロバストな格子生成法，解適合直交格子ベースの熱流束評価用の壁モデルの構築と精度検証も重要な研究課題である。

### 3) 空力と姿勢・軌道モデル

従来のリエントリ安全評価では，デブリの再突入姿勢はランダムタンプリング状態であり全方向から様な空力加熱が物体壁面に入ってくるという仮定をおく場合が多い。一方，ロケット上段や衛星の形状や質量配分の特徴から，通常の再突入カプセルのようにトリム安定をとる可能性もあり，トリム状態では風上側の構造部が大きな空力加熱に長時間晒されるため，こうした効果を取り入れることで，早期熔融するという予測結果に結びつく可能性がある。再突入カプセルの動安定性が重要となる遷音速領域ではなくリエントリ安全では極超音速域をスコープとするため物体背後の変動圧力による空力特性への影響などを考慮する必要は殆どない。また形状も様々ではあるが，コンポーネントレベルでみれば気蓄器などの球形，タンクや配管などの円柱などであり，こうした基礎形状について熔融した場合の穴の有無などを含めたケースを想定すればよい。こうした対象に対する空力特性と 6 自由度姿勢軌道についての CFD 解析，自由度有り模型支持による風洞試験やバリスティックレンジなどによる検証データ取得などの研究が必要である。

### 4) 確率論的評価の効率化

Spacecraft-Oriented リエントリ安全評価では形状変化を考慮することから，予め空力データベースを用意し，それを参照することで軌道解析するような手段をとることができない。したがって，形状変化や気流条件に応じた空力特性や熱流束分布を常に更新しながら時間発展させる必要がある。また 3 次元伝熱解析もすることから計算負荷は比較的大きい。さらにリエントリ開始時の初期条件などを変えた確率論的評価 (Probabilistic Design Analysis: PDA) をする必要もあることから解析数がとても多くなる。したがって，並列化や GPU による陰面処理などの解析時間短縮や，動的サンプリングなどの新しい実験計画法の導入により解析数を削減<sup>45)</sup>させる PDA の実用化研究が必要である。

### 5) 熔融促進設計とセミ・コントロールドリエントリ

大気圏突入による熔融廃棄についての地上被害リスクを最小化するためには，形状や材料選定や機体構成品を早期に分離させるデバイスの採用などにより熔融残存物量を最小化させる熔融促進設計 (Design-for-Demisability: D4D) が有効である。欧州では ESA や大学などの研究機関，宇宙関連メーカーがワーキンググループをつくり，様々な D4D コンセプトについての地上リスク低減効果を分析検討する活動<sup>46)</sup>を積極的に展開している。

またロケット上段や宇宙機の軌道上寿命の最小化，ADR 衛星によるデブリ除去時の推進薬消費量の最小化のために，膜面展開による低弾道係数化や小型スラスタなどを利用した効率的な制御落下技術であるセミ・コントロールドリエントリに関する研究活動<sup>47)</sup>も活発化している。こうした要素技術を組合せた様々なシステムコンセプトの成立性と有効性評価を効率的におこなうためには，LS-DARC のような高忠実な複合物理連成シミュレーションをコアとしたシステム概念設計フレームワークが欠かせない。日本においても，効率的にシステム概念設計検討をおこなない，そのシステムを実現するうえで鍵となるシステム要素や研究課題を明確化する研究活動を展開していきたい。

## 5. 将来の挑戦的な宇宙開発を支える CFD 技術の研究課題

本研究では HTV 搭載小型回収カプセルの熱空力設計，ロケット上段や宇宙機のリエントリ安全評価に注目し，宇宙開発におけるシステム開発に対する CFD 解析の適用状況と研究課題について議論した。今後ますます難しくなる挑戦的な宇宙開発を支えるための CFD 解析に対する研究課題を図 11 に示す。

すでにカプセル形状等に対する時間平均的な空力特性や熱流束分布に対する CFD 解析精度は十分に確認されており，今後は，動的な姿勢安定性評価を確立するうえで重要な非定常的な三次元流れ構造に関する CFD 解析の精度検証と流れメカニズムを把握する研究を推進していきたい。

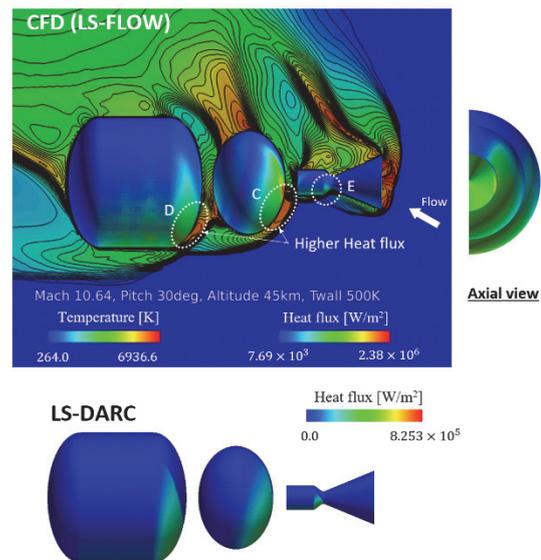


図 10 CFD と縮約モデルによるロケット上段の熱流束分布<sup>13)</sup>。

また再使用型ロケット技術などの獲得も重要課題であり，再突入カプセルと同様な空力特性に関する機体制御のためのフィンなどの空力デバイスやエンジンルーム干渉による空力・熱流束への影響評価も重要である。さらに再使用ロケットの姿勢・軌道制御では姿勢制御不能や構造破壊にならないための制約条件満足にくわえて，タンク内推進薬のスロッシングや急激な圧力変化に関する制約条件を考慮する必要がある。こうした再使用型ロケットの打上げと帰還飛行の成立性評価のためには，横風影響や空力特性データの不確定性など様々な不確定因子を考慮した確率論的設計評価 PDA が不可欠である。したがって，空力特性，熱流束，推進薬スロッシングや急激な圧力変化特性などを縮約モデル化し計算負荷を低くすることで，効率的なシステム成立性評価をおこなうフレームワークを構築する必要がある。また米国の再使用型ロケットなどでは，オンボード計算機において飛行運用中に取得できるデータによるシステム挙動モデルの更新なども含めたモデル予測制御 (Model Predictive Control: MPC) が使われているといわれており，そのためにも各物理モデルの縮約モデル化を実現する研究の重要性は高い。

また複雑形状周りの空力，熱流束，熱伝達特性の評価に用いることのできる CFD 解析手法の確立と精度検証も重要である。適合直交格子と壁モデルを組合せた手法が近年提案されているが，その手法を実問題に適用した場合の解析精度の検証を積極的に進めていきたい。

またロケット打上げ時の飛行安全評価，ミッション終了後

に大気圏に突入させ廃棄されるロケットや宇宙機のリエントリ安全評価などの定量的安全性評価技術を高めておくことは、安全要求厳格化による打上げ能力への影響の最小化や、軌道自在性を確保することで再使用型ロケットの成立性を多高めるうえで重要である。こうした安全性評価では、これまで殆ど研究されていない様々な形状や気流条件下における空力特性、熱流束分布を CFD 解析により調べる研究が不可欠である。

安全性評価においても様々な不確定性を考慮した確率論的設計評価をいかに効率化し実用化するかが鍵である。そのためには、これまで培ってきた高忠実な数値シミュレーション技術による高精度な解析による詳細な物理現象メカニズムの把握をベースとした各物理モデルの縮約化が不可欠である。

JAXA では、大気圏再突入カプセルや再使用型ロケットなどの挑戦的なシステム開発に取り組んでいく計画であり、本論文で述べたように解決しなくてはならない研究課題はとても多い。したがって、宇宙開発分野への新規参入企業や大学などの研究機関との積極的な協力体制を構築し、CFD 解析の研究課題を解決していきたい。それだけでなく、革新的なシステムコンセプトを提案・検討していく研究活動も積極的に進めていきたい。

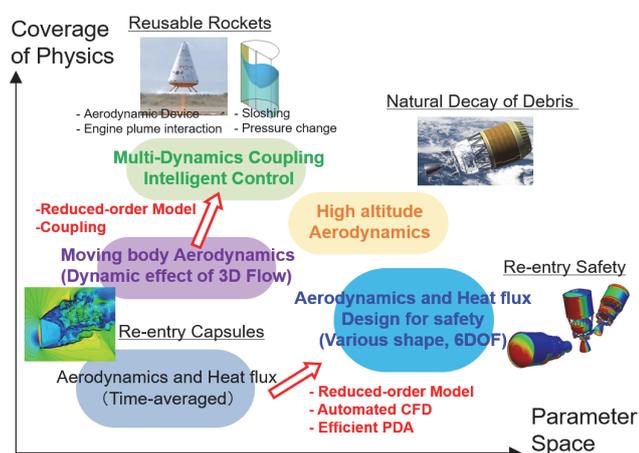


図 11 将来の挑戦的な宇宙開発を支える CFD 解析の研究課題。

## 6. 結言

本研究では、HTV 搭載小型回収カプセルの熱空力設計や、ロケット上段や宇宙機のリエントリ安全評価に注目し、宇宙開発でのシステム開発への CFD 解析の適用状況について述べた。

また、今後ますます難しくなる挑戦的な宇宙開発を支えるための CFD 解析の研究課題について共有した。本論文が、CFD 技術を進化させていく今後の方向性検討に資することができれば幸いである。

## 謝辞

本研究では JAXA スーパーコンピュータ『JSS』及び『JSS2』を用いた。関係者各位に謝意を表す。

## 参考文献

- (1) Iizuka, N., Okita, K., Koganezawa, T., Taguchi, H., Fujimoto, K., Sunakawa, H., Kurosu, A., Miyoshi, H., Ogawara, A., Kawamata, Y., "Challenge Towards Ultimately Robust Design -Methods and Their Support Systems for the LE-X Engine-", ISTS 2009-a06.
- (2) Kumada, N., Nakajima, A., Ogawara, A., Manako, H., Taguchi, H., Fujimoto, K., Sunakawa, H., Kobayashi, T., "Highly Reliable

Development Methods for Next Booster Engine LE-X," Proceedings of Space Propulsion 2014, 2014.

- (3) 藤本圭一郎, 根岸秀世, 松山 新吾, 藤井 啓介, 渡邊 泰秀, 中村 涼, "HTV 搭載型小型回収カプセル開発における CFD 解析と教訓," 1L12, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会論文集, 2018.
- (4) Fujimoto, K., Tani, H., Negishi, H., Saito, Y., Iizuka, N., Okita, K., Kato, A., "Uncertainty Quantification for Destructive Re-Entry Risk Analysis: JAXA Perspective," Stardust Final Conference, Conference, Springer book, pp.283-300, 2018.
- (5) 山田和彦, "将来の惑星探査にむけたサンプルリターンカプセル、大気圏突入減速着陸技術," 2L06, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会論文集, 2018.
- (6) Fujimoto, K., Fujii, K., and Wang, Z. J., "Improvements in the Reliability and Efficiency of Body-Fitted Cartesian Grid Method," AIAA Paper 2009-1173, 2009.
- (7) Fujimoto, K., "Study on the Automated CFD Analysis Tools for Conceptual Design of Space Transportation Vehicles," Ph.D. Dissertation, Univ. of To-kyo, Tokyo, Japan, 2006.
- (8) Kitamura, K., Nonaka, S., Kuzuu, K., Aono, J., Fujimoto, K., and Shima, E., "Numerical and Experimental Investigations of Epsilon Launch Vehicle Aerodynamics at Mach 1.5," Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.50, No.4, pp.896-916, 2013.
- (9) Fujimoto, K., Nambu, T., Negishi, H., and Watanabe, Y., "Validation of LS-FLOW for Reentry Capsule Unsteady Aerodynamic Analysis", AIAA Paper 2017-1411, 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech Forum, 2017.
- (10) Fujimoto, K., Negishi, H. and Nakamura, R., Nakakita, K., "Aero-Acoustics CFD Prediction for Re-entry Capsule Wake Flows at Subsonic to Supersonic Regime", AIAA Paper 2018-0520, 2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2018.
- (11) Fujimoto, K., Tani, H., Negishi, H., Saito, Y., Iizuka, N., and Okita, K., "Update of aerodynamics and heat flux model for ORSAT-J", Proceedings of the 8th IAASS Conference, 2016.
- (12) Fujimoto, K., Tani, H., Negishi, H., Saito, Y., Iizuka, N., and Okita, K., "High-Fidelity Numerical Simulations for Destructive Re-entry of Upper Stages", 7th European Conference on Space Debris, 2017.
- (13) Fujimoto, K., Negishi, H., Saito, Y., Spel, M., Prigent, G., "Benchmark of JAXA and CNES Re-entry Safety Analysis Tools for Accurate Heat-flux Prediction", Proceedings of the 9th IAASS Conference, 2017.
- (14) 藤本 圭一郎, 根岸 秀世, 齊藤 靖博, 飯塚 宣行, 沖田 耕一, "ロケット上段のリエントリ安全評価に向けた空力・熱流束評価法の構築," E09-4, 第 31 回数値流体力学シンポジウム講演論文集, 2017.
- (15) Negishi, H., Aono, J., Shimizu, T., Sunakawa, H., Sezaki, C., Nagao, N., Nan-ri, H., "Mixing Characteristics of Transcritical Hydrogen Flows around a Mixer in a Liquid Rocket Engine," JSASS-2016-2117-A, 2016 (in Japanese).
- (16) 高橋 浩, 野島 清志, 清水 太郎, 青野 淳也, 宗像 利彦, "LS-FLOW による炭化水素燃料スクラムジェット燃焼器流れの解析," 第 31 回数値流体力学シンポジウム講演論文集, E08-2, 2017.
- (17) Kitamura, K., Fujimoto, K., Shima, E., Kuzuu, K., and Wang, Z. J., "Validation of Arbitrary Unstructured CFD Code for Aerodynamic Analyses," Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol.53, No.182, pp.311-319, 2011.

- (18) Baldwin, B. and Lomax, H., "Thin-layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows," AIAA paper 1978-257, 1978.
- (19) Spalart, Allmaras, "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," AIAA 92-0439, 1992.
- (20) Spalart, Jou, Strelets, and Allmaras, "Comments of the Feasibility of LES for Wings, and on a Hybrid RANS/LES Approach," Advances in DNS/LES, 1st AFOSR Int. Conf. on DNS/LES, 1997.
- (21) Shima, E., Kitamura, K., and Fujimoto, K., "New Gradient Calculation Method for MUSCL Type CFD Schemes in Arbitrary Polyhedra," AIAA Paper 2010-1081, 2010.
- (22) Shima, E., Kitamura, K., Haga, T., "Green-Gauss / Weighted-Least-Squares Hybrid Gradient Reconstruction for Arbitrary Polyhedra Unstructured Grids," AIAA Journal, Vol.51, No.11, pp. 2740-2747, 2013.
- (23) Mavriplis, D. J., "Revisiting the Least-Squares Procedure for Gradient Reconstruction on Unstructured Meshes," AIAA Paper 2003-3986, 2003.
- (24) Venkatakrishnan, V., "Convergence to Steady State Solution of the Euler Equations on Unstructured Grids with Limiters," J. Compute. Phys. No.118, pp. 120-130, 1995.
- (25) Wang, Z. J., "A Fast Nested Multi-Grid Viscous Flow Solver for Adaptive Cartesian/Quad Grids," International Journal of Numerical Methods in Fluids, Vol. 33, No. 5, pp. 657-680, 2000.
- (26) Haga, T. and Kawai, S., "On a robust and accurate localized artificial diffusivity scheme for the high-order flux-reconstruction method," J. Comput. Phys. vol. 376, pp. 534-563, 2019.
- (27) Shima, E. and Kitamura, K., "On New Simple Low-Dissipation Scheme of AUSM-Family for All Speeds," AIAA paper 2009-136, 2009.
- (28) Jameson, A. and Turkel, E., "Implicit Schemes and LU Decompositions, Mathematics of Computation," No.37, pp. 385-397, 1981.
- (29) Morii, Y., Terashima, H., Koshi, M., Shimizu, T., Shima, E., "ERENA: A fast and robust Jacobian-free integration method for ordinary differential equations of chemical kinetics," Journal of Computational Physics, Vol.322, pp. 547-558, 2016.
- (30) Pierce, C. D. and Moin, P., "Progress-variable approach for large-eddy simulation of non-premixed turbulent combustion," Journal of Fluid Mechanics, Vol.504, pp.73-97, 2004.
- (31) Kitamura, K., Shima, E., Fujimoto, K., Wang, Z.J., "Performance of Low-Dissipation Euler Fluxes and Preconditioned LU-SGS at Low Speeds," Communication in Computational Physics, Vol.10, No.1, pp.90-119, 2011.
- (32) 藤井 啓介, 中野 英一郎, 藤田 和央, 永井 伸治, 村上 桂一, 渡邊 泰秀, "HTV 搭載小型回収カプセルの空力データベースの構築," 1L11, 第 62 回宇宙科学技術連合講演会論文集, 2018.
- (33) Shirouzu, M., Kai, T., Akimoto, T. and Shimoda, Y., "HYFLEX Project for the Development of HOPE," 19<sup>th</sup> International Symposium on Space Technology and Science, ISTS 94-g-12, May 1994.
- (34) Inatani, Y., Ishii, N., Yamada, T., Hiraki, K., Yamada, K., Suzuki, T., and Fujita, K., "Post-flight analysis of Hayabusa; asteroid sample return capsule," Advances in the Astronautical Sciences, Vol. 146, pp. 685-696, 2013.
- (35) 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, 2012.
- (36) Hyatt, A. J., and White, M., "Orion MPCV Continuum RCS Heating Augmentation Model Development," AIAA Paper 2014-0511, 52nd Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech, 2014.
- (37) 藤本 圭一郎, 根岸 秀世, 飯塚 宣行, 齊藤 靖博, 沖田 耕一, "宇宙開発での信頼性・安全性分野における定量的リスク評価," PD-1-7, 安全工学シンポジウム 2018, 2018.
- (38) 古賀 星吾, 互井 梨絵, 日高 亜希子, 中野 英一郎, 永井 伸治, 自由回転試験による揚力カプセルの遷音速動特性の考察, 日本航空宇宙学会論文集, 64 巻, 5 号, pp. 281-287, 2016.
- (39) Yoshinaga, T., Tate, A., Watanabe, M., and Shimoda, T., "Orbital Re-Entry Experiment Vehicle Ground and Flight Dynamic Test Results Comparison," Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 33, No. 5, pp. 635-642, 1996.
- (40) 平木 謙儒, "カプセル型鈍頭物体の動的不安定性についての実験的研究," 宇宙科学研究所報告, 第 103 号, pp. 1-55, 1999.
- (41) Hashimoto, A., Murakami, K., Aoyama, T., Tagai, R., Koga, S., Nagai, S. and Hayashi, K., "Dynamic Stability Analysis of a Reentry Lifting Capsule with Detached Eddy Simulation," 54<sup>th</sup> AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA Paper 2016-0552, 2016.
- (42) 加藤 裕之, 中北 和之, 満尾 和徳, 永井 伸治, 古賀 星吾, 日高 亜希子, "HTV-R 回収カプセル遷音速動安定風洞試験の先進光学計測," 第 57 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2013-4426, 2013.
- (43) T. Lips, B. Fritsche, M. Homeister, G. Koppenwallner, H. Klinkrad and M. Toussaint, "Re-entry Risk Assessment for Launchers – Development of the New SCARAB 3.1L", Proceedings of the 2nd IAASS Conference, 2007.
- (44) Annaloro, J. "Elaboration of New Spacecraft-orientated Tool: PAMPERO", 8th European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles, Lisbon, 2-6 March 2015.
- (45) Tokunaga, A., Sotoguchi, A., Shimoyama, K., Fujimoto, K., "Stochastic re-entry trajectory analysis with uncertain initial conditions for safety assessment", AIAA Paper (to be presented), 2019 AIAA SciTech Forum, 2019.
- (46) Riley, D., Fuentes, I.P., Meyer, J., Proffé, G., Lips, T., "Design for Demise: Systems-level techniques to reduce re-entry casualty risk" IAC-17,A6,4,6,x39627, International Astronautical Congress 2017, 2017.
- (47) Bacon, J. B., "Minimum dV for Targeted Spacecraft Disposal", 7th European Conference on Space Debris, 2017.