

課題番号 jh160047-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開発を実施した内容について説明する。具体的には、①有翼ロケットの概念設計、②数値流体力学に基づく複雑な極超音速空力特性の取得、③空力・飛行力学連成によるフライトシミュレーション、④進化計算法による推進系の大域的最適設計、⑤計算によって得た大規模情報の可視化・分析法の構築、を実施した。本研究は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。

1. 共同研究に関する情報

各担当の組織から、学生も参加を行い、自由な発想の下で、有翼ロケットをベースとして分野横断的な研究を実施した。

(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. 研究の目的と意義

(2) 共同研究分野

□ 超大規模数値計算系応用分野

コスト削減を実現する効率的な将来宇宙輸送系開発の戦略は、a) 再使用、b) 1機の価格の大幅低減による使い捨て、c) 革新的打上システム、に大別できる。本研究は、a) 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。

(3) 参加研究者の役割分担

申請の研究は、研究代表者の金崎・副代表者の渡邊が全体を統括しつつ、下記の通りの役割分担にて実施された。

- 空力計算ソルバの整備（金崎（首都大））
- 対象となる有翼ロケットの概念およびシステム設計（米本（九工大））
- 推進系の評価法と最適化（渡邊（室工大）、金崎（首都大））
- 極超音速空力計算法の検証（千葉（電通大））
- 機体の飛行計算（金崎（首都大））
- 最適化結果や空力計算結果など大規模データの可視化・分析（伊藤（お茶大）、渡邊（室工大））

宇宙輸送系開発において、先駆者たる米国でも 2011 年にスペースシャトルが退役後、今日に至るまで、新たな再使用型輸送機が実現されていない。有人宇宙飛行を見据えた、輸送機実現のための体系的な多分野にわたる設計知識が望まれる。

九州工業大学（九工大）では、図 1 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。

そこで、平成 28 年度に採択された本研究では、本公募研究でしか実現し得ない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。本研究を通じ、宇宙工学のみならず、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。



図 1：九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の設計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ハイブリッドロケット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、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

2016 年度新規課題である。

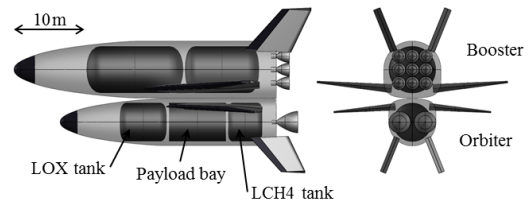
5. 今年度の研究成果の詳細

5.1 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前の初期検討として、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。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の数値モデルを実装した。これらと数理最適化アルゴリズムを図 1 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。なお、次世代の宇宙輸送システムのあるべき姿とその技術課題を明らかにすべく、異なる技術を採用した複数コンセプトの機体に対して概念設計を行い、結果を比較した。

その結果、地球低軌道へのペイロード輸送能

力と機体全備質量の間の関係が図 2 のように得られた。既存の使い捨てロケットのデータもプロットしており、このたび得られた設計解はペイロードの質量割合では使い捨てロケットに劣るものの、十分に実現性および競争力のある諸元であることが明らかとなった。また、円筒タンクの代わりにインテグラルタンク、ベル型ノズルの代わりにエアロスパイクノズルを採用すると、それぞれ必要な機体規模が減少および微増するという結果となった。最適機体の諸元の一列を図 3 に示す。



Vehicle specifications		Booster rocket specifications	
Total gross mass [t]	870.7	Number of units	9
Payload mass (350km LEO) [t]	10.0	Vacuum thrust per unit [kN]	1799
Booster body length [m]	37.3	Vacuum Isp [s]	343
dry mass [t]	64.6	Throat area [m ²]	0.098
propellant mass [t]	597.0	Nozzle expansion ratio	27.9
gross mass [t]	661.6	Propellant mixture ratio	3.5
Orbiter body length [m]	30.7	Mass per unit [kg]	2680
dry mass [t]	34.6		
propellant mass [t]	174.5	Orbiter rocket specifications	
gross mass [t]	209.1	Number of units	2
		Vacuum thrust per unit [kN]	1081
		Vacuum Isp [s]	370
		Throat area [m ²]	0.054
		Nozzle expansion ratio	137
		Propellant mixture ratio	3.7
		Mass per unit [kg]	1827

図 3 最適解の諸元

(円筒タンク、ベル型ノズル、ペイロード 10t)

5.2.1 極超音速域の計算法の選択

非構造圧縮性流体ソルバである TAS コードを用いて、主に計算格子離散化の観点から、極超音速計算実現のための知見の獲得を行った。計算ログから、下図に示すように物体表面近傍の格子で圧力値が収束せずエラーが発生していた。この結果に基づき、物体の表面格子を細分化し、再度施行したところ、細分化する前と比較して 10 以上計算可能となるマッハ数の値を上昇させることができた。これより極超音速計算では、物体表面近傍で生じる膨張波を捉えることが重要となることが分かった。また、計算に用いる乱流モデルについて、Spalart-Allmaras (SA) と Shear Stress Transport (SST) で比較検討を行った結果、SST モデルを用いたほうが計算可能なマッハ数が上昇した。今後は、今回得られた知見を実機形状に対して適用して、空力性能評価を行っていく予定である。

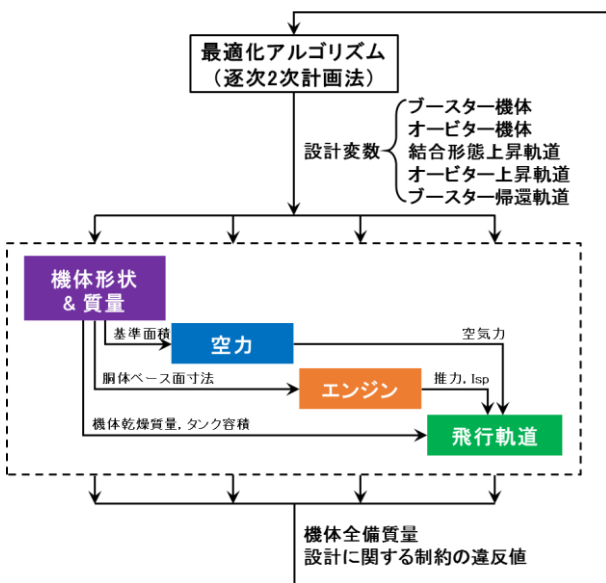


図 1 有翼宇宙往還機の最適化フレームワーク

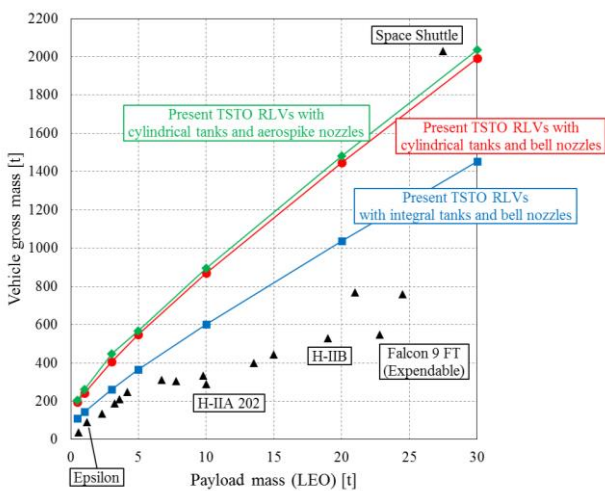


図 2 LNG エンジン搭載型 2 段式最適機体質量

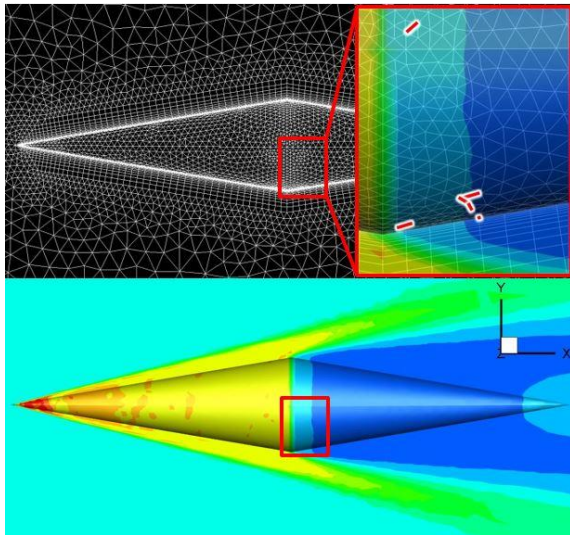


図 4：(上図)計算エラーとなった格子位置(赤線で示す部分)，(下図) $M = 6.2$ (計算エラーとなる直前のマッハ数)における圧力係数分布の可視化図

5.2.2 概念機の極超音速飛行時空力特性

図 3 をもとに相似である 2 機 (Orbiter と Booster) を向い合せて連結させることで TSTO として機能させると仮定し，図 5 に示す形状を定義した。こうした TSTO 統合形態での上昇フェーズと分離フェーズでは二機間の空力干渉など複雑な流れ場が予想され，特に分離のタイミングで機体相互の姿勢がさまざまに変化することも考え，図 6 のような位置関係について計算をおこなった。計算の結果，マッハ数が 2 程度までは，Orbiter と Booster それぞれに反対向きのモーメントが働き，分離後に離れる方向に機体がそれぞれ回転することがわかった。一方で，マッハ数が 3 以上では，モーメントの差が小さく，機体が衝突しないような分離時の工夫が必須と考えられる。図 8 に示す圧力場分布を見ると上昇フェーズノーズ部からの斜め衝撃波，二機間の衝撃波入反射の干渉位置や大きさ，回数の変化が二機間の相対位置を変えることによって変化し，それぞれ空力特性に大きく影響することが予測される。

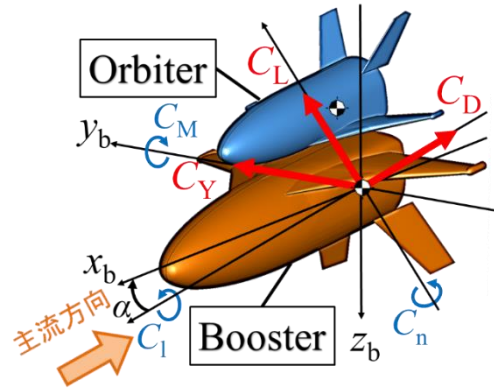


図 5：CFD のための定義形状。

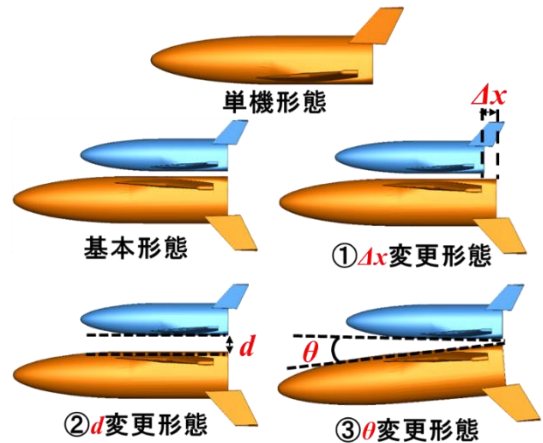


図 6：検証を行う分離形態。

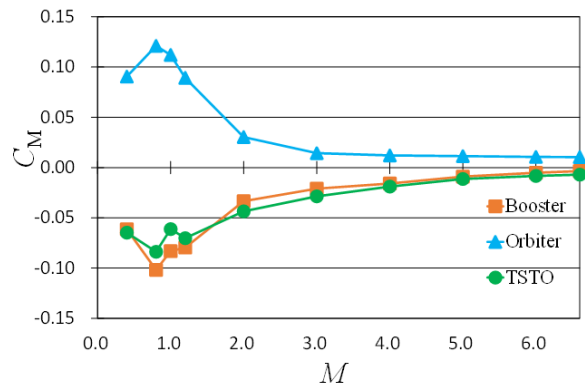


図 7：マッハ数と機体の回転モーメント係数との関係。

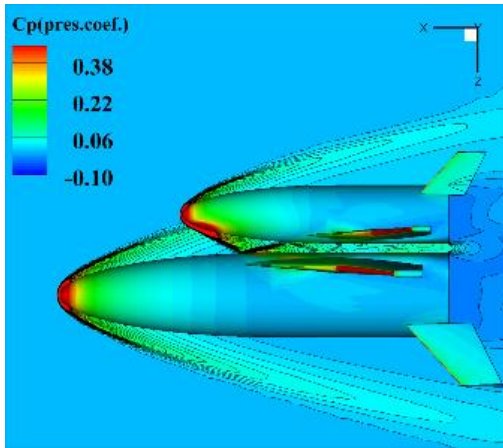


図 8 : マッハ数 6.0 の時の圧力場.

5.3 空力-飛行力学連成計算と背面飛行を行うブースター段の飛行特性評価

打ち上げにおいては図 8 に示すとおり、統合形態で垂直打ち上げ後、極超音速域で分離し、帰還用のエンジンを付加した Booster は背面飛行により方向転換させ、Fly-Back させる。本年度は、特に Booster の背面飛行状態からの回復性に着目して、空力-飛行力学計算を行い、運動特性の理解を試みた。空力は Navier-Stokes 計算に基づいて得た。本年度は、ピッチ角速度、迎角、機速の初期値による経路の傾向を観察した。(図 10) 結果として、分離時の状態によって、宙返りを行った後のフライバックを行いやすい状態があることなどが理解された。次年度以降は推力や空力舵面制御などの影響性を見るほか、着陸進入の飛行シミュレーションなどに応用する予定である。

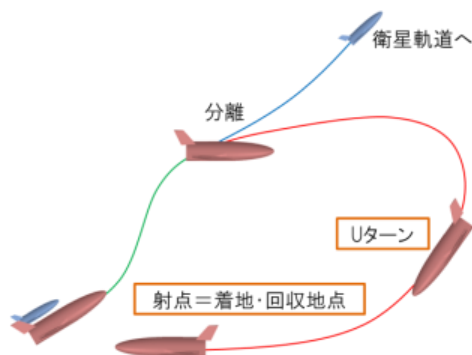
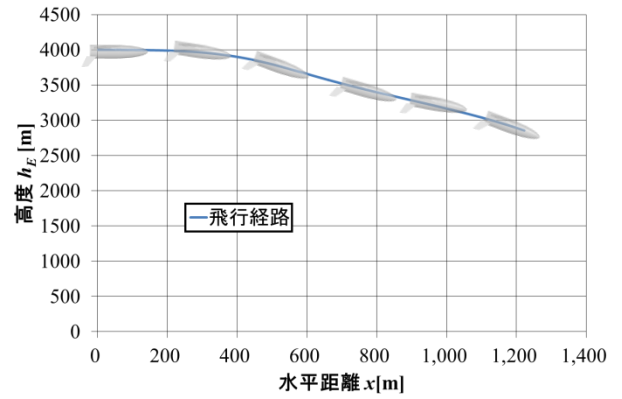
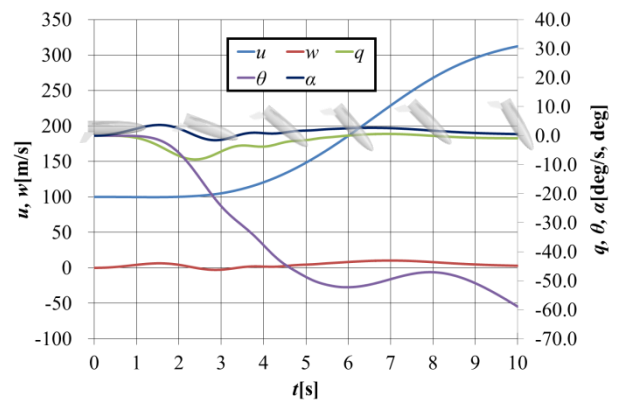


図 9 : Fly back 式による宇宙往還機打ち上げシーケンス.



(a)



(b)

図 10 : 分離時の初期ピッチ角速度が 0 であるときの Booster の飛行。(a)飛行経路, (b)水平方向速度(u), 鉛直方向速度(w), ピッチ速度(q), ピッチ角(θ), 迎角の時間変化(α).

5.4 推進系の最適設計

室蘭工大において開発を進めている進化型多目的最適化アルゴリズム SPLASH を用いてエンジンを複数持つハイブリッドロケットエンジンにおける到達高度と重量の関係について分析を行った。

その結果、図 11 に示すように重量と到達高度にはそれ以上重量を重くしても高度が上がらなくなる臨界点があり、エンジンの数が増えるほどその臨界点がより大きくなるなどが明らかとなった。

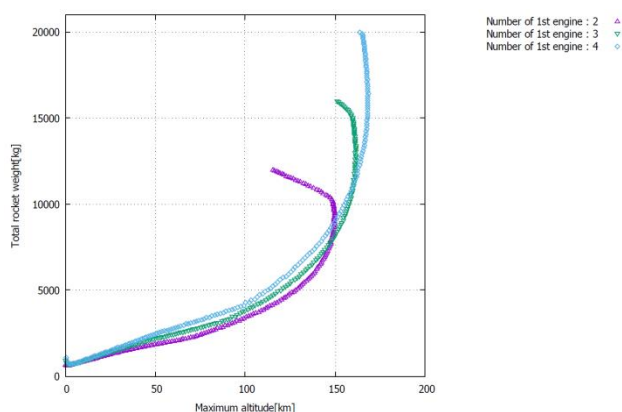


図 1 1 : 多目的最適化により得られた到達高度と重量の関係

5.5 大規模計算データの可視化

複数の数値流体力学計算結果から得られる流れ場の 3 次元比較可視化手法について改良と拡張を進めた。具体的には以下の 3 点について開発を進めている。

- 1) 流れ場の 3 次元比較可視化のための流線選択基準の再検討
- 2) 直交格子だけでなく非構造格子を入力対象とした 3 次元可視化
- 3) 仮想現実 (Virtual Reality) 環境での対話操作型の 3 次元可視化

また、多次元データ可視化手法の応用により、探索的最適化によって得られる設計空間での解集合を可視化する試みを続けている。具体的な事例として、火星探索航空機主翼とハイブリッドロケットの設計最適化における解集合の分布を可視化している。の研究のための多次元データ可視化手法の拡張として、散布図と平行座標法(Parallel Coordinate Plots)を適応的に併用する新しい可視化手法を開発している。

6. 今年度の進捗状況と今後の展望

2016 年度申請研究の中間報告とその後の研究において、①地球低軌道に到達できる有翼ロケットの概念検討と基礎概念の提示、②極超音速空力計算の確立とオービタ分離時の空力シミュレーション、③推進系設計法の確立、③飛行経路の設計

法の確立、④大域的最適化法と分析・可視化法の適用、を実施した。

①地球低軌道に到達できる有翼ロケットの概念検討と基礎概念の提示

詳細設計用の基礎概念提示のために、空力・エンジン・飛行・質量評価の多分野を融合し、逐次 2 次計画法などの最適化法による概念設計フレームワークを構築し、上昇補助用のブースタと軌道投入用のオービタを抱き合わせた形式の多段式有翼ロケットの概念設計を行った。その結果、図のように、ペイロード質量によってはブースタとオービタは全長を同程度とすることが望ましいことや、推進性能の点から、ブースタ段とオービタ段で異なるノズル膨張比が最適であることなどの結果を得た。一方で、機体は従来型の使い捨てロケットを上回る運用性能とはならないことも示唆されたため、将来型エンジン技術の適用が必要である。さらに、両段が同程度の大きさとなったために分離時の空力干渉の詳細検討を要するなどの課題も示された。

②極超音速空力計算の確立とオービタ分離時の空力シミュレーション

圧縮性空力計算コードを北大・名大各情報基盤センターに設置されているスーパーコンピュータを活用し、電通大において極超音速領域で安定的に解を得るために必要な計算格子形成法(住元, 他, 第 30 回数値流体力学シンポジウム, 2016 年 12 月)が検討された。さらに、首都大においてブースタ段分離が想定される速度域でのブースタ・オービタ間の空力干渉についての計算も実施された(岩藤, 他, 日本航空宇宙学会年会講演会, 2017 年 4 月)。結果として、極超音速領域では後方衝撃波の発生点付近の計算格子を密にしておく必要があること、ブースタ・オービタ間では迎角によって衝撃波干渉の様相が非線形的に変化し、ブースタ分離・離脱後のブースタ・オービタの運動も複雑となること(国際会議論文として投稿, 採択)が理解された。今後は推進系からの排気を含めた

シミュレーションや極超音速計算に適した計算スキームの選定に関する研究を進める予定である。

③飛行経路の設計法の確立

首都大において、6 自由度運動方程式と空力データベースに基づく空力-飛行力学計算手法を開発した。本手法は任意形状に用いることができるほか、予め用意した空力データベースから最尤推定法に寄って空力を予測するため、従来の手法に比べてはるかに高速な飛行経路計算が可能となった。本手法は有翼ロケットの検討に引き続き用いられるほか、未来型航空機や空港周辺環境を考慮した離着陸計画にも用いられる見込みであり、広範囲な技術的波及効果が期待される。

④大域的最適化法と分析・可視化法の適用

進化計算による推進系の大域的設計を実施した。エンジンは複数のハイブリッドロケットエンジンを想定し、首都大で開発した手法によりそれぞれのクラス基数とエンジンサイズを評価し、室工大で開発した手法により最適化したうえで全相関ルールを抽出・可視化する枠組みを構築した。北大情報基盤センターアカデミッククラウドシステム上での試行の結果より、2 基エンジンが優位であることなどが議論された。今後は、①での結果に対応し、エアロスパイクエンジンを想定して同様の検討を行う。設計情報の可視化法として、室工大で大域的探索解集合からその結果全体から全相関ルールを抽出する手法、お茶大で平行座標表示 (PCP) と多次元尺度構成法 (MDS) を組み合わせたツールが開発された。また、大規模な空力計算結果に対しては、流線自動選択法と流線の形状に基づく分析法によって、実際の流れの理解に応用された。

7. 研究成果リスト

(1) 学術論文

1. Othama, N., and Kanazaki, M., "Development of Multiobjective Trajectory-Optimization Method

and Its Application to Improve Aircraft Landing," *Aerospace Science & Technology*, Elsevier, Vol. 58, pp. 166–177, November, 2016.

(2) 国際会議プロシーディングス

1. Watanabe, A., Itoh, T., Kanazaki, M., and Chiba, K., "Multidimensional Data Visualization for Airplane Design Optimization," *IEEE International Symposium on Big Data Visual Analytics*, Sydney, Australia, 22-25 November, 2016.
2. Kanazaki, M. and Othman, N., "Time-Series Optimization Methodology and Knowledge Discovery of Descend Trajectory for Civil Aircraft," *IEEE Computational Intelligence Society (CIS), IEEE World Congress on Computational Intelligence*, Vancouver, Canada, 24-29 July 2016.

会議発表(口頭, ポスター等)

1. 藤川貴弘, 米本浩一, "有翼ロケット WIRES の現状と今後", 第 59 回宇宙科学技術連合講演会, 2016.
2. S. Sawada, T. Itoh, T. Misaka, S. Obayashi, Streamline Selection for Comparative Visualization of 3D Fluid Simulation Results, *IEEE International Symposium on Big Data Visual Analytics (BDVA)*, Poster Session, 2016.
3. 澤田, 伊藤, 三坂, 大林, 迎え角が異なるケースにおけるデルタ翼の CFD 結果比較可視化, 日本航空宇宙学会 47 期年会講演会, 1C1, 2016.
4. 渡邊, 伊藤, 金崎, 航空機設計最適化のための多次元データ可視化, 日本航空宇宙学会 47 期年会講演会, 2C2, 2016.
5. 澤田, 伊藤, 三坂, 大林, VR 空間における流体シミュレーション結果比較可視化のための流線選択, 第 9 回データ工学と情報マネジメントに関するフォーラム (DEIM), I1-4, 2017.
6. 渡邊, 伊藤, 金崎, 千葉, 航空宇宙機設計のための多次元可視化手法に対する一提案, 第 9

回データ工学と情報マネジメントに関するフ
ォーラム(DEIM), B7-1, 2017.

(3) その他（特許，プレス発表，著書等）