

jh170047-NAJ

高速 CFD コードを用いた次世代空力応用研究プラットフォーム構築に向けた実証研究

松尾裕一 (JAXA 航空)

応用空力研究において、従来の課題テーマ毎に必要なツールを作成していた非効率性から脱却、解析コード等のツール群を予めプラットフォーム上に整備しておくことで応用時の開発要素は最低限必要な部分に限定、その分、応用的なアイデア出しや課題解決に向けての検討・分析時間を長く取り空力応用研究の幅や深さを広げることを目指す。本研究では、重要な部分を重点的に構築するとともに要素技術研究を実施し、空力応用問題に適用することにより、プラットフォーム機能や利便性等に係る有効性を実証する。

1. 共同研究に関する情報

(1) 共同研究を実施した拠点名

宇宙航空研究開発機構
首都大学東京
鳥取大学
北海道大学

(2) 共同研究分野

- 超大規模数値計算系応用分野
- 超大規模データ処理系応用分野
- 超大容量ネットワーク技術分野
- 超大規模情報システム関連研究分野

(3) 参加研究者の役割分担

松尾裕一 (宇宙航空研究開発機構航空技術部門 基盤技術統括): ③全体取りまとめ、空力応用研究プラットフォームの研究

金崎雅博 (首都大学東京システムデザイン学部 航空宇宙システム工学コース): ①空力最適化フレームワークの研究

大道勇哉 (宇宙航空研究開発機構航空技術部門 数値解析技術研究ユニット): ②後処理・データ処理の研究

松野隆 (鳥取大学工学研究科機械宇宙工学専攻): ④プラズマアクチュエータ (PA) による流体制御機構の研究

高橋裕介 (北海道大学大学院機械宇宙工学部門): ⑤惑星大気突入時の複雑流体现象・熱防衛の研究

棟朝雅晴 (北海道大学情報基盤センター): ③空力応用研究プラットフォームの研究

2. 研究の目的と意義

JAXA では、5 年ほど前から高速計算実行が可能な汎用流体解析 (CFD) コード FaSTAR (FAST Aerodynamic Routines) を開発してきた。FaSTAR は、非構造格子ベースの圧縮性流体解析ソルバであり、領域分割と MPI による並列実行が可能で、ワークステーションからスパコンまで、任意の環境により動作できる。FaSTAR は、JAXA

から全国の大学に覚書ベースの契約下で提供されており、平成 27 年度現在、18 大学 3 高専の授業や研究に利用されている。しかし、地方大学ではワークステーションでの利用が主であるため、研究の進展によりある程度以上の規模の並列計算やパラメータスタディの実行が必要となっても、計算機環境が手元にないことにより、スパコンなどが整備されている大学との環境差問題が顕在化しており、産学公横断による大規模実行環境の整備が待たれている。さらに、近年、数値流体力学 (CFD ツール) は、単に分析・計測の方法論提示や未解決現象解明から、構造・熱・音響などとの連成問題、流体制御、最適化といった異分野との融合や広範な工学応用への展開を見せており、ここでは CFD などツールとして使えるようなプラットフォームの構築が待たれているところである。さらに、MRJ をはじめとする航空産業の隆盛の中にあって、我が国の空力・流体力学は外国に比べ旧態依然としている面があり、現代化・加速化が求められていることも事実である。そこで本研究は、空力最適化フレームワークを構築し、プラズマアクチュエータによる流体制御最適化等に適用することを通じて、CFD などのツールや並列計算実行環境を用いた研究プラットフォームを構築することにより、空力応用研究の高度化・現代化、成果創出の加速化に資することを目的とする。

本研究の主たる意義として、CFD を用いた空力応用研究の加速による応用の拡大 (特に実用化に向けた応用) と国際競争力の獲得が挙げられる。空気力学や流体力学そのものは古典的な学問分野であるが、CFD をはじめとする数値解析技術や高性能センサー利用による計測技術の著しい発展に伴って、ファンなどの静音化、輸送機器の高性能化などの産業応用が進展している。そこで重要となるのは、古典的な空力・流体力学と制御や最適化といった新しい分野との融合であり、本研究によるプラットフォーム構築により、応用研究を加速し世界を凌駕することができれば、新しい付加価値

値により国際競争力の獲得といった局面にも展開できる。また、副次的な意義として、京を中核とする HPCI 環境を利用した計算科学の振興が国策として進められている中、本研究はボトムアップ的な活動としての計算科学振興への貢献が挙げられる。特に、HPCI 構想の第 3 層から第 2 層への具体的な展開施策があまりない中で、初級者から中級者へ上がっていくための素材・環境として、本プラットフォームの活用を期待できる。

3. 当拠点公募型共同研究として実施した意義

上記にも述べたように、CFD ツール FaSTAR を用いた授業や研究は、全国への展開を見せているものの、大きな 3 次元計算を実行しようとするときと実行環境が手元にないという状況が特に地方大学で顕在化しているという現状がある。また、次世代の空力応用研究の研究プラットフォームとしての機能（解析・最適化・設計等の作業支援、課題解決の効率化等）を考えたとき、単に大規模計算ができるだけでは不十分であり、可視化・データ処理・データマイニングといった後処理や近似関数法などを作るためのパラメータスタディ、定型処理の効率化のためのワークフロー（タスク結合）等が簡便にできるような計算機システム的な検討や整備が必要となる。このような点に関しては、従前から多様なユーザや利用形態に対応して来ている情報基盤センターの経験・実績に基づく知見/ノウハウが重要な要素となる。特に、北海道大学情報基盤センターでは、FaSTAR の利用やクラウドシステムの運用を既に実施してきている実績があり、本格的プラットフォーム構築に向けての第一歩を踏み出す共同研究相手として最適であると考えられる。また、本研究による施行により、すでに利用実績のある大学へのツール展開も期待できる。

4. 前年度までに得られた研究成果の概要

前年度は、プラットフォーム上でのタスクの実行の仕方や各タスクの接続の仕方、各タスク間のインターフェース等にふさわしい方法・姿等を、実際の研究課題に適用しながら調査検討した。

航空宇宙分野における欧米の空力解析/最適化プラットフォームとして、OSS の OpenMDAO, DAKOTA が有名であり、これらの適用性であるとか、API としての Python の可能性などについて検討するところからスタートした。空力の応用研究では、過去の経緯もあり、モデル作成、解析、可視化・分析、最適化等の処理は別々のソフトとして構築される（されている）場合がほとんどである。近年では、解析データだけでなく実験データの処理・分析の分野も、データ同化やスパースモ

デリングという形で、空力研究の一連の作業の中に組み込まれつつある。それぞれのソフトは、古いものは Fortran で、新しいものは C や C++ で書かれ、Paraview, Matlab などの既成・市販ソフトが使われる場合もある。こうした一連の作業は、研究者が自分でテーマごとにシェルやスクリプトを書いて実行している場合が多く、非効率であり、それを何とかしたいというのが本研究の動機の一つでもあった。ただし、研究の場合、ソフトや作業フローは定型ではなくテーマによって頻繁に書き換えや組み換えが行われるため、ワークフローのようなものに落とし込むのは難しいという側面もある。また、UI としては、OpenMDAO や DAKOTA には GUI の機能もあるが、研究活動の定型化は難しいことや維持性を考え CUI の方が望ましい。以上のような検討を進める一方で、各サブテーマの実証研究進捗へ影響に配慮し、Python 等による新たなプラットフォームをスクラッチ開発するのではなく、図 4.1.1 に示したように、既存のシェル等による作業フローを各サブテーマでできるだけ共通に利用することで、プラットフォーム化における課題やボトルネックを洗い出した。

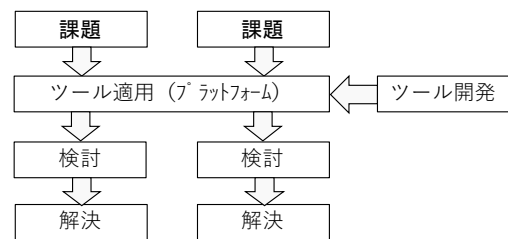


図 4.1.1 プラットフォームの試行形

5. 今年度の研究成果の詳細

5-1) 空力応用研究プラットフォームの研究（担当：JAXA, 首都大東京）

プラットフォームを検討する過程で、時間・マンパワーの制約でスクラッチ開発は非現実的、OSS は多機能すぎて使い勝手に問題あり、となった。一方、JAXA と首都大東京では、28 年度より空力最適化ライブラリの開発を進めて来た。多目的進化型アルゴリズム（Multi-Objective Evolutionary Algorithm: MOEA）に基づく大域最適化アルゴリズムと近似関数による効率化（Efficient Global Optimization: EGO）の実装とともに、C++ で書くことによる標準化を目指しているものである。標準化ライブラリを Harmone(Heuristic AlgoRithm for Multi-Objective problem and Needs) と名付け、主に進化形計算法(Evolutionary Algorithm: EA)による大域的最適化法としての機能 Harmone-*ea* と近似関数法の援用による低コスト最適サンプリング法

Harmone-sa (Surrogate model Assist)としての機能を持たせた。いずれも多目的問題に対応しており、形状や現象が比較的簡単で多くの計算を実施する場合は Harmone-ea を、形状が複雑であったり、非定常であるなど 1 設計の計算コストが高いものについては Harmone-sa を用いることを推奨している。いずれも、FaSTAR による評価値を直接用いて最適化計算を行うものである。

我々は、空力応用研究プラットフォームとして Harmone を候補として検討することとし、今年度前半では、Harmone-ea に関して、前年度適用した進化計算法である NSGA-II に対して制約条件取り扱いの改善を試みた。本改善においては、制約条件を満足しないものの、良い評価値を示す個体を利用し、制約違反の修正と評価値の改善を進化の中で同時に促進する指向性交配と同一制約ランク内交配のハイブリッド法の開発を行った。指向性交配法では実行可能解の非劣解とその多目的最適方向を指向する方向にある実行不可能解の中で優秀な評価を得ている個体を取り出し、交叉などの捜査対象とする。近傍制約ランク内交配法では同一制約ランク内で交叉対象となる解のセットを取り出す。指向性交配操作により、非劣解を押し上げる効果が期待でき、近傍制約ランク交叉の適用により解空間の広がり方を維持する効果が期待できる。手法はテスト関数を用いて検証し、従来の代表的な手法と比較して良好な性能を示した。年度の後半では、FaSTAR との連成を行い、特に 2 次元翼型を自動的に設計することができるツール群の検証を行った。具体的な成果はサブテーマ 5-2 に示す。

Harmone-sa については、多点追加サンプリング EGO 法 (EGO-MAs 法) を昨年度から継続して開発・実装した。EGO 法では、解探索とそれによる追加サンプル取得は 1 点ずつ行われ、逐次的に設計情報が高精度化されるが、数値計算が複数並列で実行可能な場合には、リソース利用が非効率となり、解を得るまでの時間が不必要に長くなる。これに対して EGO-MAs 法では、近似曲面からの予測値を用いて Kriging モデルをアップデートし EI 値最大点を探索することで複数の追加サンプルを一度に評価することができる。これを並列計算と組み合わせることで、試験-解探索のループを削減し、効率的な設計点の取得が可能となった。本手法はサブテーマ 5-4 において適用性が調べられ、並列実行時の効率が検証された。

5-2) 空力最適化フレームワークの研究 (担当：首都大東京)

5-2-1 進化計算アルゴリズムによる翼型設計

Harmone-ea を用い、レイノルズ数変化に対す

る揚抗比の変動を小さくしつつ、高揚抗比を保持した翼型の設計を行った。まず、世代ごとに各翼型の FaSTAR による評価から目的関数の抽出を行い、次世代へ引き継ぐまでを自動で行う計算モジュールの開発を行った。翼型は首都大で開発された修正 PARSEC 法に基づくものとし、三次元ソルバである FaSTAR に対応させるために二次元を疑似的に三次元の CAD データに変換し、FaSTAR のための空間離散化を行うこととした。

開発した計算モジュールを含めて、下記の多目的最適化問題を解く。

$$\begin{cases} \text{Minimized} & \frac{\partial(l/d)}{\partial Re} \\ \text{Maximized} & l/d @ \min C_d \end{cases}$$

第一の目的関数は、揚抗比のレイノルズ数に対する感度を示し、第二の目的関数は目的とする空力の向上である。

図 5.2.1 に最適化解分布を示す。既存研究の揚抗比最大化、抗力係数最小化の多目的最適化から得られた Pre Opt.翼型と Ishii 翼型と比較し、目的関数の 2 つを共に優越する解を複数得ることができた。パレート面形状が見られ、 $l/d @ \min C_d$ が増加するに従い、 $\partial(l/d)/\partial Re$ の値も大きくなっている。代表解として des A, des B, des C を選び、目的関数を比較すると、desA は Pre. Opt.翼型などと同程度の性能を持つものの、レイノルズ数の増大に応じて、空力の変化量も大きい。一方で、desB, C はレイノルズ数変化に対する空力の変化量を小さくすることができている。

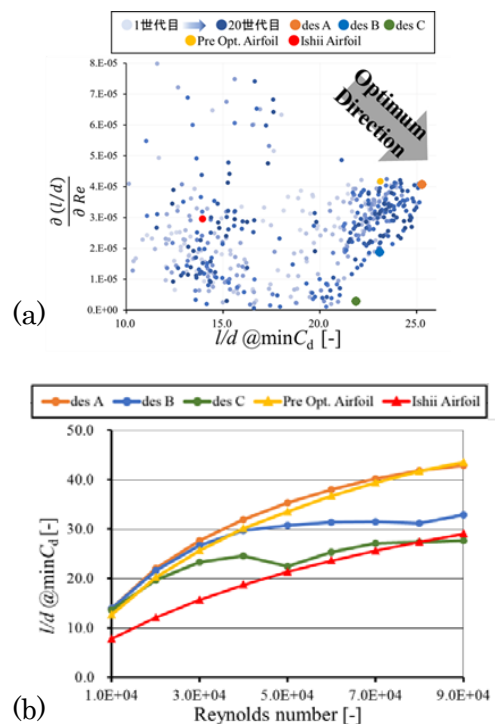


図 5.2.1 進化計算による最適設計結果。(a)設計、(b)代表設計の空力-レイノルズ数比較。

5-2-2 火星探査航空機次期大気球試験機 の概念設計

火星探査航空機の開発に対応して実施される大気球試験機の設計を行い、FaSTAR を用いた詳細シミュレーションの結果を示す、2016 年度設計された機体について、昨年度は展開時のシミュレーションなどを行ったが、その後、空力安定性などの問題点が指摘され、再設計が行われた。図 5.2.2(a)に 2016 年度までの検討機、図 5.2.2(b)に再設計機を示す。再設計機は尾翼面積を増やすことで安定性向上をはかり、主翼取り付け角を設けることで、中立安定となる機体迎角を下げることにした。また、胴体を短くすることでカプセルへの収納性も担保している。

図 5.2.3(a)に 2016 年度の機体についての空力計算結果、図 5.2.3(b)に今回新たに設計した機体の空力計算結果を示す。ともに、最大揚抗比となる迎角の流れを主流方向速度分布で示した。大局的な流れは大きく変わらないが、水平尾翼・垂直尾翼への主翼後流の影響が小さくなっており、中立安定点における滑空性能の向上に繋がっている。

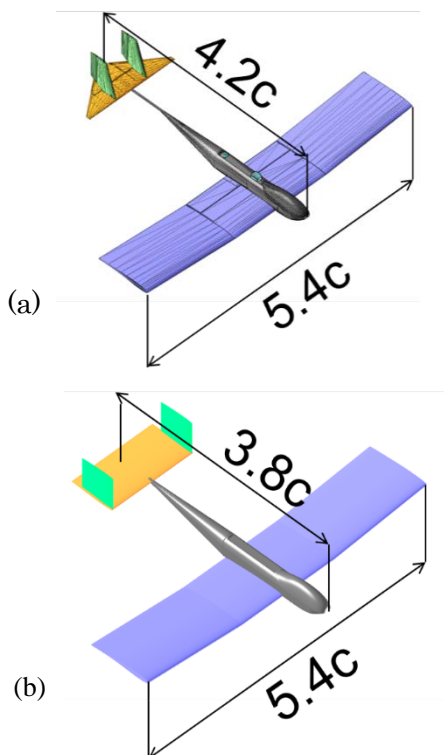


図 5.2.2 大気球試験機の再設計。(a)2016 年度試験機、(b)2017 年度再設計機。

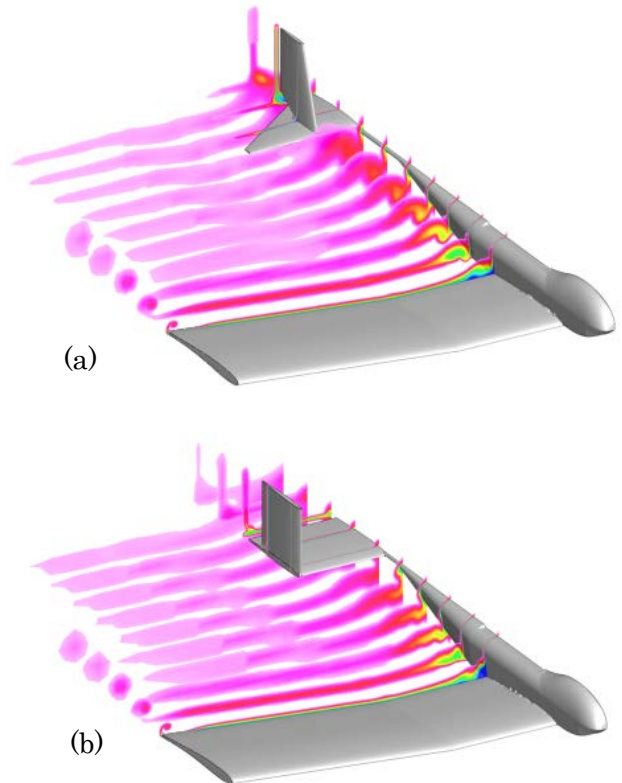


図 5.2.3 空力計算結果（主流方向の速度分布の可視化）。(a)2016 年度試験機、(b)2017 年度再設計機。

5-3) 後処理・データ処理の研究 (担当: JAXA)

本サブテーマに関しては、大規模データに対する固有直交分解(POD)および動的モード分解(DMD)のツールを整備している。本年度は、大規模な流体データから支配的な特徴構造を特定するフレームワークを提案し、査読付き論文として発表した。提案したフレームワークは、前処理による流れ場データの低次元化および、POD, DMD, 支配モードの自動特定アルゴリズムから構成される。フレームワークに含まれる一連の解析は、低次元空間で実施されるため、比較的小さな計算機メモリ量でも実行可能であることが大きな利点である。また、DMD 解析で得られる多くのモードの中から特に支配的なモードを自動的に特定するアルゴリズムとして、貪欲法によるアルゴリズムを提案した。

さらに、提案したフレームワークを大気突入カプセル後流の特徴構造の解析に適用した。その結果、これまで知られていなかった低周波数($St = 0.01$)の時間スケールを持つ流体现象として、後流に 4 本の縦渦を生じる現象を明らかにした(図 5.3.1)。現在、得られた結果をまとめている。

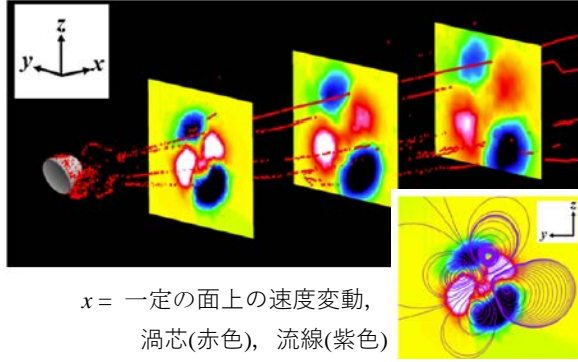


図 5.3.1 提案手法により明らかとなった大気突入カプセル後流中の縦渦構造。

5-4) プラズマアクチュエータ (PA) による流体制御機構の研究 (担当: 鳥取大)

本サブテーマでは、昨年度までに構築した空力最適化フレームワークならびに FaSTAR を用いた高速流体計算に適用可能なプラズマアクチュエータの数値モデルを用いて、プラズマアクチュエータの空力制御性能予測と、その最大化を行うための研究を推進した。本年度は非定常流れ・非定常駆動の実装と、並列計算による高効率な最適化手法のプラズマアクチュエータ性能最適化への適用を行った。

プラズマアクチュエータにより剥離流れを制御する際には、周期的に駆動・非駆動を繰り返す間欠駆動が有効であることが知られている。本年度は間欠駆動による非定常な噴流生成時の特性を調査することを目的とし、FaSTAR 上での数値モデルのアップデートを行った。ここでは、FaSTAR のユーザーチン (UCR) としてプラズマアクチュエータが生成する噴流のモデルを実装し、間欠駆動時の噴流場を数値計算によって再現した (図 5.4.1)。並行して、非定常剥離流れの特性を正確に評価するため、LES を用いた解析を行い、非定常な剥離流中でのプラズマアクチュエータ駆動時の特性を調査した (図 5.4.2)。

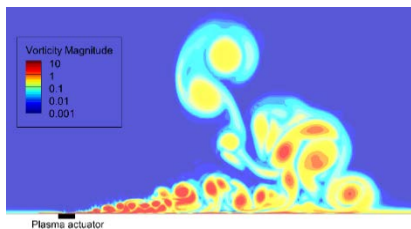


図 5.4.1 FaSTAR+UCR による間欠駆動プラズマアクチュエータモデルを用いた噴流の渦度分布

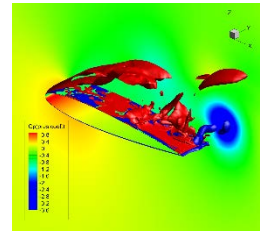


図 5.4.2 LES による剥離制御場の渦度分布

また、間欠駆動プラズマアクチュエータによる剥離制御の数値計算およびその最適設計試験を実施した。数値計算は任意位置にプラズマアクチュエータを設置した二次元翼 (NACA0012) を対象とし、低速流の剥離抑制効果の最大化を目的としてプラズマアクチュエータ設計変数・駆動変数の最適設計を、Harmonesa を用いた多点追加サンプリング EGO 法により実施した。

昨年度の研究により、翼型迎角の変化に伴ってよどみ点・剥離点が変わることが原因で、最適設置位置が迎角に対して感度を持つことが分かっている。実用上これは好ましくない特性であるため、迎角変化に対してロバストな特性を持つようなプラズマアクチュエータ設置位置の探索を同時に行った。

図 5.4.3 に、迎角 17 度、20 度、23 度のそれぞれにおいて最適設計を行い得られた応答曲面と、計算されたサンプル点を示す。曲面は揚力の応答を表している。本結果より、最適解については、どの流れ場においても翼前縁に設置し、最大の体積力の条件が CI 最大となることが分かった。しかし、前縁部での剥離では設置位置が翼前縁近傍の非常に限られた領域の場合にのみ CI 増加効果が得られることが確認できた。また EGO-MAs 法については、EGO と比較して短いループ数で最適解を探索でき、大域的な探索が可能であり、複数の計算を並列で実行可能な場合に計算資源を有効に活用できることが示された。

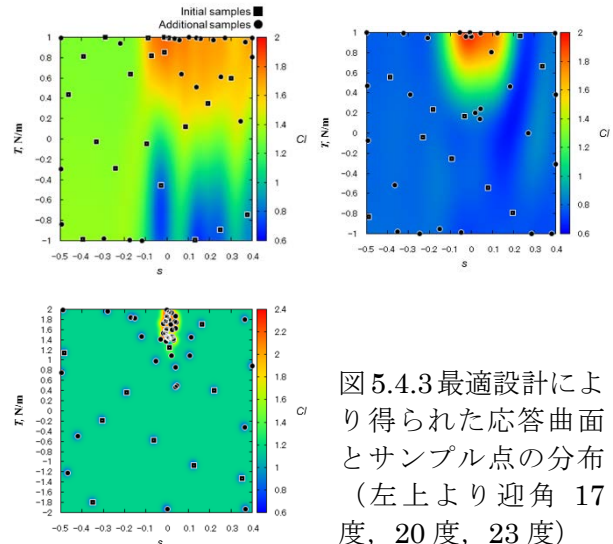


図 5.4.3 最適設計により得られた応答曲面とサンプル点の分布 (左上より迎角 17 度、20 度、23 度)

5-5) 惑星大気突入時の複雑流体现象・熱防御の研究 (担当: 北大)

柔軟構造再突入機は、大面積で軽量なエアロシェルによって高高度での高い減速性能を持つことから、再突入時の厳しい空力加熱を大幅に低減できる新たな再突入システムとして注目を集めている。しかしその一方で再突入時における空力性能・空力安定性の評価はまだ十分にされていない。ここでは FaSTAR/RG-FaSTAR を利用し、このシステムについて有迎角時の空力特性および空力加熱特性、通信ブラックアウトや流体・構造連成問題に着目した研究を進めた。

5-5-1 解析モデル検証

風洞実験を再現した数値解析を行い、実験結果と比較することで解析モデルの検証を行った。ここでは遷音速領域における空力挙動および極超音速領域における空力加熱を対象としている。

柔軟構造再突入機の遷音速風洞試験を模擬した解析を実施した。従来乱流モデルとして用いていた RANS-SST モデルに加え、LES-SS モデル (標準スマゴリンスキーモデル) を導入した解析を行った。

LES-SS を用いた場合、遷音速領域における機体の抵抗係数・揚力係数が実験結果と良い一致を示すことが分かった。また、風洞模型後流の非定常な流れ場を再現することができた (図 5.5.1)。

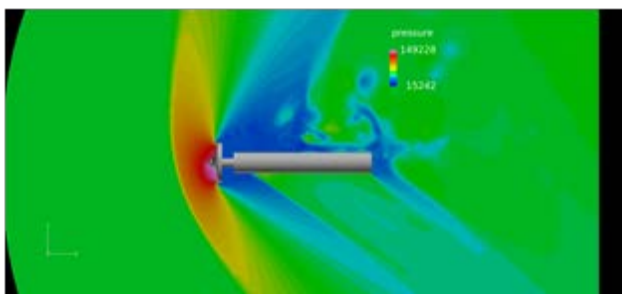


図 5.5.1 LES を用いた解析結果 (圧力分布)

次に極超音速風洞試験を再現した数値解析を行った。数値解析によって得られた風洞模型近傍の密度勾配分布と模型表面の熱流束分布は、実験結果 (シュリーレン画像・赤外線サーモグラフィ画像) とよくあっていることが示された。

風洞模型の迎角を大きくしていくとトーラス部で衝撃波の離脱距離が小さくなり、厳しい空力加熱が生じることが示された。

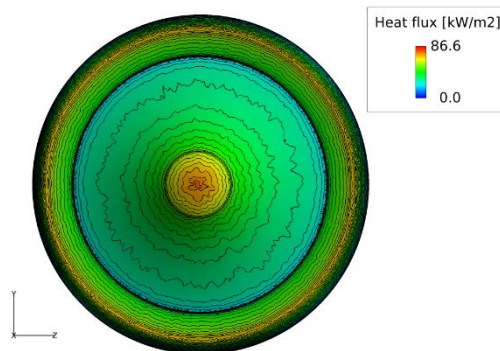


図 5.5.2 熱流束分布 (迎角 0 度)

5-5-2 柔軟構造再突入機の空力安定性解析

2012 年に実施された観測ロケットを用いた柔軟構造再突入機のデモンストレーション飛行における姿勢安定性に関して数値解析を行なった。遷音速および亜音速領域でのピッチングモーメント係数 C_m 値を算出した結果、機体は静的安定性を得られていることがわかった。一方で低マッハ数においては、 C_m 値の絶対値が特に大きくなることがわかり、さらなる安定性の調査には動的安定性の解析も必要であることがわかった。

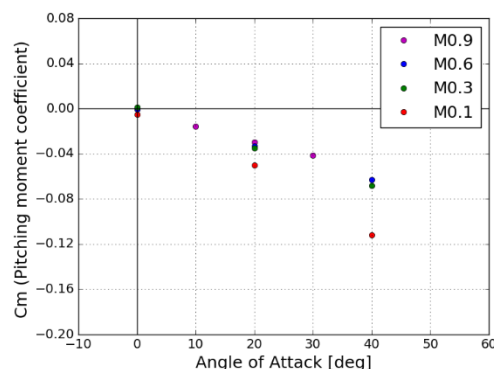


図 5.5.3 迎角に対する C_m 値

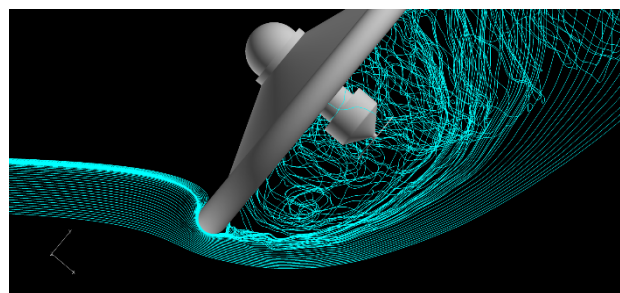


図 5.5.4 マッハ数 0.1 における流線 (迎角 40 度)

5-5-3. 再突入小型衛星 EGG のプラズマ流・電磁波解析

惑星大気突入時に宇宙機は厳しい空力加熱によってプラズマに包ため、地上局やデータ中継衛星との通信途絶といった通信ブラックアウトが起り得る。しかし、機体近傍のプラズマ流、電磁波

挙動は必ずしも明らかになっておらず、これを解決するために解析ツールの構築を行っている。

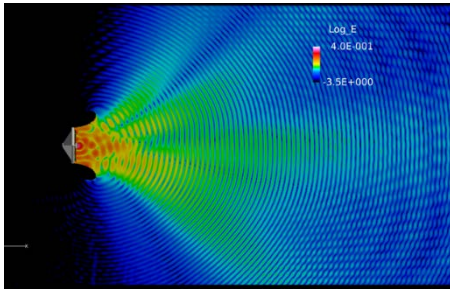


図 5.5.5 高度 85 km における EGG 周りの電場 (絶対値常用対数分布)

再突入小型衛星”EGG”に対して、再突入時のプラズマ流解析と電磁波解析を行い、電磁波の減衰量を算出した。図 5.5.6 は各高度における電磁波の減衰量を示している。減衰量は全方位境界面において生じる電流の積分値から算出した。図の通り減衰量は高度 83 km で極値をとるが、この値はさほど大きくなく、EGG は再突入時にブラックアウトを起こさないことが示唆された。

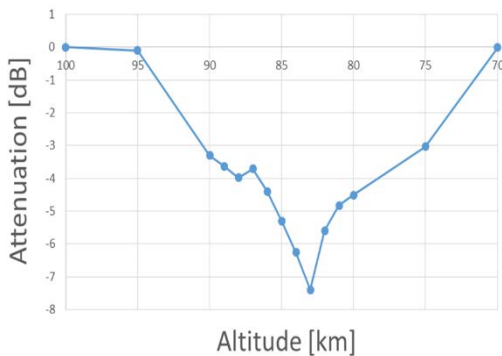


図 5.5.6 各高度における電磁波の減衰量

5-5-4 柔軟構造再突入機の流体・膜面変形解析

柔軟構造再突入機はエアロシェルが柔らかい膜面で構成されているため、空気力を受けたときに少なからず膜面の変形が生じる。このときの極超音速領域における空力加熱は明らかにされていなかった。

本研究では、膜面変形を考慮した解析を実施し、膜面変形時における機体表面熱流束を明らかにした(図 5.5.7)。空気力を受けることによって膜面形状が変化し、合わせて衝撃波形状も変化する。これによって表面近傍の温度勾配が変わるため、熱流束分布の変化が生じる。ここではカプセル頭頂部の熱流束増加とエアロシェル部の減少が顕著であった。また、エアロシェルには”シワ”が形成される。このシワにおける熱流束増加も確認された。

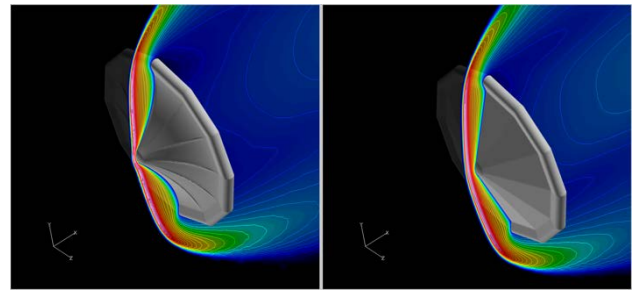


図 5.5.7. 最大空力加熱高度における柔軟構造再突入機近傍の温度分布 (左：変形状、右：剛体形状)

6. 今年度の進捗状況と今後の展望

今年度は、もともとは空力最適化ライブラリとして開発された *Harmone* をベースとして、空力応用研究プラットフォームとしての開発と実際の空力応用研究への適用実証を行い、空力応用研究プラットフォームとしての適用性と有効性に関する有益な知見を得た。*OSS* の *OpenMDO* や *DAKOTA* の利用は、研究ツールとしての自在性や継続性を判断した結果、見送ったが、*Harmone* によりサブテーマの実証研究が相当に進んだことを考えれば正解だったといえる。今後は、ライブラリやプラットフォームとして完成度を高めるとともに、実証研究に利用させていただいた北大センターへの実装などを要すれば考えて行きたい。

7. 研究成果リスト

(1) 学術論文

1. [Ohmichi, Y.](#) “Preconditioned dynamic mode decomposition and mode selection algorithms for large datasets using incremental proper orthogonal decomposition,” *AIP Advances*, 7(7), 075318, 2017.
2. [Ariyarat, A., Kanazaki, M.](#), “Multi-fidelity Multi-objective Efficient Global Optimization Applied to Airfoil Design Problems,” *Multidisciplinary Digital Publishing Institute*, Vol. 7, Issue 12, 1318, Dec. 2017.
3. [Kanazaki, M.](#), [Yoda, H.](#), [Chiba, K.](#), [Kitagawa, K.](#), and [Shimada, T.](#), “Conceptual Design Methodology of a Hybrid Rocket Engine-Powered Launch Vehicle for Sub-Orbital Flight,” *Journal of Aerospace Engineering*, American Society of Civil Engineers, Volume 30 Issue 6, Nov. 2017.
4. [Kanazaki, M.](#), [Matsuno, T.](#), [Maeda, K.](#) and

- Kawazoe, H., "Optimum Driving Condition for Lift Creating Cylinder by Plasma Actuators Based on Wind Tunnel Evaluation Based Design," International Journal of Mechanical Systems, Vol. 1, pp. 32-43, Oct. 2017.
5. Ariyarit, A., Kanazaki, M., Tanabe, "Hybrid surrogate-model-based multi-fidelity efficient global optimization applied to helicopter blade design," Engineering Optimization, Taylor&Francis, p. p. 1-25, September 2017.
 6. 高橋裕介, 松永学, 大島伸行, 山田和彦, "柔軟エアロシェル大気圏突入機の空力加熱解析", 日本航空宇宙学会誌(特集), Vol. 65, No. 12, pp. 370-376. 2017.
 7. 大道勇哉, 五十嵐康彦, 動的モード分解による多次元時系列解析, 日本神経回路学会誌(解説), Vol. 25, No. 1, pp. 1-8, 2018.
- (2) 国際会議プロシーディングス
1. Ohmichi, Y. Ishida, T. and Hashimoto, A., "Numerical Investigation of Transonic Buffet on a Three-Dimensional Wing using Incremental Mode Decomposition," 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech Forum, (AIAA 2017-1436)
 2. Morikami, G., Ohmichi, Y., Ishiko, K., and Kanazaki, M., "Numerical Study of Coherent Structures Around a Re-entry Capsule using Proper Orthogonal Decomposition," 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech Forum, (AIAA 2017-0949)
 3. Manabu Matsunaga, Yusuke Takahashi, Nobuyuki Oshima, and Kazuhiko Yamada, "Aerodynamic Heating Prediction of an Inflatable Reentry Vehicle in a Hypersonic Wind Tunnel", 55th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA paper-2017-0263, 2017.
 4. Tatsushi OHASHI, Manabu MATSUNAGA, Yusuke TAKAHASHI, Hiroshi TERASHIMA, Nobuyuki OSHIMA, "Aerodynamic Instability of Flare-type Membrane Inflatable Vehicle in Suborbital Reentry Demonstration", The Ninth JSME-KSME Thermal and Fluids Engineering Conference (TFEC9), Okinawa, Japan, October 27-30, 2017.
 5. Naoya ENOKI, Manabu MATSUNAGA, Yusuke TAKAHASHI, Hiroshi TERASHIMA, Nobuyuki OSHIMA, Kazuhiko YAMADA, Kojiro SUZUKI, "Prediction of electromagnetic waves around an inflatable reentry vehicle in an atmospheric reentry mission", The Ninth JSME-KSME Thermal and Fluids Engineering Conference (TFEC9), Okinawa, Japan, October 27-30, 2017.
 6. T. Matsuno, A. Fukuda, H. Kawazoe, K. Nakai and H. Nishida, "The Effect of Voltage Frequency on Thrust Production of Multi-Electrode Plasma Actuator," 31st International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), Matsuyama, Japan, 3-9 June, 2017.
 7. Taiki Koike, Yusuke Takahashi, Nobuyuki Oshima, and Kazuhiko Yamada, "Aerodynamic Heating Prediction of Flare-type Membrane Inflatable Reentry Vehicle from Low Earth Orbit", AIAA paper, 2018. (発表予定)
 8. Tomisawa, K., Fujita, K., Oyama, A., Nagai, H., and Kanazaki, M., "Mars Airplane Design for the Next Balloon Experiment and Its Aerodynamic Characteristics Using CFD," ICFD2017, Sendai, 2017.
 9. Kanazaki, M., and Ariyarit, M., "Kriging Model Based Multi-Objective/ Multi-fidelity Global Optimization Applied to Aeronautical Design Problems," EUROGEN2017, Madrid, Spain, 2017.
 10. Kanazaki, M., Yoda, H., Chiba, K., Kitagawa, K., and Shimada, T, "Performance Evaluation of Altering-intensity Swirling-Oxidizer-Flow-Type Hybrid Rocket Using Multi-Disciplinary Optimization," 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences, Milan, Italy, 3-6th July, 2017.
 11. Taiki Koike, Yusuke Takahashi, Nobuyuki Oshima, and Kazuhiko Yamada, "Aerodynamic Heating Prediction of Flare-type Membrane Inflatable Reentry Vehicle from Low Earth Orbit", 2018 AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, AIAA SciTech Forum, (AIAA 2018-0289), 2018. DOI: 10.2514/6.2018-0289
 12. Matsuno, T., Fukuda, A., Nakai, K., Nishida, H., "Trielectrode Plasma Actuator for

Enhanced Thrust Generation,”
EUROMECH Colloquium 593: Plasma-
Based Actuators for Flow Control: Recent
Developments and Future Directions, Delft,
Netherlands, March 14–16, 2018.

(3) 会議発表(口頭, ポスター等)

1. 橋一輝, 松野隆, 浅海典男, 金崎雅博, ”EGO/MAs 法を用いたプラズマアクチュエータ剥離抑制性能の最適化”, 日本機械学会 2017 年度年次大会, 埼玉大学, さいたま市, 埼玉, 2017.
2. 大橋達志, 松永学, 高橋裕介, 寺島洋史, 大島伸行, 「観測ロケットを用いた柔軟構造体の再突入試験における空力不安定性解析」, 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, 2D01, 東京, 2017.
3. 榎尚也, 松永学, 高橋裕介, 寺島洋史, 大島伸行, 「柔軟構造体に対する再突入ブラックアウトの数値解析」, 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, 2D03, 東京, 2017
4. 小池太輝, 高橋裕介, 大島伸行, 「大気圏再突入用柔軟構造エアロシエルの空力加熱解析」, 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, 2D04, 東京, 2017.
5. 富澤海, 藤田昂志, 大山聖, 永井大樹, 金崎雅博, 「火星探査航空機次期大気球試験機に向けた設計検討と CFD による基礎空力特性」, 宇宙科学技術連合講演会, 新潟, 2017.
6. 大道勇哉, 小林憲司, 森上群平, 金崎雅博, 「亜音速域における大気突入カプセル後流の組織構造解析」, 第 61 回宇宙科学連合講演会, 2J17, 新潟, 2017.
7. 小林憲司, 大道勇哉, 金崎雅博, 「大気突入カプセルの動不安定につながる亜音速非定常流の動的モード分解解析」, 第 31 回数値流体力学シンポジウム, 京都, 2017.
8. 高橋裕介, 榎尚也, 大島伸行, 山田和彦, 鈴木宏二郎, ”再突入時における超小型衛星 EGG の空力解析”, 第 61 回宇宙科学連合講演会, 1D08, 新潟市, 平成 29 年 10 月 25-27 日.
9. 高橋裕介, 大島伸行, “大気再突入時における宇宙機の風洞試験と数値解析について”, 可視化情報全国講演会(室蘭 2017) WS 風洞研究会, 北海道室蘭市・室蘭工業大学, 平成 29 年 11 月 3 日.

10. 橋一輝, 松野隆, ”数値計算によるプラズマアクチュエータ最適駆動条件探索への EGO/MAs 法の適用,” 日本機械学会流体工学部門プラズマアクチュエータ研究会シンポジウム 2017, 横浜市, 平成 29 年 11 月 29 日.
11. 小池太輝, 高橋裕介, 大島伸行, 山田和彦, ”展開型柔軟構造エアロシエルの空力加熱解析”, 平成 29 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原市, 平成 29 年 12 月 7-8 日.
12. 榎尚也, 高橋裕介, 大島伸行, “柔軟構造再突入体に対する再突入ブラックアウト評価”, 平成 29 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原市, 平成 29 年 12 月 7-8 日.
13. 橋一輝, 松野隆, 金崎雅博, ”プラズマアクチュエータによる 2 次元翼空力制御性能の EGO 多数サンプル追加法を用いた最適化,” 第 50 回流体力学講演会/第 36 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2018(発表予定)

(4) その他(特許, プレス発表, 著書等)
なし