

課題番号 jh180057-NAJ

大規模計算資源を援用した有翼式宇宙往還機の実用的なエアフレーム・推進統合設計

金崎雅博（首都大学東京）

概要

本報告では、大規模計算環境を用い、実往還機設計に適用可能なレベルでの大規模詳細シミュレーションに基づく有翼式宇宙往還機の研究を推進するために、「推進系による排気プルームが打ち上げ分離時への影響評価」、「形状の最適化と全自動化」、「最適設計手法の高度化」を中心として推進した今年度半期の取り組みを説明する。具体的には、①数値流体力学による推進系模擬、②飛行経路計算、③進化計算法によるオービタ形状の最適設計、④最適化法の高度化、⑤重合格子法の導入を実施した。前年度に引き続き、航空宇宙工学のみならず、情報科学、設計工学の専門家により組織されたグループで実施され、要素技術研究分野を横断し、互いに発展できる取り組みとすることも一つの目標とした。空力や推進系について、実機への適用性のある知見が得られたほか、各参加大学において、学生の登壇を含む学会講演を多数行った。

1. 共同研究に関する情報

(1) 共同研究を実施した拠点名

- ・北海道大学情報基盤センター
- ・名古屋大学情報基盤センター
- ・九州大学情報基盤センター

(2) 共同研究分野

- 超大規模数値計算系応用分野

(3) 参加研究者の役割分担

本研究グループは下記の研究分担者および指導学生で構成している。また、分野横断的に構築した実施体制と各大学の役割を図 1 に示す。

- 金崎雅博：首都大学東京（代表） 空力計算、全体統括など
- 渡邊真也：室蘭工業大（副代表） 最適化技術関連
- 棟朝雅晴：北海道大 計算機運用技術
- 米本浩一：九州工業大 対象機概念設計・評価
- 藤川貴弘：九州工業大 対象機概念設計・多分野融合設計・空力評価
- 伊藤貴之：お茶の水女子大 設計データ・空力データの可視化

- 千葉一永：電気通信大 空力設計、設計情報

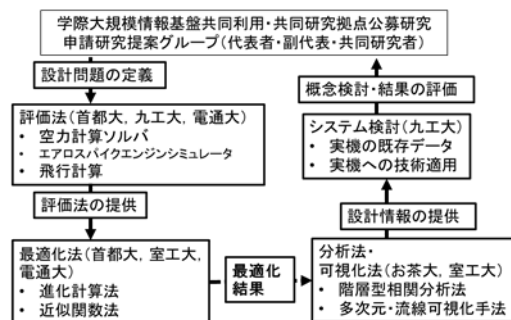


図 1 横断的な実施体制と各大学の役割

2. 研究の目的と意義

コスト削減を実現する効率的な将来宇宙輸送系開発として、本研究では再使用を実現のための戦略として採用し、大規模な計算機援用設計技術の適用によって空力・推進を含めた多分野にわたる実用的な検討を行うことを目的とする。九州工業大学（九工大）では、図 2 に示す高度 100 km に到達できる有翼式宇宙往還機の研究開発が進められている。現在までに 1,700 m の打ち上げとパラシュートによる回収試験が実施されたが、翼を用いた滑走路への帰還は今後の実施課題である。さらに、目標高度への到達には、高性能なロケットエンジンを最適に設計・選択・組み合わせる必要がある。コスト面・効率面から、実機試験を頻繁

に行うことができない宇宙輸送機開発において、多条件下で用いる翼・機体性能や推進器性能の低コストかつ高効率な改善には、高性能計算環境を援用した詳細なシミュレーションと多分野融合最適設計、およびそれらに基づく大規模設計情報の蓄積と活用が有効である。

本研究は前年度にも採択されたテーマの継続であり、本年度は実機へ役に立つテーマ展開を念頭に実施した。前年度に採択された本研究では、大規模計算環境を用い、大規模詳細シミュレーションに基づく有翼式宇宙往還機のエアフレームと推進系、降下経路の評価法の開発法を行い、多分野融合最適設計の基盤技術開発を実施した。各要素技術を揃えることができた本年度においては、これらを応用的に運用しつつ、必要な要素技術をさらに発展させることを目標としている。



図 2：九工大による有翼式宇宙往還機試験機の実機試験の様子や計画イメージ図

3. 当拠点公募型共同研究として実施した意義

目的とする宇宙往還機的设计情報の構築においては、首都大学東京が開発・運用している空カソ

ルバとエンジンシミュレータ、飛行経路評価ツールにより高詳細で大規模な評価を行う。これらの評価に基づき、室蘭工業大学と電気通信大学で保有する探索的最適化手法により大域解を取得し、お茶の水女子大学、室蘭工業大学の研究グループにより開発・運用がなされているデータマイニング手法や情報可視化手法により、設計空間を構造化する。このように、大規模計算を要し、大学を横断してコード・データの共有が行われるため、北海道大学情報基盤センターや名古屋大学情報基盤センターのスーパーコンピューター、北海道大学情報基盤センターのアカデミッククラウドシステムを活用する。計算工学・設計工学分野の技術横断的な取り組みにより、宇宙往還機の実現を試みる本申請研究の実施に当たっては、貴公募型共同研究により提供される情報基盤が必要不可欠である。

4. 前年度までに得られた研究成果の概要

前年度においては、機体の速度ごとの空力特性や、機体の分離を想定し、機体配置などの変更を行ったうえで、空力特性の取得を行い、その結果に基づき空力モデルによる空力推算の提案を行った。また、概念検討においては推進系に高度ごとに性能が変動しすぎるといった問題が指摘された。さらに、進化計算法をベースとした最適化技術の洗練も行った。講演会への参加も活発に行い、講演賞などの受賞が 1 件ある。

5. 今年度の研究成果の詳細

5.1 対象とする TSTO の概念検討及び最適化

大規模計算資源を利用した詳細な機体設計を行う際の初期機体案として、九工大が開発している有翼ロケット WIREs の空力データベースを用いて、機体設計/飛行軌道の多分野融合最適設計を実施した。LNG エンジンを搭載し、垂直打ち上げ水平着陸を行う完全再使用型の 2 段式機体システムを想定した。設計の数値モデルとして、ロケットエンジン性能計算、空力性能推算、機体質量特性推算、飛行軌道シミュレーションを実装した。昨年度と

比較して、飛行軌道解析において地球自転効果が新規に加えられている。これらと数理最適化アルゴリズムを図 3 のように組み合わせることで、最適設計フレームワークを構築した。最適化変数はブースタとオービタの全長と荷重条件、搭載ロケットエンジンの設計パラメータ、ならびに飛行軌道（結合形態上昇、オービタ上昇、ブースターフライバック）である。機体全備質量を最小化するための最適化を実施した。最適解の例を図 4 に示す。

また、1) 進化計算と勾配法のハイブリッド手法（機体形状やエンジンという大域的な解探索が重要な領域には進化計算を用いつつ、軌道設計には制約条件に強い勾配法を適用、図 5）の開発、2) システム設計において 3 次元空力形状最適化を実現することを目指した非構造格子によるパネル法の実装と精度検証、3) 複雑な最適化問題に対する初期解生成法の開発、を実施した。

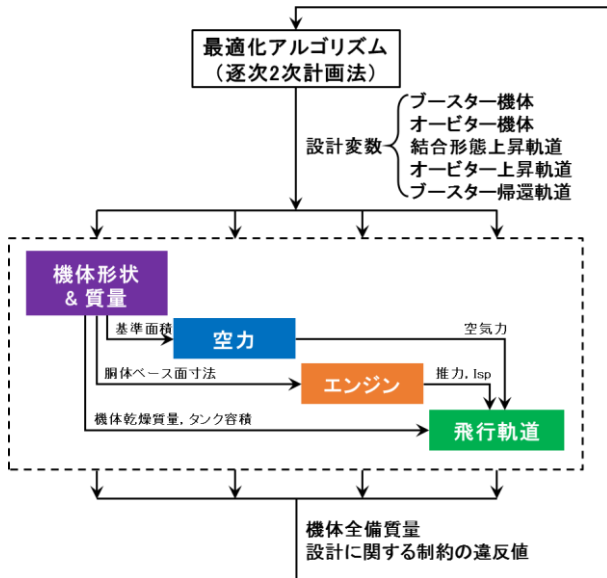


図 3 有翼宇宙往還機の最適化フレームワーク

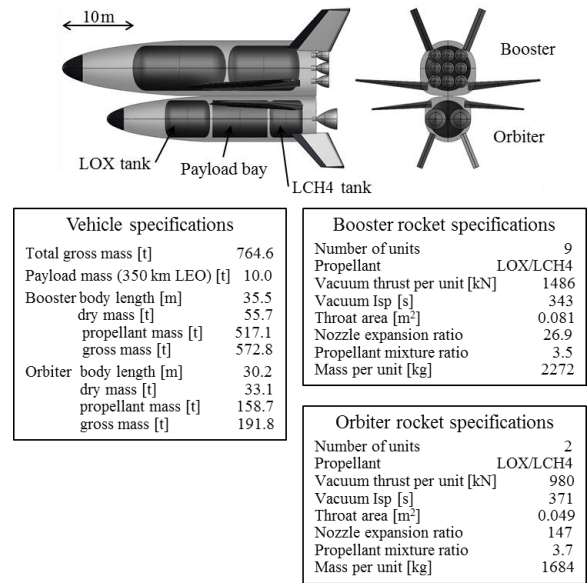


図 4 最適解の諸元（LEO ペイロード 10 t）

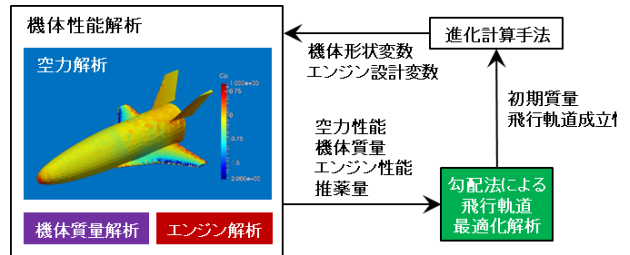


図 5 進化計算と勾配法のハイブリッド手法

5.2 高詳細数値流体力学を用いた多段式有翼ロケット分離時の空力・飛行特性

昨年度は数値流体力学を用い、主にブースタ段の空力特性取得と、飛行特性の取得を行った。今年度は、打ち上げ・分離シーケンスを想定した検討を行うために、重合格子法の導入とロケットエンジンからの排気プルーム流れの影響の考慮に関して研究を進めた。

5.2.1 多体問題を効率化するための重合格子法の導入

（本項目は研究申請書の 4) 研究計画で列挙した I に相当する。）

極超音速中に鈍頭物体が 2 体ある場合を対象に、非構造重合格子法を用いたソルバで数値計算を行った。計算対象は、図 6 に示す実験値が論文として公開されている二つの半球円柱の組み合わせ

せとする. ここでは, 重合格子による計算結果を, 単一格子を用いたソルバでの計算結果, 実験値と比較し, 非構造重合格子法の極超音速域での有用性について調査を行った.

図 7 に示す重合格子による計算によって, 正確な空力分布を得られるのかを調査した. 図 8 に示す主流方向の密度勾配による可視化では, 重合格子法においても, 実験と同程度の衝撃波を捉えられていた. ただし, 物体間距離が近い場合には, 衝撃波干渉による空力加熱のピーク位置の精度が落ちるなどの結果を得た.

今後は TSTO への応用に向け, 様々な相対位置における極超音速域の計算を行う際には, 格子間でどの程度補間を行っているのかホールカット情報を如何に正確に計算するかが汎用的応用へのカギとなると考えられる.

5.2.2 数値流体力学による排気プルームの影響

(本項目は研究申請書の 4) 研究計画で列挙した III に相当する.)

図 9 に計算対象とした TSTO のモデルを示す. このモデルにロケットエンジンノズルを追加し, その出口に排気境界を設けて, 分離時の速度を想定した計算を行った. 図 10 に一例を示す計算の結果, エンジン排気を付与した際には衝撃波の様相が変化し, 抵抗値などに影響を与えることが分かった.

また, この計算から得た空力を用いて, 分離時の運動を推定したところ, 機体間距離が 0 より大きくならず, 分離時に衝突する危険性が指摘された. (図 11(a)) そこで, 運動計算時にモーメント係数を与えたところ, 図 11(b) のようにスムーズに分離することが分かった. 今後は, このモーメント係数を空力や推進制御の観点からどのように与えていくことが効率的かを検討する予定である.

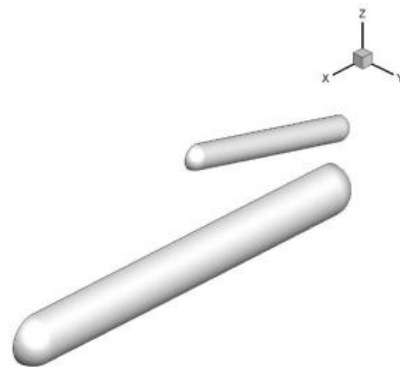


図 6 計算対象とする 2 対問題

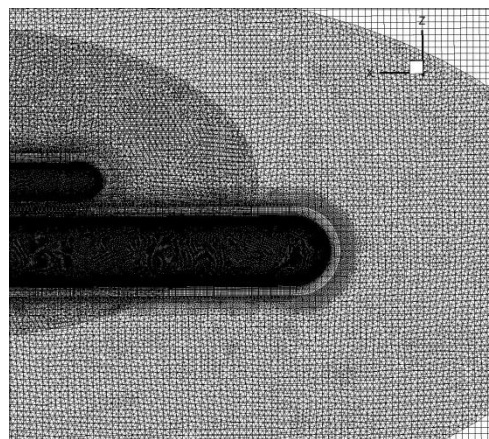


図 7 重合格子法による計算格子. 背景, 大小の円筒周りそれぞれに独立に講師を生成し, 3つのドメインを重合させた.

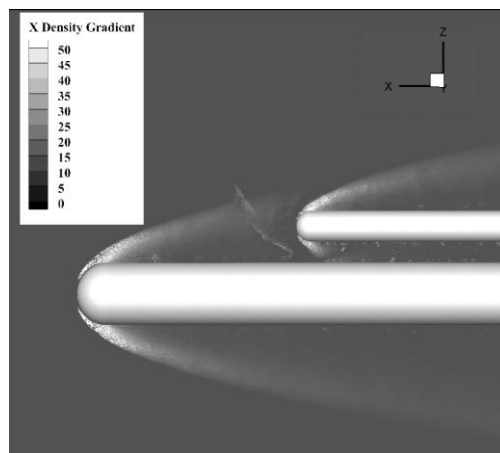


図 8 重合格子法によって得られた密度勾配.

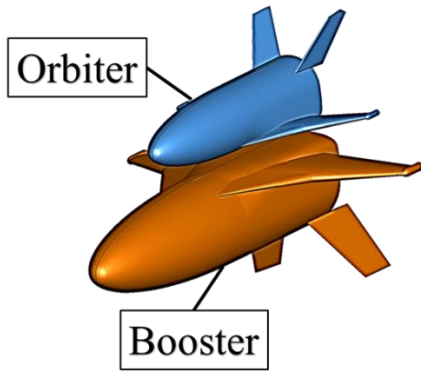


図 9 概念機に対する数値計算用の CAD モデル

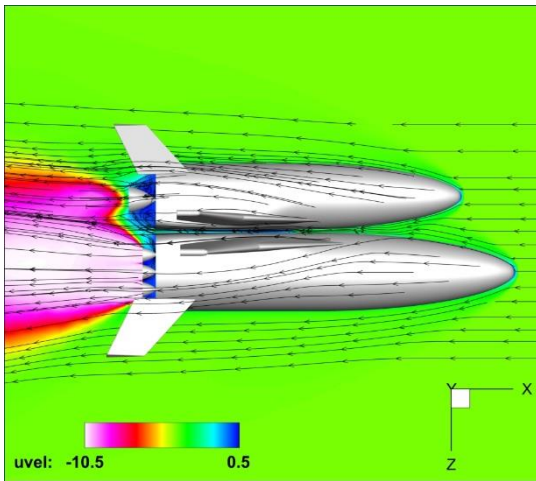


図 10 TSTO 両段から排気があることを想定した計算例

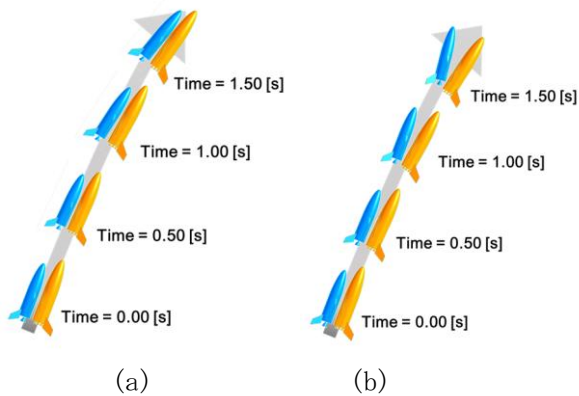


図 11 TSTO の分離時運動計算の結果. (a) 制御のためのモーメントを付与しない場合, (b) 制御のためのモーメントを仮定した場合

5.3 ブースタ形状の空力最適設計

(本項目は研究申請書の 4) 研究計画で列挙した IV に相当) 九工大の WIRES 形状を参考に TSTO ブースタ段の機体形状最適設計を行うためのシステムを構築した。問題定義は以下の通りである。

- 目的関数：6
 - ✓ $L/D@M0.65$ 最大化
 - ✓ $L/D@M2.3$ 最大化
 - ✓ $L/D@M6.8$ 最大化
 - ✓ 空虚重量最小化
 - ✓ 機体表面最高温度@ $M6.8$ 最小化
 - ✓ TPS 材添付面積@ $M6.8$ 最小化
- 設計変数：総計 40
機体軸方向の 6 断面形状をそれぞれ定義し、B-Spline 曲線で機体軸方向に閉じる。
- 制約条件：4 (形状制約のみ)
 - ✓ 燃料タンクと機体壁が干渉しない。
 - ✓ 機体が波打たない。
 - ✓ 各断面で、制御点を一筆書きした際に、いずれの断面でも交わらない。
 - ✓ ノーズ断面が円に近くなる。

最適化手法には SPEA2 および IBEA を使用し、形状定義、形状制約判定、表面・空間格子各生成、FaSTAR による数値流体解析、後処理を行う。非構造空力解析を含む最適化の全工程を世界で初めて完全自動化することに成功し、集団サイズを 10、世代数を 50 として計算を実施し、システムが問題なく稼働することを確認した。

図 12 に IBEA を用いた計算で得られた結果を示す。左側の図は散布図行列であり、図中の黒いプロットは今回の最適化で得られた各目的関数に対する解分布を、数値は相関係数をそれぞれ示す。また、右側には各目的関数値で最良の値となった形状を示す。これらの結果から、遷音速と超/極超音速の揚抗比の間にはトレードオフが存在し、音速以下と以上とでは、 L/D 最大化には異なる設計戦略を要することが判明した。また、空力加熱抑制には、従来通り先頭部を鈍頭にする、あるいは機体底面を平らに広くすることで熱の拡散を図るといった形状設計が有益であることが判る。

今後は、目的関数間の相関のみならず、目的関数と設計変数、設計変数と設計変数間の関係をより詳細に解析する。本試計算の知見を基に問題定義を修正し、これまで別途研究してきた高性能な進化計算に本システムを移植する。これにより、

大規模実問題設計に適した進化計算アルゴリズムの知見の獲得が、本プロジェクトからの派生成果として期待される。

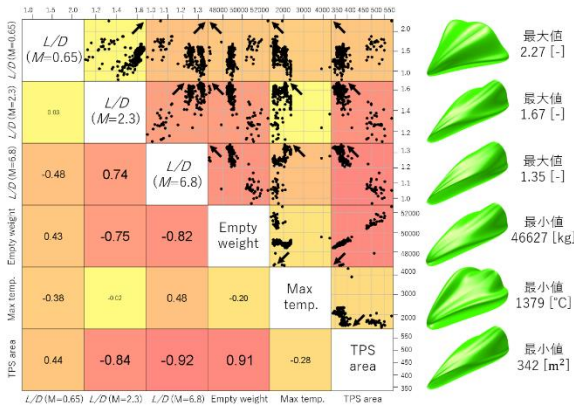


図 12 散布図行列と代表形状

5.4 評価回数が限定された超多変数問題に対する進化計算アプローチの開発

(本項目は研究申請書の4)研究計画で列挙したIIに相当する。)宇宙・航空分野における空力を含むモデルの多くが1度の計算に膨大な計算コストを必要とし、最適化のために多くの評価回数を費やすことができないという問題点がある。

そこで、本研究では計算回数が厳しく制限された多変数問題に特化した新たな単目的最適化アルゴリズムとして、ESRS (Estimating Search area based on Random Sampling) を提案した。ESRSは、図13に示すように新規個体の生成に分布推定アルゴリズムの概念を一部用いており、膨大な探索範囲をより計画的に探索するアプローチとなっている。

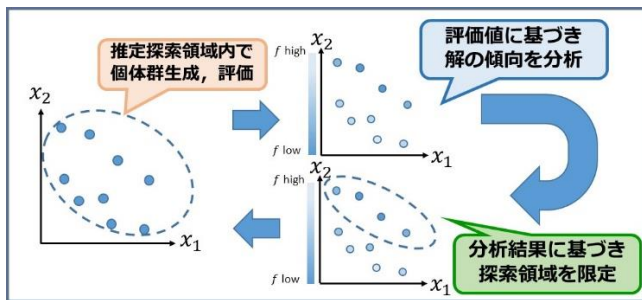


図 13 ESRS の概念図

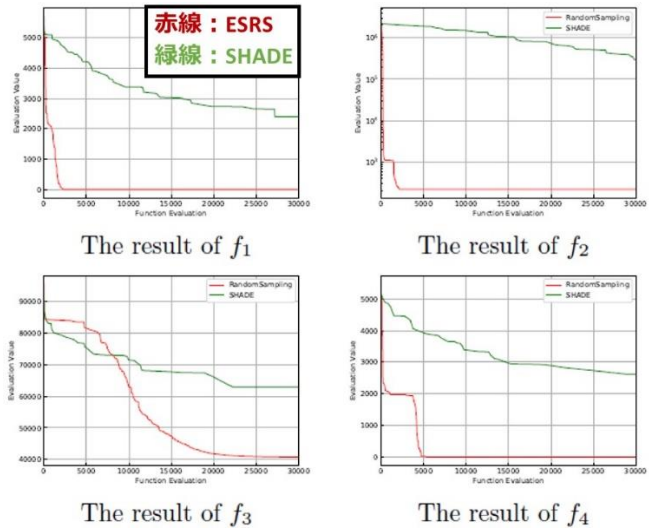


図 14ESRS に関する実験結果

性質の異なる幾つかのベンチマーク問題に対して評価回数を厳しく制限した条件下において検証実験を行った結果、図14に示す通りESRSはすべての問題において非常に優れた性能を示すことができ、その有効性を確認することができた。

6. 今年度の進捗状況と今後の展望

6.1 多分野融合最適化による再使用型2段式有翼ロケットの概念設計

地球自転効果を考慮して軌道解析を行うように改良を行うことで、地球低軌道以外への輸送能力も評価できるようになった。さらに、進化計算と勾配法のハイブリッド手法の開発、低コスト空力解析手法の開発、複雑な最適化問題に対する初期解生成法の開発、を実施した。今後は、飛行軌道最適化と統合した空力形状最適化の実施や、部分再使用型の2段式有翼ロケット、サブオービタル宇宙旅行機への適用、などを計画している。

6.2 高精度数値流体力学と飛行力学計算による2段式有翼ロケットの分離解析

高精度数値流体力学計算を用いて推力の影響を加味した空力・飛行力学計算を行うことで、2段式有翼ロケットの分離時挙動を推定した。その結果、ブースタ・オービタ間には衝撃波干渉が見られ、空気力学的にも複雑な様相を見せたが、抵抗値などの空力は比較的平易な数学モデルで記述できる

ことが示された。また、運動計算の結果両機は衝突せずに分離されることが確認された。さらに、空気力のみならず機体間を結合するジョイントによる拘束力・モーメントが分離時の姿勢運動に大きな影響を与えることが明らかになった。大気中での有翼宇宙往還機の分離成立性という、これまで検討が十分でなかった問題に対して有用な知見が得られた。今後の展望として、ロケットエンジン排気の模擬と排気流の影響、ブースタ段帰還のための空力制御モデルの検討、空力の構造面における影響の検証、制御系の実装や他の機体結合コンセプトにおける分離解析といった課題が挙げられる。

6.3 ブースタ段の形状最適化

これまで実施した結果、形状定義に関するフィードバック情報が得られたため、これを反映させ、より実現性の高い形状設計を行う予定である。また、派生的に得られた最適化アルゴリズムの知見を生かし、新たなアルゴリズムの開発を進め、本研究に応用する計画である。さらに、形状変更に伴う最適飛行経路の変化を考慮すべく、最適化ルーチンに飛行経路最適化を入れ子にした、二段階最適設計を実施することが当面の目標となる。

6.4 評価回数が限定された超多変数問題に対する進化計算アプローチの開発

評価のための計算負荷が高く、評価回数が厳しく限定された問題に特化した進化計算アルゴリズムの開発を進めている。本アルゴリズムは、近似関数を利用することにより限られた評価回数の中で効率的な探索を実現する Efficient Global Optimization (EGO) というアプローチに基づいている。しかしながら、多変数問題では近似の質が大きく低下するため、結果として探索性能が大きく低下するという問題点を抱えている。

そこで、多変数問題を少ない変数による部分問題に分割することで近似の質が低下することを防ぎ、多変数であっても高い探索性能を実現するアルゴリズムの開発に取り組み、多くの多変数ベンチマーク問題において良好な結果を示すなど一定の成果を挙げることができた。今後は、部分問題

化の手法を改良するとともに、元の問題の近似関数との併用などさらなる改善を進め、アルゴリズムのさらなる高性能化を図る予定である。

7. 研究成果リスト

(1) 学術論文

1. 開発拓也, 渡邊真也, "厳しい計算回数制限下における多変数最適化問題への効果的アプローチの提案: 複数車種の同時最適化ベンチマーク問題", 進化計算学会論文誌, Vol.9 No.3 pp.93-102, 2018
2. 藤川貴弘, 照井勇輔, 渡邊真也, 米本浩一, "リニアエアロスパイクエンジンの多目的設計最適化", 進化計算学会論文誌 Vol.9 No.2 pp.61-74, 2018.

(2) 国際会議プロシーディングス

(3) 国際会議発表

1. Sumimoto, T., Chiba, K., Kanazaki, M., Fujikawa, T., Yonemoto, K., and Obayashi, S., Fully Automatic Design Optimization System for Flyback Booster Considered From Subsonic to Hypersonic Range. 15th International Conference on Flow Dynamics, Sendai, Japan, 11/7-9, 2018.
2. Sumimoto, T., Chiba, K., and Kanazaki, M., Hypervolume-Based Evolutionary Many-Disciplinary Design Optimization of Blended-Wing-Body-Type Flyback Booster. IEEE SSCI 2018, Bangalore, India, 11/18-21, 2018.
3. Sumimoto, T., Chiba, K., Kanazaki, M., Fujikawa, T., Yonemoto, K., and Hamada, N., Evolutionary Multidisciplinary Design Optimization of Blended-Wing-Body-Type Flyback Booster. AIAA Paper, 57th AIAA Aerospace Sciences Meeting, San Diego, USA, 7-11, January, 2019.
4. Chiba, K., Sumimoto, T., and Sawahara, M. Completely Automated System for Evolutionary Design Optimization with Unstructured Computational Fluid Dynamics,

International Conference on Intelligent Systems, Metaheuristics & Swarm Intelligence, Male, Maldives, 23-24 March, 2019.

5. Kanazaki, M. and Saisho, R., "Genetic Algorithm Applied to the Time-Series Landing Flight Path and Control Optimization of a Supersonic Transport," 2019 3rd International Conference on Intelligent Systems, Metaheuristics & Swarm Intelligence (ISMSI 2019), Male Maldives, March 2019.

(4) 国内会議発表

1. 住元剛志, 千葉一永, 金崎雅博, 藤川貴弘, 米本浩一, "最適飛行経路を持つ翼胴一体型フライバックブースタ段形状の空力/空力加熱/構造重量最適設計," 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, 宮崎, 7/4-6, 2018.
2. 住元剛志, 千葉一永, 金崎雅博, "ハイパーボリウムベースの進化計算による翼胴一体フライバックブースタ形状設計," 航空宇宙流体科学サマースクール, 長瀬, 9/6-8, 2018.
3. 住元剛志, 千葉一永, 金崎雅博, 藤川貴弘, 米本浩一, "翼胴一体フライバックブースタ段形状の空力/空力加熱/空虚重量最適設計," 日本機械学会第 28 回設計工学・システム部門講演会, 沖縄, 11/4-6, 2018.
4. 住元剛志, 千葉一永, 金崎雅博, "ハイパーボリウムベースの進化計算による翼胴一体フライバックブースタ形状設計," 日本機械学会第 31 回計算力学講演会, 徳島, 11/23-25, 2018.
5. 住元剛志, 千葉一永, 金崎雅博, "翼胴一体フライバックブースタ形状設計に資する進化計算の差異の影響," 進化計算シンポジウム 2018, 福岡, 12/8-9, 2018.
6. 渡邊 真也, 古木 暁太郎, 榊原 一紀, "Dial-A-Ride-Problem に対する動的な顧客要求変化を考慮した分枝価格法の提案", 平成 30 年 電気学会 電子・情報・システム部門大会,
7. 開発 拓也, 渡邊 真也, "厳しい評価回数制限下における多変数問題に対するアプローチの提案", 情報処理学会 数理モデル化と問題解決研究報告, Vol.2018-MPS-120, No.9, page.1-6, 2018-09-18
8. 千葉 一永, 住元 剛志, 澤原 雅隆, "CFD解析を伴う大規模多数目的最適化に対する進化計算法の選択指針 - システム完全自動化と有翼フライバックブースタ設計への応用". 平成 30 年度航空宇宙空力シンポジウム, 山口, 1/25-26, 2019.
9. 藤川貴弘, 米本浩一, "多目的宇宙輸送システムとしての有翼サブオービタル機の概念設計," 第 62 回宇宙科学技術連合講演会, 2F06, 2018.
10. 高橋瞳子, 藤川貴弘, 米本浩一, "3次元空力形状最適化に向けた形状定義と空力解析手法の検討," 日本機械学会九州支部 第 72 期総会・講演会, C21, 2019.
11. 中田涼介, 渡邊真也, "部分問題化に基づく部分近似を利用した多目的 EGO アルゴリズムの提案", 第 15 回進化計算学会研究会, pp. 147-153, 20190307-08, 神奈川

(5) その他 (特許, プレス発表, 著書等)

1. 受賞: ベストプレゼンテーション賞, 情報処理学会 数理モデル化と問題解決研究会 MPS120 ベストプレゼンテーション賞, (開発 拓也・渡邊 真也)
2. 受賞: Best Presentation Award (Chiba, K.), International Conference on Intelligent Systems, Metaheuristics & Swarm Intelligence.