

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
数値解析技術研究ユニット）：③全体取りまとめ、空力応用研究プラットフォームシステムの研究

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
御の研究

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システムの研究

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つて、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（右図）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、ちょっとした大きな 3 次元計算を実行しようとするとき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応答曲面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。

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システムの研究（担当：JAXA）

本サブテーマでは、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・姿を調査検討する。

航空宇宙分野における欧米の解析/最適化プラットフォームシステムとして、OSS の OpenMDAO, DAKOTA や DoD の CREATE プログラムが有名である。OpenMDAO (<http://openmdao.org/>) は、最適化ツールなどのフレームワークであり、Python ベースで構築されている。OpenMDAO では、ドライバー、コンポーネント、アセンブリなどを組み合わせて解析シ

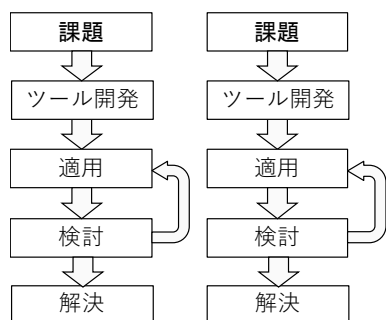
ステムを作成し、実行する。GUI によりワークフローを作成することもできる。一方、CREATE プログラム (AIAA Paper 2016-0562) は、米国国防省 (DoD) における武器調達のための仕様策定プラットフォームであり、-AV (Air Vehicles), -Ships, -MG (Meshing and Geometry) 等のプロジェクトがあり、Davinci, Helios 等のプラットフォームが構築されている。CREATE-AV では、個々のソフトウェア（プログラム）が Event-Based Infrastructure で結合されており、API として Python が使われている。

Python は、スクリプト言語の一種である。スクリプト言語は、再コンパイルなしにオブジェクトを必要な分だけ生成し、それらをレゴブロックのように組み立てて、計算シナリオを作成することができる。そして、Python に限らずスクリプト言語は、OS の基本機能や OS 上で動作するソフトウェアやライブラリとシームレスな連携を実現できる糊（グルー）としての役割を果たすことができる。Python の場合は、特に NumPy, Scipy, Matplotlib といった科学技術計算用のライブラリが整備されて来ていることも特徴である。一方、スクリプト言語のデメリットとして、Python からのオブジェクトの呼び出しが、C や C++ ですべて記述した場合と比べ速度が遅いことがあげられるが、計算規模が大きくなれば Python からのオブジェクト呼び出しのオーバーヘッドは小さくなることも考えられる。

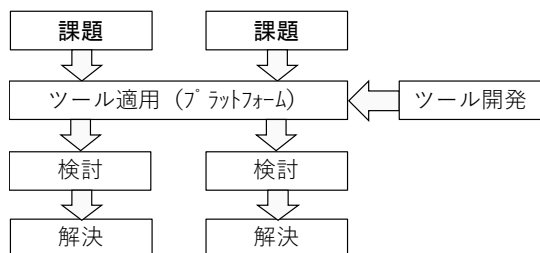
空力の応用研究では、過去の経緯もあり、モデル作成、解析、可視化・分析、最適化等の処理は別々のソフトとして構築される（されている）場合がほとんどである。最近では、解析データだけでなく実験データの処理・分析の分野も、データ同化やスパースモデリングという形で、空力研究の一連の作業の中に組み込まれつつある。それぞれのソフトは、古いものは Fortran で、新しいものは C や C++ で書かれ、Paraview, Matlab などの既成・市販ソフトが使われる場合もある。こうした一連の作業は、研究者が自分でシェルやスクリプトを書いて実行している場合が多く、非効率であり、それを何とかしたいというのが本研究の動機の一つでもある。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 (<https://dakota.sandia.gov/>) 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、各サブテーマの進捗へ影響がないように、今年度に関しては、Python 等の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。実際、北大システム上での実証においては、自動メッシュ生成コードである HexaGrid が Linux でしか動かない（他のツール、解析コード類は問題なく実行）ことが判明するとともに、作業上のボトルネックがあることも明らかになった。



(a) 従来のツール適用



(b) 今回試した形

図 4.1 プラットフォームの試行形

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 旅客機着陸経路の最適設計

今後の航空旅客需要増加により、離発着時の航空安全、環境適合性が望まれている。そこで、年度前半までの研究では旅客機形状に対して、Mach 数、迎角、エレベータ角（舵面角）などを時間的に変化させたときの着陸経路の評価法を構築し、最適空力制御を行うことができる時系列的最適化の枠組みを構築した。図 5.2.1 に示すこの枠組みにおいては、空力も時系列的に変化するため、予め FaSTAR によって空力性能を取得してデータベースを構築し、飛行計算中のタイムステップごとの空力性能を Kriging 法を用いて予測することとし、1 ケースの計算コストを大域的最適化の実施が現実的であるレベルにまで低減させた。

年度後半では、エンジン推力を加えた時の最適経路・操舵・推力調整について実施した。図 5.2.2 に示すように、エンジンナセル統合形態における計算と空力データベースの構築を改めて行った。経路の最適化においては、年度前半と同じく経路に対して定義されるコスト関数を最小化する問題

を進化計算法により解く。飛行計算においては突風であるマイクロバースト（離着陸時のハザードとして代表的な突風であり、上方から機体に影響するが、低高度では地面からの反射流も影響する。）を考慮する項を入れた計算と考慮しない計算を実施し、比較する。図 5.2.3 に飛行経路最適化計算の結果を示す。最適化によって、マイクロバーストの有無を問わず理想的な飛行経路を実現していることが分かる。

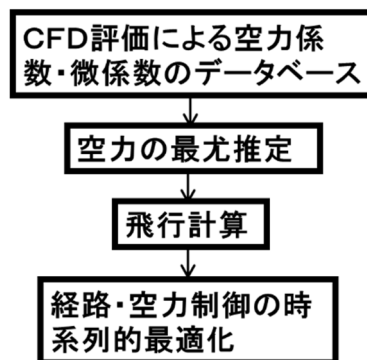


図 5.2.1 提案する効率的空力・飛行力学連成計算法

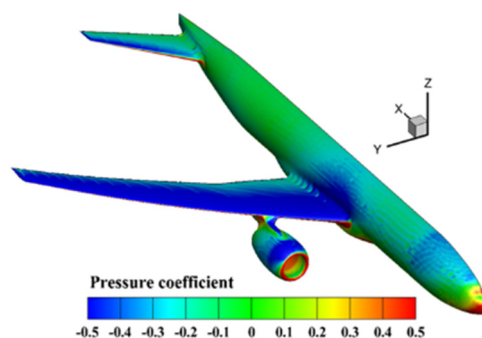


図 5.2.2 FaSTAR を用いたエンジンナセル統合形態に対する機体周りの表面圧力分布の取得例

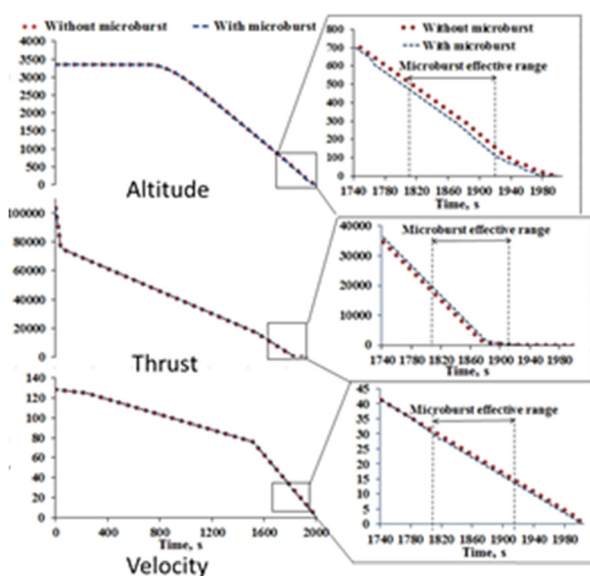


図 5.2.3 マイクロバーストの有無による飛行経路の比較

5-2-2 翼の展開シミュレーションと次期大気球試験機の概念設計

本テーマでは、年度前半において無尾翼型火星探査航空機が火星の大気圏へカプセルから離脱後、図 5.2.4 のように翼にヒンジ軸を設けて展開させる際、エアロアシストによってヒンジモーメントを小さくできることなどを示した。年度後半においては、空力計算を継続し、図 5.2.5、図 5.2.6 に示すとおりデータの充実をはかった。

これらのデータから、展開に利用できる空気力がヒンジ設定角に依存すること、翼弦に対して斜めにしたときに大きな空気力を利用できることがわかった。こうした知見を基に、第 2 期火星探査航空機大気球試験機の概念設計を行った。設計の結果、図 5.2.7 に示すようにヒンジを斜めに設定することでカプセルへの収納性を高めることができることがわかった。

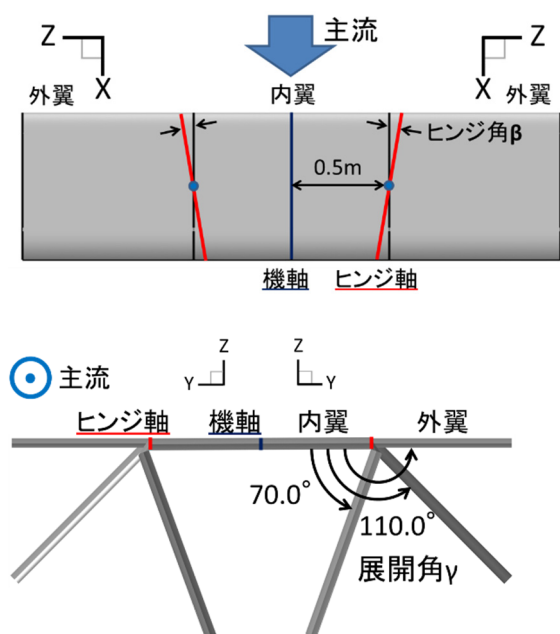


図 5.2.4 展開式矩形翼に対するヒンジ軸と展開の定義。

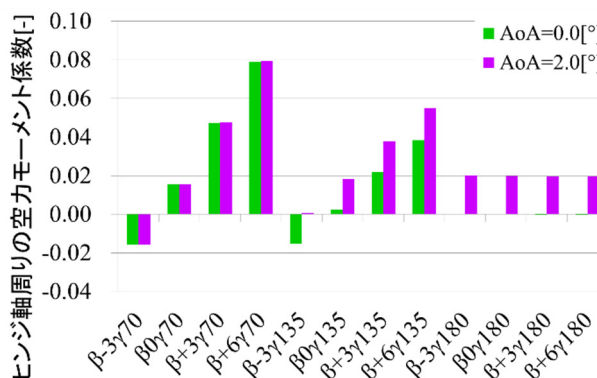


図 5.2.5 FaSTAR により取得したヒンジ軸周りの空力モーメント

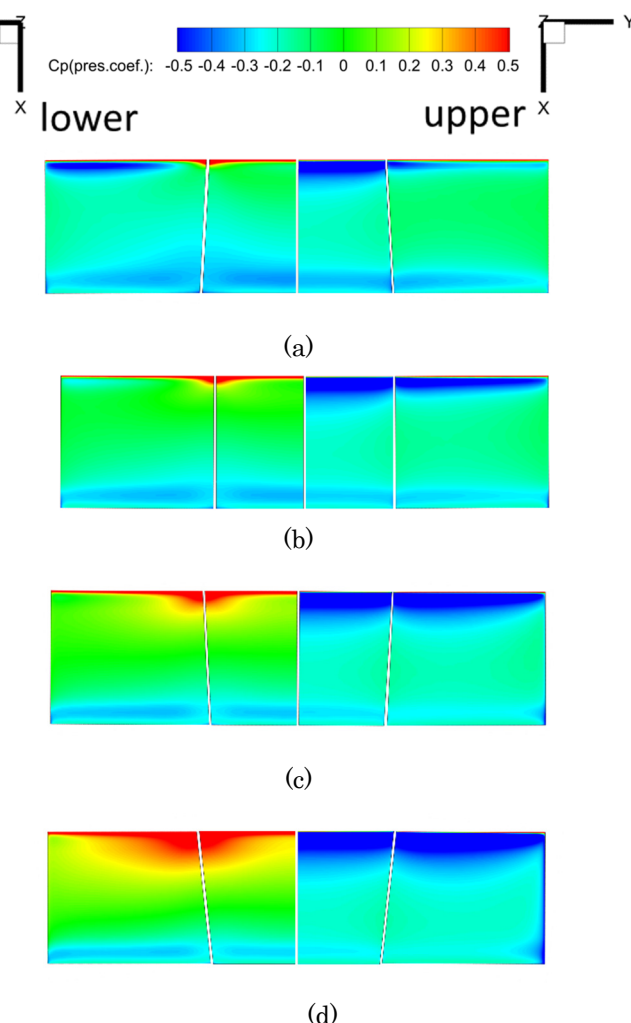
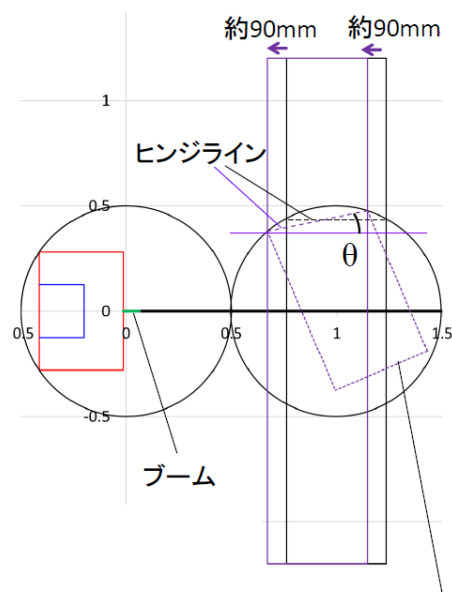


図 5.2.6 FaSTAR により取得した表面圧力分布. (a) $\beta=-3.0^\circ$, (b) $\beta=0.0^\circ$, (c) $\beta=3.0^\circ$, (d) $\beta=6.0^\circ$



収納時にヒンジで 180° 折りたたんだ際の主翼ヒンジ角 $\theta:11.6^\circ$ (収納できる範囲で最大のヒンジ角)

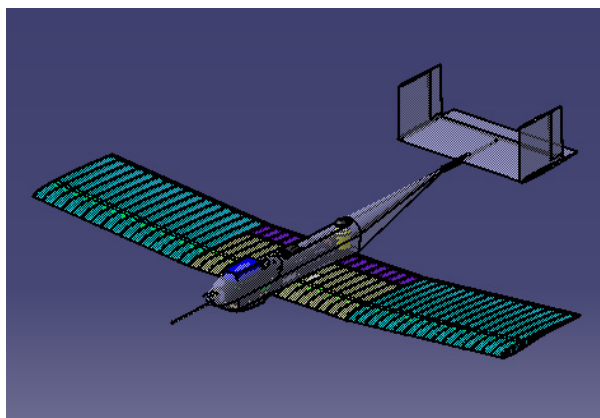


図 5.2.7 収納・展開を考慮した火星探査航空機の設計例

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)のツールを整備した。逐次処理型のアルゴリズムを用いることで、大規模シミュレーションで生成されるテラバイトオーダーデータの比較的小さなメモリ消費量での解析を可能とした。開発した手法を用いて 8 千万セル規模の非定常流体解析結果を解析し、流れ場中の特徴構造を抽出することに成功した。このような規模の非定常流体解析データからの特徴量抽出は、これまでほとんど例のないものである。これらの成果は国内会議およびアメリカ航空宇宙学会(AIAA)の国際会議において発表した。

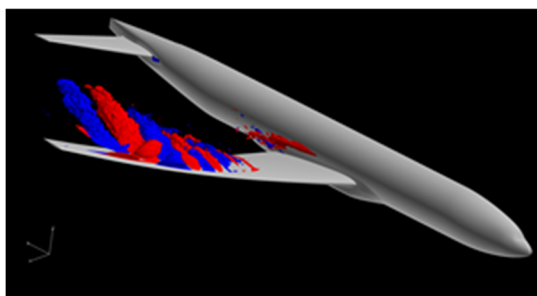


図 5.3.1 3 次元高速バフエット現象の特徴構造。(省メモリ型 DMD による特徴構造抽出例)

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)

プラズマアクチュエータをはじめとする小型流体制御デバイスを用いて、航空機の翼の剥離を抑制し抵抗を制御/低減する方法が注目されている。しかし、流体制御と抵抗低減のメカニズムや制御則は十分解明・確立されておらず、また高効率で信頼性の高い数値計算用のプラズマアクチュエータのモデルも未開発である。本サブテーマでは、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構築すると

もに、本課題にて開発されている FaSTAR を用いた空力最適化フレームワークを用いて、空力制御におけるプラズマアクチュエータの性能予測とその最大化を行うための研究を推進した。

まずプラズマアクチュエータの生成する噴流を簡易かつ安定に模擬する数値計算モデルを提案し、これを FaSTAR のカスタマイズルーチンとして実装した。高速実行のために、数値計算モデルは一様体積力とし、空間中に外力としてこれを与える方法を選択した。その結果、体積力投入領域を実験結果と適切にマッチングすることで、実験により得られたプラズマアクチュエータの噴流場とその推力を数値計算によって再現した(図 5.4.1)。

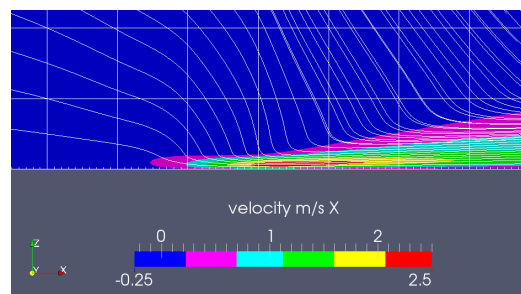


図 5.4.1 プラズマアクチュエータモデルによる噴流の速度分布と流線

その後、構築したモデルを用いてプラズマアクチュエータ剥離制御の数値計算およびその最適設計試験を行った。試験は、金崎らにより開発された最適設計における多数追加サンプル法(MAs)の有効性実証とともに、現在計画している風洞試験におけるプラズマアクチュエータの性能予測と最適設置位置予測をターゲットとした。

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設置位置とジェット強さを最適設計した。

図 5.4.2 に最適設計によって得られた応答曲面と、計算されたサンプルを示す。コンターは試験条件における揚力係数を示している。本結果より、使用した設計手法により適切に最適値探索がなされており、プラズマアクチュエータ位置は前縁近傍、やや下面側に設置しジェット強さは上面側(上方)へ最大とした際に最も高い揚力が得られることが分かった。前縁近傍にプラズマアクチュエータを設置する場合、最適位置近傍では位置感度が非常に高く、わずかに下面側にずらした場合でも、急激にその効果が失われることが特長として挙げられる。

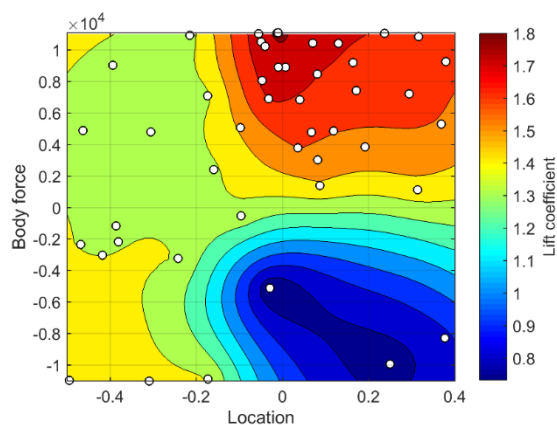
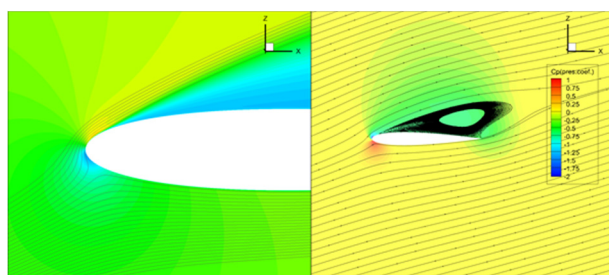
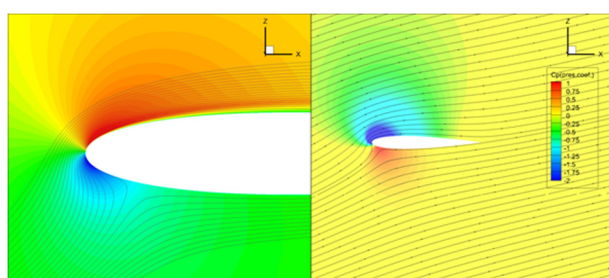


図 5.4.2 最適設計により得られた応答曲面とサンプル点の分布

図 5.4.3 は最悪条件と最適条件それぞれにおける翼周りの流れ場を表している。プラズマアクチュエータ駆動条件の違いによる流れ場の変化は顕著であり、最適条件では剥離が完全に抑制されていることがわかる。また、プラズマアクチュエータ非駆動時の流れ場と比較すると、双方ともよみ点・剥離点の位置が変化しており、非駆動時の流れ場のみから最適位置を検討するのでは十分な制御性能を得られないことが明らかになった。



a) 最悪条件



b) 最適条件

図 5.4.3 プラズマアクチュエータ駆動時の圧力係数分布および流線

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、大面積の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

かし再突入時における空力性能・空力安定性はまだ十分に評価されていない。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に着目した研究を進めた。

5-5-1 柔軟構造再突入機の空力解析

これまでに遷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。従来乱流モデルとして用いていた RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes) モデルに加え、LES (Large Eddy Simulation) を導入した解析においても実験結果と良い一致が見られた。また、模型後流の非定常な流れ場を再現することに成功した (図 5.5.1)。

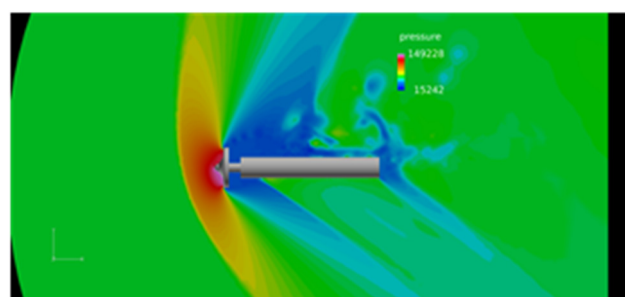


図 5.5.1 LES を用いた解析結果 (圧力分布)

5-5-2 柔軟構造再突入機の空力加熱解析

極超音速風洞試験を再現した数値解析を行った。解析結果は実験を上手く一致し、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、厳しい空力加熱を受けることがわかった。

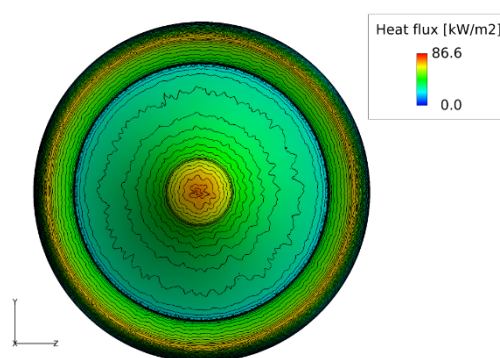


図 5.5.2 熱流速分布 (迎角 0 度)

5-5-3 柔軟構造再突入機の空力姿勢安定性解析

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。

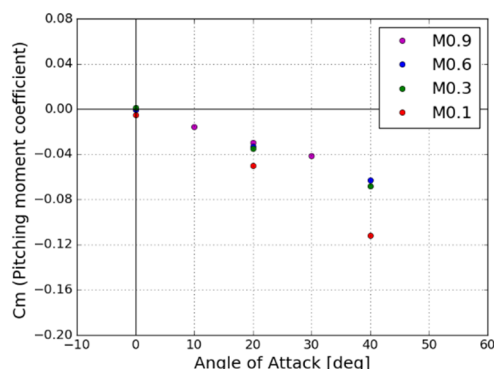


図 5.5.3 迎角に対する C_m 値

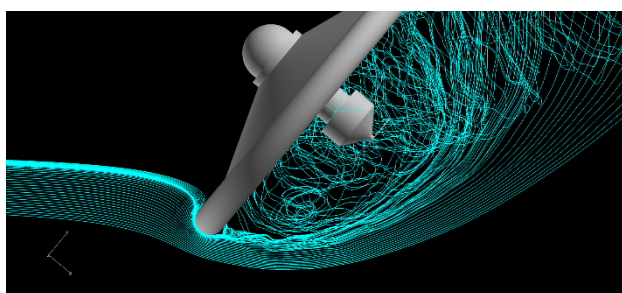


図 5.5.4 マッハ数 0.1 における流線 (迎角 40 度)

5-5-4. 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まれる。これにより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こり得る。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。

再突入小型衛星”EGG”に対して、再突入時のプラズマ流解析を行った。解析には FaSTAR をベースに、再突入時の高エンタルピー気流に対応させた RG-FaSTAR を使用した。

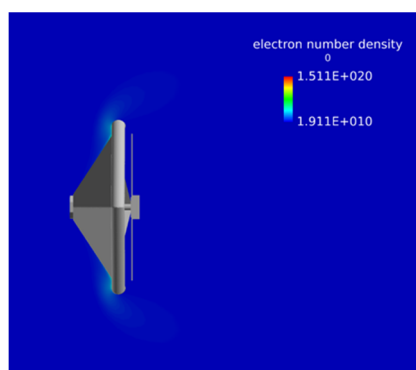


図 5.5.5 高度 85 km における EGG 周りの電子数密度分布

図 5.5.5 は高度 85 km における EGG 周りの電子数密度分布を示している。ただしここでは軌道速度(一様流速度)を 7800m/s に仮定している。EGG で使用されるイリジウム衛星通信における臨界電子数密度は $3.2 \times 10^{16} \text{ 1/m}^3$ であり、この値を超えると通信ブラックアウトが起こる。図 5-2 の通り高度 85 km では後流において高い電子数密度を示しており、通信ブラックアウトが起こり得ることが示唆された。

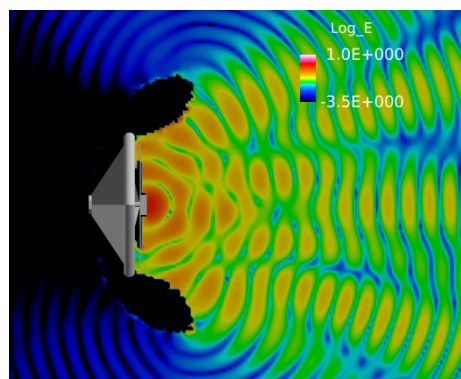


図 5.5.6 高度 90 km における EGG 周りの電場絶対値常用対数分布

また、電磁波解析により電磁波の挙動が明らかになった。図 5.5.6 は高度 90 km における EGG 周りの電場絶対値の常用対数分布を示している。図のとおり高度 90 km では機体前方へ向かう電磁波が大きく減衰していることが確認された。

6. 今年度の進捗状況と今後の展望

6-1) 空力応用研究プラットフォームシステムの研究 (担当: JAXA)

今年度は、北大システム上で開発ツールの実行やスクリプト形式のタスク(最適化ジョブ)の試行を行い、(一部のツールを除き)ほぼ問題なく実行できることを確認した。次年度は、プラットフォームのテンプレートを早めに確定し、Linux システム(クラウドシステム)も加えて、一連のタスクが定義したプラットフォーム上で最後まで実行可能なことを示す(上期)とともに、6-2)以下の研究の中で性能・利便性上のボトルネックなどの課題を抽出し改善することにより、汎用プラットフォームとして効率的効果的に動作することを実証する(下期)。

6-2) 空力最適化フレームワークの研究 (担当: 首都大東京)

今年度の研究の進捗は現在までのところは順調であり、空力・飛行力学連成手法については多用途に用いることができる。今後は、当年度成果を生かして、下記の内容を実施する予定である。

- ・ エンジン統合した旅客機形状についての飛行シミュレーションと着陸進入操舵・推力制御の最適化
- ・ 既存の旅客機形状以外（超音速機など）の形態への飛行シミュレーション
- ・ 火星探査航空機大気球試験機概念への CFD の適用

さらに、多目的設計問題に対応するため、Kriging 近似関数を用いて解を求めることができる

Expected hypervolume Improvement (EHVI) にもとづく Efficient Global Optimization (EGO) のコード化を行い、FaSTAR にもとづく空力計算について、多様な問題を解決できるフレームワークに拡張する。

6-3) 後処理・データ処理の研究 (担当: JAXA)

当初予定の通り、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) のツール化がほぼ終了した。ただし計算負荷に改善の余地があるため、より高速なデータ処理実現に向けて計算アルゴリズムの効率化と並列化率改善を進める予定である。

また、作成したツールを FaSTAR 等で計算した大規模シミュレーション結果に適用し、本研究で開発している省メモリ型 POD/DMD 法の有用性に関する検証を進める。具体的には、大気突入カプセル周り流れの非定常性や 3 次元高速バフケット現象を解析する予定である。

さらに、圧縮センシングに基づくアプローチによるモデル選択手法の研究を実施する。モデル選択手法が確立されると、開発したツールによって得られた DMD モードの中から物理的に重要なモードを自動的に選択することが可能となる。また、省メモリ型 POD, DMD, 及びモデル選択の一連の解析を簡単に実施できるようにツールを整備する。

6-4) 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)

今年度の研究により、空力応用研究プラットフォームを利用してプラズマアクチュエータ流体制御に関する最適設計を行うことが可能となった。また、二次元翼に対するプラズマアクチュエータの性能予測試験により、旧来の、風洞試験単体では非効率であった最適条件予測が可能であることを確認し、本年度の目的をほぼ達成することができた。

来年度以降は、風洞試験の結果と比較し予測の妥当性を検証するとともに、金崎らと共同でより高速に効率良く解探索を行う手法の実証を行う計画である。具体的には変数の変更範囲の違いを念頭に置いた多目的最適化への EHVI の導入と、

MA 法において最も高効率な追加サンプル量を、シミュレーションに要する時間と並列計算数より決定する手法について検討する計画である。これらの手法および知見は、6-1・6-2 の空力応用研究プラットフォームシステムおよび空力最適化フレームワークの研究にフィードバックし、本システムによる空力応用研究の効率化・高度化に役立てる。

計算対象は、航空機エンジン周り流れをはじめとする高速流へのプラズマアクチュエータ適用をターゲットとし、複数のプラズマアクチュエータの協調駆動等、多変数の最適設計を実施する計画である。

6-5) 惑星大気突入時の複雑流体现象・熱防御の研究 (担当: 北大)

6-5-1 柔軟構造再突入機の空力解析

これまでに検証された解析モデルを用いて、今後は柔軟構造再突入機のフライトモデルの姿勢安定性について評価を行うことを予定している。一般的なカプセル型の再突入機においては遷音速以下の領域で姿勢の不安定性が起こりやすい。柔軟構造再突入機についてもその領域における姿勢の不安定性が起こり得るのか調べる。

6-5-2 再突入小型衛星 EGG のプラズマ流・電磁波解析

RG-FaSTAR によるプラズマ流解析結果を元に、プラズマ中における電磁波挙動について電磁波解析を行うことによって明らかにする。いくつかの高度について解析を行い、EGG ミッションにおける通信ブラックアウト予測を行う。

EGG は来年 2017 年の打ち上げを予定している。フライト試験結果を元に通信ブラックアウトの予測精度評価を行うとともに、再突入プラズマ中における電磁波伝播の挙動を調べる。

7. 研究成果リスト

- (1) 学術論文
- (2) 国際会議プロシーディングス

1. Othman, N. and Kanazaki, M., "Trajectory and Aerodynamic Control Optimization of Civil Aircraft Descent Under Hazard Situations Based on High-Fidelity Aerodynamic Database," the 34th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA Aviation and Aeronautics Forum and Exposition 2016, Washington, D.C
2. 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)

3. 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)
4. Yusuke Takahashi, Reo Nakasato, and Nobuyuki Oshima, “NUMERICAL ANALYSIS OF RADIO FREQUENCY BLACKOUT FOR ATMOSPHERIC REENTRY VEHICLE USING CFD-CEM COMBINED METHOD”, VII European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering (ECCOMAS Congress 2016), Crete Island, Greece, 5–10 June 2016.
5. 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.
6. 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. (発表予定)
7. 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. (発表予定)
8. 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. (発表予定)

(3) 会議発表(口頭, ポスター等)

1. 富澤 海, 宇津木基弘, 金崎雅博, 「火星探査航空機主翼ヒンジ軸設定による展開時空力への影響」, 第 60 回宇宙科学術連合講演会, 4C14, 函館, 2016 年
2. 金崎雅博, 宇津木基弘, 「無尾翼型火星探査航空機の展開シミュレーションとヒンジ設定の影響」, 第 48 回流体力学講演会／第 34 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 金沢, 2016 年 7 月
3. 大道勇哉, 橋本敦, オンライン主成分分析の大規模 CFD データへの適用, 第 48 回流体力学講演会／第 34 回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 1D13, 金沢, 2016 年 7 月
4. 高橋裕介, 松永学, 山田和彦, “極超音領域における柔軟構体の空力加熱について解析モデルの一考察”, 日本航空宇宙学会 47 期年会講演会, 1A5, 東京大学, 東京, 4/14-15, 2016.
5. 松永学, 高橋裕介, 大島伸行, Gillet Clement, ”遷音速風洞における迎角を考慮した柔軟構造再突入体の空力解析”, 平成 28 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 宇宙科学研究所, 相模原, 神奈川, 2016.
6. 松永学, 高橋裕介, 大島伸行, 山田和彦, ”極超音速風洞における柔軟構造再突入体の空力加熱に関する研究”, 平成 28 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 宇宙科学研究所, 相模原, 神奈川, 2016.
7. 橘一輝, 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. (発表予定)
8. 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. (発表予定)
9. 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. (発表予定)
10. 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ェルの空力加熱解析」, 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. (発表予定)

(4) その他(特許, プレス発表, 著書等)