

課題番号 jh170033-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エアフレームと推進系、降下経路の評価法の開発を行い、多分野融合最適設計の基盤技術の応用を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多段式有翼ロケットのシステム・概念設計、②数値流体力学に基づく超音速分離時の空力特性取得、③進化計算法による推進系の大域的最適設計、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い、講演賞などの受賞成果が複数得られた。

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

(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

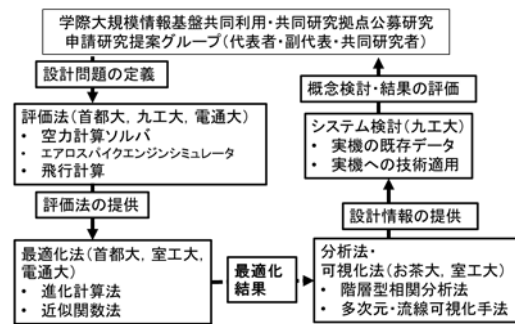


図 1 横断的な実施体制と各大学の役割

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。

本件等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、本公募研究グループでしか実現し得な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・運用している空力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言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 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

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ーとオービターの全長と荷重条件、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，オービター上昇，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．

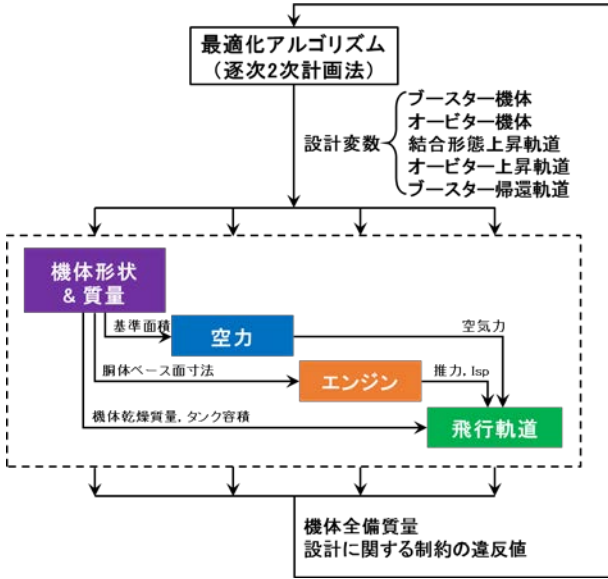
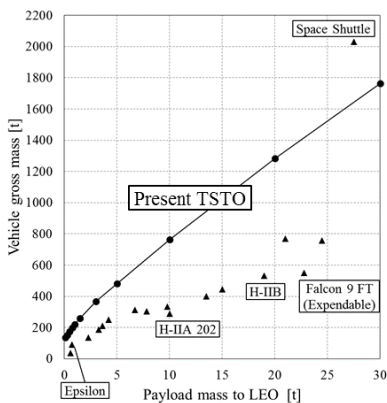
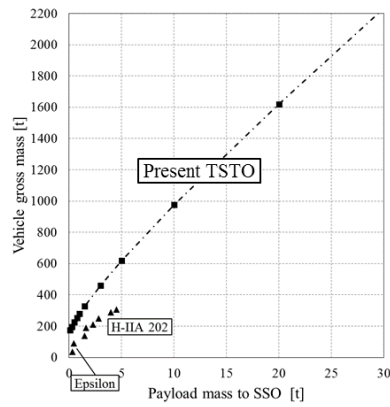


図 3 有翼宇宙往還機の最適化フレームワーク

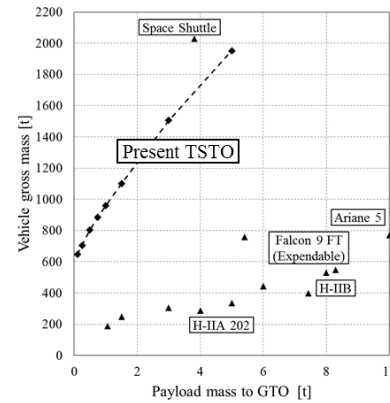
低軌道（LEO），太陽同期軌道（SSO），静止遷移軌道（GTO）という 3 種類の目標軌道に対するペイロード輸送能力と機体全備質量の関係が図 4 のように得られた．実用化されている通常の使い捨てロケットと比較して，同 LEO 質量に対する機体全備質量は倍程度となった．また，LEO，SSO と比較して，GTO 投入に必要な TSTO 機の規模は非常に大きくなり，使い捨てロケットの場合よりもその差は大きくなった．これは完全再使用型であるオービターが大質量になり，それをより高速まで加速しなければならないためであり，GTO ミッションに対しては使い捨て型オービターを使うメリットがある可能性が示唆された．最適解の例を図 5 に示す．



a) LEO 投入
ミッション

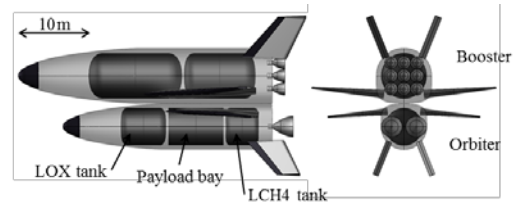


b) SSO 投入
ミッション



c) GTO 投入
ミッション

図 3 LNG エンジン搭載型 2 段式最適機体質量



Vehicle specifications		Booster rocket specifications	
Total gross mass [t]	764.6	Number of units	9
Payload mass (350 km LEO) [t]	10.0	Propellant	LOX/LCH4
Booster body length [m]	35.5	Vacuum thrust per unit [kN]	1486
dry mass [t]	55.7	Vacuum Isp [s]	343
propellant mass [t]	517.1	Throat area [m ²]	0.081
gross mass [t]	572.8	Nozzle expansion ratio	26.9
Orbiter body length [m]	30.2	Propellant mixture ratio	3.5
dry mass [t]	33.1	Mass per unit [kg]	2272
propellant mass [t]	158.7		
gross mass [t]	191.8		
		Orbiter rocket specifications	
		Number of units	2
		Propellant	LOX/LCH4
		Vacuum thrust per unit [kN]	980
		Vacuum Isp [s]	371
		Throat area [m ²]	0.049
		Nozzle expansion ratio	147
		Propellant mixture ratio	3.7
		Mass per unit [kg]	1684

図 4 最適解の諸元（LEO ペイロード 10 t）

5.2 高詳細数値流体力学を用いた多段式有翼ロケットの多条件における空力特性

（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。）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、図 4 に示す概念の通り、図 5 のような CAD モデルを作成し、年度前半において図 6 に示す打ち上げ・分離シーケンスを想定し、分離時の空力特性を調べた。

5.2.1 数値流体力学による多体問題

超音速飛行時に分離する機体同士、または衝撃波同士の干渉が不都合に起こらないかを調べるための必要な評価である。図 7 に相対位置を変化させた空力干渉の例を示す。いずれのケースでも、小型のオービタからの衝撃波がブースタにあたり、複雑な様相を呈していることが分かる。図 8 に主流方向ごとのモーメント係数 CM を示す。この図より、 θ だけ機体軸に角度差が付いた状態以外では、ブースタとオービタが逆方向に回転することが分かるが、このことから、機体軸に角度差が着くときに、機体が衝突する危険が大きくなり、注意を要することなどが分かる。

年度の後半においては、整えた空力計算をデータベースにし、傾向について考察を行った。その結果、多体問題ではなく単体の空力問題として取り扱った結果から、抵抗と効力が比較的平易な次式で示すことができることが分かった。

$$C_{D_{TSTO}} \cong \lambda_D \times (C_{D_{Booster}} + C_{D_{Orbiter}})$$

$$\lambda_D \cong \begin{cases} 1.114 & (D/20) \\ 1.018 & (D/2) \\ 1.003 & (1D) \end{cases}$$

$$C_{L_{TSTO}} \cong \lambda_L \times (C_{L_{Booster}} + C_{L_{Orbiter}})$$

$$\lambda_L \cong 1$$

2 体問題として空力計算を行うことは、計算コストがかかるだけではなく、空間離散化においても手間が大きいため、こうした簡易推算手法は実機設計において大きく寄与すると考えられる。

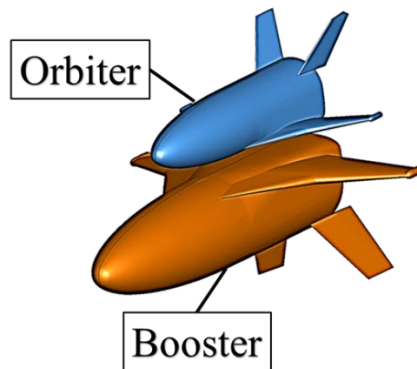


図 5 概念機に対する数値計算用の CAD モデル

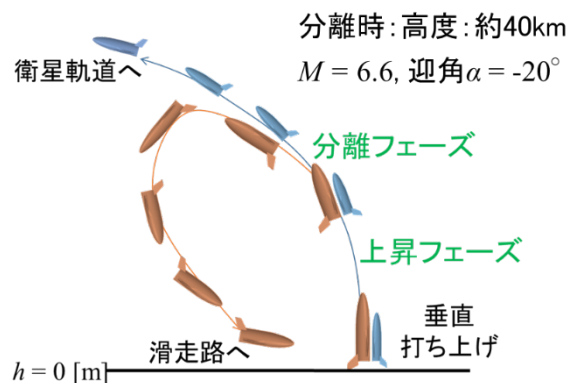


図 6 想定する打ち上げシーケンス

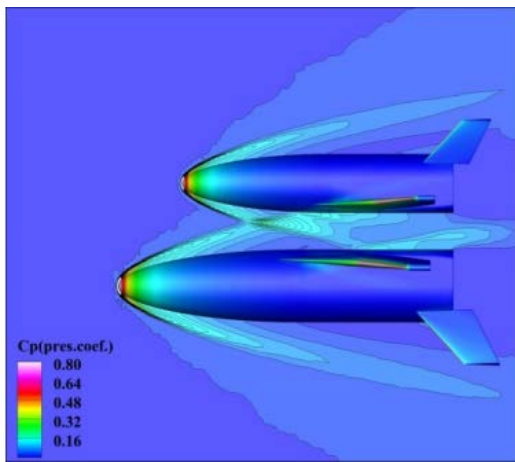
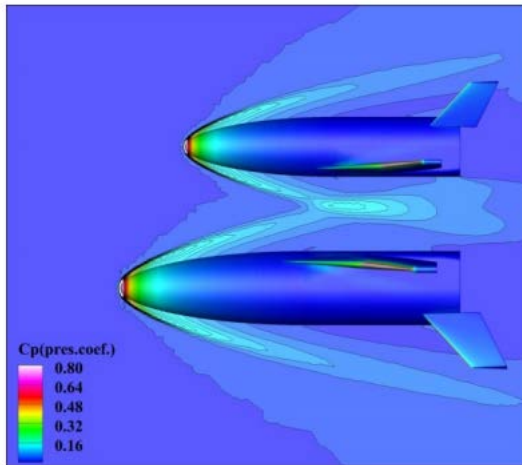


図 7 空力干渉の一例

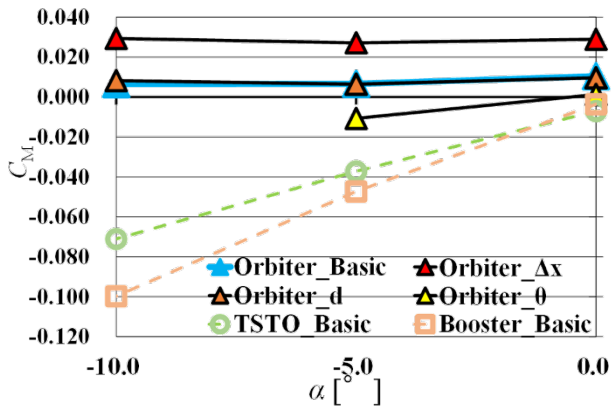


図 8 迎角ごとの分離特性

5.2.2 飛行力学計算による 2 有翼ロケットの分離解析

前節の研究では分離時の空力特性を高精度数値流体力学により取得し、衝撃波干渉の様相などを明らかにした。本研究ではその空力データベースに基づき飛行力学計算を行うことで、空力干渉効果を考慮した分離飛行のシミュレーションを行った。機体諸元には 5.1 節の研究で得られた値 (図

5) を使用し、分離シーケンスは図 9 の通り設定した。舵面制御は行わないものとしたが、ブースタとオービタを結合するジョイントによる拘束力・モーメントを飛行力学計算で考慮した。

縦系 3 自由度の分離飛行シミュレーション結果を図 10 に示す。ブースタとオービタは互いに衝突することなく分離される (Δz が増加する) ことが分かる。また、ピッチ角の時間履歴を見ると、前方のジョイントが開放され後方ジョイントのみで結合された状態 (Phase 2) から、その後に後方ジョイントも開放して各機が自由になった状態 (Phase 3) まで、一貫して $\Delta\theta$ は増加している。空力データのみを見ると、空力モーメントは必ずしも $\Delta\theta$ を増加させる傾向にはなかったが、ジョイントによる拘束力・モーメントが分離を促す方向に作用していることが明らかになった。

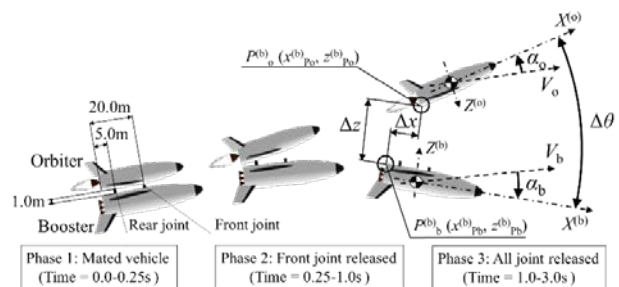


図 9 二段式ロケット分離シーケンスと文字定義

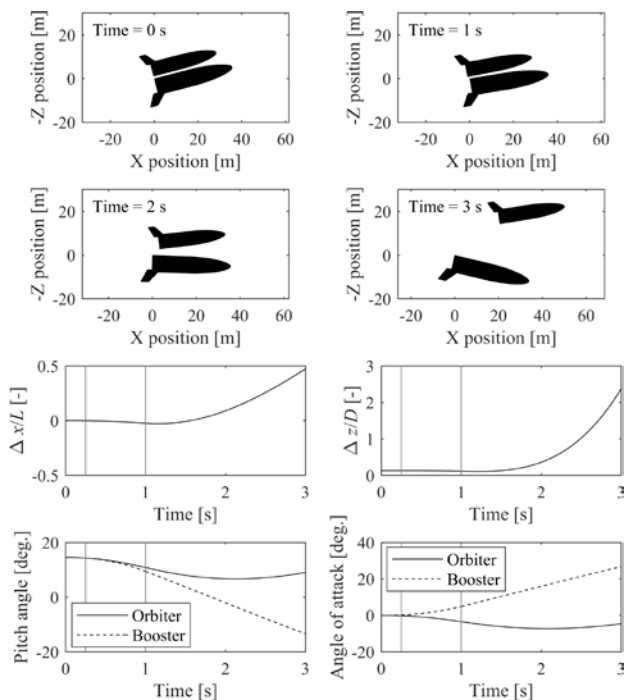


図 10 分離飛行シミュレーション結果

5.3 進化計算法を援用した空力・推進・飛行の多分野高詳細評価に基づく大域的最適設計および可視化・知識化

(本項目は研究申請書の4)研究計画で列挙した II と IV に相当する。) 次世代の宇宙往還機には、幅広い飛行高度で高い性能を有するエンジンが不可欠である。そのようなエンジンの候補の 1 つがエアロスパイクエンジンであるが、昨年度の多分野融合最適化による機体システム全体での性能評価では、TSTO 機に搭載した際に、通常のパネル型ノズルエンジンに対して劣りうるという結果となった。但し、この先行研究には、設計自由度の小ささや大域的解探索の欠如といった問題があった。

これを踏まえて、本年度はエアロスパイクエンジン単体での詳細な最適化を先進的な進化計算手法を用いて実施した。まず、図 1 1 に示すような性能シミュレータを開発した。

最適化変数はスパイク形状を決定する 7 つと推進剤質量混合比、セルエンジン開口比の都合 9 つである。最適化は、雰囲気圧が 100kPa から 1/10 刻みで 1kPa までの 3 ケースの作動条件における Isp の最大化、スパイク長さの最小化、エンジン高さの最小化の全 5 目的関数で行った。

室蘭工大が開発を進めている進化計算手法であり、多数目的問題に対して強い MOEA/D-ADAPT を用いて得られた非劣解集合を図 1 2 に示す。パレート面の形状を明瞭に見ることができ、良好に探索が行われたことが確認できる。図中の代表解の形状を図 1 3 に示す。先行研究のエアロスパイクエンジンと比較すると、本稿で得られた解には、セルノズル開口比が大きくスパイクノズルが細長いという特徴が見られた。さらに、より詳細な設計知識を得るために、平行座標プロットを用いた優良解の目的関数と設計変数間の相関情報の可視化なども進めている。

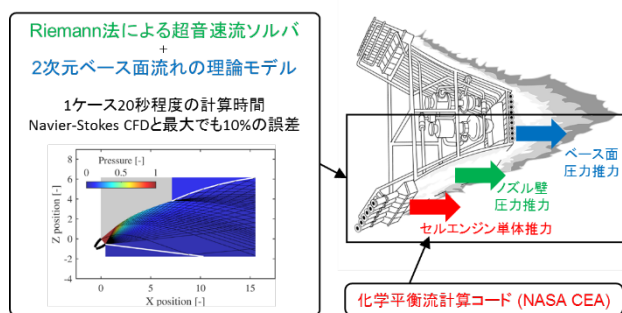


図 1 1 エアロスパイクエンジン シミュレータ概要

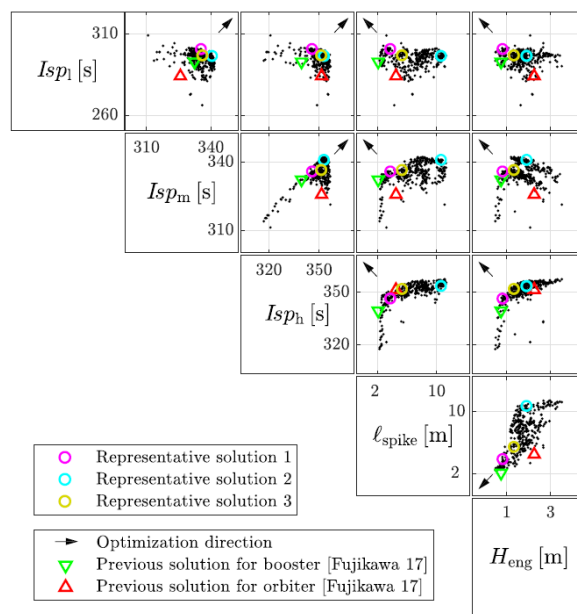


図 1 2 エアロスパイクエンジン非劣解

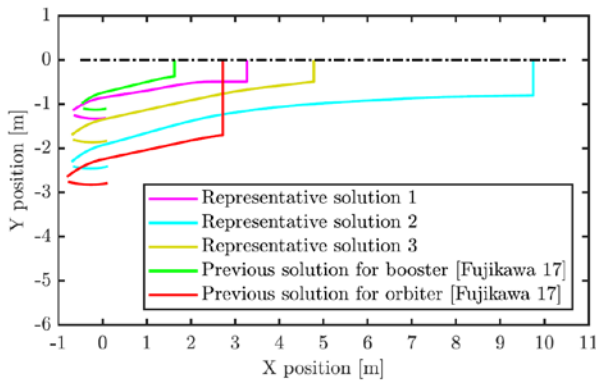


図 1.3 エアロスパイクエンジンの代表解の形状

5.4 有翼ロケットの形状最適化

(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。) 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 : 5
 - ✓ $L/D@M1.7$ 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
 - ✓ 300°C 以上機体表面積@M6.8 最小化
- 設計変数 : 総計 40
機体軸方向 6 断面形状をそれぞれ定義し、B-Spline 曲線で閉じる。
- 制約条件 : 4
いずれも形状制約である。
 - ✓ 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 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、を全て完全自動化した。現在、10 世代まで試計算を実施しており、図 1.4

に示すような非劣解形状を得ているため、システムが問題なく稼働することを確認した。

本試計算の知見を基に問題定義を修正し、次年度では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し、最適化作業を終えたい。

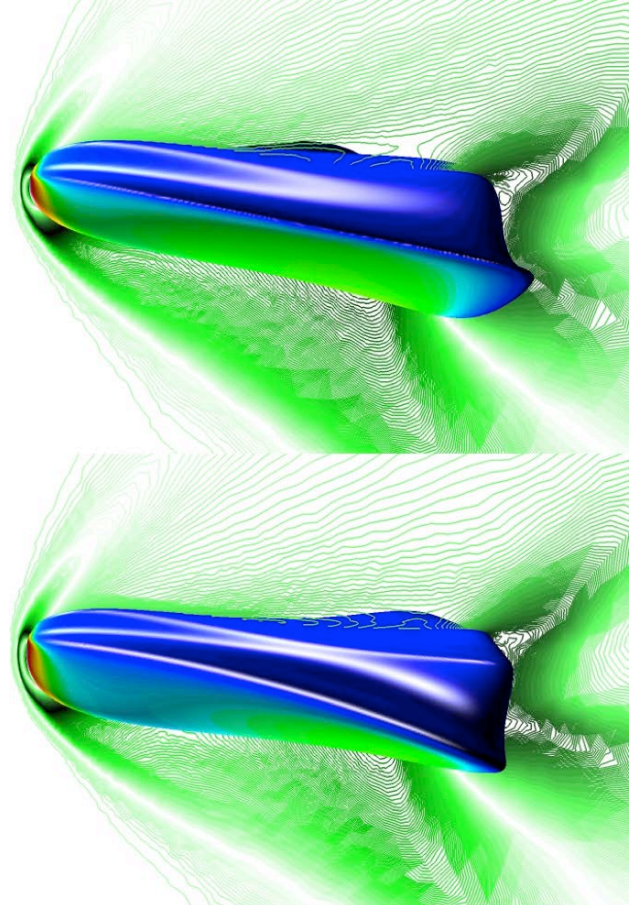


図 1.4 試計算で得られた非劣解 2 個体の可視化図。

6. 今年度の進捗状況と今後の展望

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。今後は、空力形状最適化の実装や、部分再使用型の 2 段式有翼ロケットの概念設計を計画している。

進化計算によるエアロスパイクエンジンの大域的最適設計および可視化・知識化

幅広い高度で高い性能を有し、次世代の宇宙輸送システムへの適用が有望視されるエアロスパイクエンジンの大域的最適設計を行った。従来のエ

アロスパイクエンジンの設計法は単一の設計点での性能を最大化させるものであったが、本研究では複数高度での性能最大化とエンジンサイズ最小化という多目的最適化を行い、その結果の可視化・知識化を実施した。今後は、設計変数などの問題設定の改善、雰囲気流の影響の評価、進化計算手法の改良を予定している。

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により取得された空力データベースを用いて飛行力学計算を行うことで、2 段式有翼ロケットの分離解析を実施した。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。

7. 研究成果リスト

(1) 学術論文

1. 賀川祐太郎, 渡邊真也, 金崎雅博, 依田 英之, 千葉一永, "相関ルールに基づく非劣解分析システムのオンデマンド化", 進化計算学会論文誌, Vol. 8, Num. 2, p. 75-87, 2017.
2. Yonemoto, K., Fujikawa, T., et al., Subscale Winged Rocket Development and Application to Future Reusable Space Transportation, INCAS BULLETIN, Volume 10, Issue 1, 2018, pp. 161-

172.

(2) 国際会議プロシーディングス

3. H. Iwafuji, Y. Kurata, M. Kanazaki, T. Fujikawa and K. Yonemoto, 'Numerical Simulation of Supersonic/Hypersonic Flow for TSTO's Staging Separation,' The 31st International Symposium on Shock Waves(ISSW31), Nagoya, Japan, July 2017.
4. Fujikawa, T. and Yonemoto, K., Conceptual Design Optimization of Several Types of Fully Reusable Winged Launch Vehicles, 31st International Symposium on Space Technology and Sciences (ISTS), Matsuyama, Ehime, 3-9 June, 2017.
5. Fujikawa, T., Yonemoto, K., et al., Research and Development of Winged Reusable Rocket: Current Status of Experimental Vehicles and Future Plans, 2017 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT), 16-18 Oct., 2017.
6. Shinya Watanabe and Takanori Sato, "Study of a dynamic control of aggregate functions in MOEA/D", The 11th International Conference on Simulated Evolution and Learning(SEAL2017)(採録決定), 2017.11.10-13, Shenzhen, China
7. A. Watanabe, T. Itoh, M. Kanazaki, K. Chiba, A Scatterplots Selection Technique for Multi-Dimensional Data Visualization Combining with Parallel Coordinate Plots, 21st International Conference on Information Visualisation (IV2017), pp. 78-83, 2017.
8. S. Sawada, T. Itoh, T. Misaka, S. Obayashi, T. Czuderna, K. Stephens, Streamline Selection for Comparative Visualization of 3D Fluid Simulation Result, 21st International Conference on Information Visualisation (IV2017), pp. 268-273, 2017.

(2) 会議発表

1. 開発 拓也, 渡邊 真也, "単目的最適化のための探索空間低次元化に基づく新たなアプローチの提案", 第 113 回数値モデル化と問題解決 (MPS) 研究会 講演論文集, Vol.2017-MPS-113 No.28, pp.1-6, 2017 年 06 月 23 日-24 日, 沖縄科学技術大学院大学
2. 照井勇輔, 渡邊真也, "集約関数最適制御メカニズムを有する MOEA/D におけるペナルティパラメータ θ の動的制御の提案", 進化計算学会 進化計算シンポジウム 2017, pp.139-145, 2017.12
3. 下山大稀, 渡邊真也, "改良した最適解分析支援ツール CIHSM を用いたマツダベンチマーク問題に対する解析", 進化計算学会 進化計算シンポジウム 2017, pp.376-381, 2017.12
4. 藤川貴弘, 照井勇輔, 渡邊真也, 米本浩一, "リ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 進化計算シンポジウム 2017, pp. 362-369, 2017.
5. 椎原綾香, 米本浩一, 藤川貴弘, 岩藤碩哉, 金崎雅博, "空力干渉効果を考慮した二段式有翼ロケットの分離解析," 第 71 期日本機械学会九州支部総会講演会, pp. 315-316, 2018.

(3) その他 (特許, プレス発表, 著書等)

1. 受賞: Good Presentation Award for Student, 日本航空宇宙学会北部支部 2018 年講演会, (岩藤)
2. 受賞: 日本機械学会九州支部若手優秀講演フェロー賞, (椎原)
3. 受賞: 九州工業大学 卒業研究ポスターセッション 優秀賞 (椎原)
4. 受賞: 第 31 回 数値流体シンポジウム ベスト CFD グラフィックスアワード 静止画部門 1 位, (岩藤, 金崎, 藤川, 米本)
5. 受賞: ISSW31 Student Competition Award, (岩藤)