

令和 2 年 6 月 23 日現在

機関番号：32660

研究種目：若手研究(B)

研究期間：2017～2019

課題番号：17K14877

研究課題名(和文) 不確かさの影響下における軌道成立確率を導入した多目的最適化手法の研究

研究課題名(英文) Study on Multi-Objective Optimization Methodology Considering Trajectory Feasibility under Uncertainties

研究代表者

藤川 貴弘 (Fujikawa, Takahiro)

東京理科大学・理工学部機械工学科・助教

研究者番号：40781795

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 3,400,000円

研究成果の概要(和文)：スペースプレーンのシステム設計に関して、設計解析や飛行中の風の不確かさを考慮しつつ、機体設計と飛行軌道を統合的に最適化する手法を開発した。解の大域探索性能に優れる多目的進化計算手法と、局所探索性能の高い非線形計画法から成る2重ループ構造の手法により、所望のミッションを遂行するための飛行軌道が成立する確率を信頼性評価法により効率的に計算しつつ、機体質量の最小化と軌道成立確率の最大化を目的関数とする多目的最適化を行う。本研究の成果により、性能不足(軌道不成立)に起因する設計の手戻りが発生しないための定量的かつ必要十分な性能余裕を確保しつつ、システム設計最適化を実施することが可能になる。

研究成果の学術的意義や社会的意義

スペースプレーンのシステム設計最適化に関する研究は多く行われてきたが、不確かさを考慮した最適化は、その高い計算コストが障害となっていた。この課題を解決すべく、不確かさの影響で軌道不成立となる条件の周辺を重点的に解析しつつ信頼性評価法により軌道成立確率を計算する手順を組み込んだ、2重ループ構造の最適化手法を開発したことが、本研究の学術的な特色である。本研究の意義は、軌道成立確率の定量的評価に基づいた性能余裕のもと機体設計と飛行軌道を統合的に最適化することが可能になることである。その成果は、宇宙空間への安全かつ安価な物資・人員輸送を実現するスペースプレーンの設計開発に活用されることが期待される。

研究成果の概要(英文)：This study developed a system optimization methodology for a spaceplane considering the feasibility of its mission trajectory under various uncertainties in design analyses and wind field during flight. Vehicle design and a flight trajectory are optimized in an integrated manner using a nested hybrid optimization technique consisting of a multi-objective evolutionary algorithm and a nonlinear programming method. The probability that a feasible trajectory for carrying out a requested mission exists under uncertainties is efficiently evaluated via a reliability method, and its maximization is pursued in addition to the minimization of vehicle gross mass. This multi-objective optimization makes it possible to reveal a design solution with the performance margin just enough to avoid potential performance deficiencies in subsequent development phases.

研究分野：航空宇宙工学

キーワード：システム最適化 スペースプレーン 多目的最適化 軌道最適化 信頼性評価法 不確かさ 再使用型宇宙輸送システム 複合領域最適化

様式 C-19、F-19-1、Z-19（共通）

1. 研究開始当初の背景

宇宙開発の更なる拡大・商業化のためには、宇宙輸送機に対して運用性や信頼性の向上ならびに大幅なコスト削減が必要である。そのために次世代の宇宙輸送機に要求される再使用性や高頻度運用性、緊急時アポート性能という観点からは、打ち上げ後に機体が射場に直接帰還し水平着陸できるように主翼を有するスペースプレーンこそが宇宙輸送システムの理想形である。スペースプレーンの実現に向けて、エンジン、空力、材料、構造、誘導制御といった要素技術と共に必要とされているのが、それらを統合した機体システムレベルの解析・設計技術である。スペースプレーンの設計では機体設計と飛行軌道設計の連成問題を解かなければならず、通常の航空機やロケットとは異なり、システム設計の手法が確立していない。

そのため近年では、各設計領域（機体形状、空力、構造、エンジン、推進系、耐熱システム、飛行軌道など）の数値解析モデルと最適化手法を組み合わせ、機体と飛行軌道を統合的に最適に設計する複合領域最適化の研究が行われている[1]。航空宇宙システムの設計においては、最終的に完成した機体が、要求ミッションを遂行するための飛行軌道を実現する性能を有する必要がある、設計フェーズに応じて性能のマージン（余裕）が設定される。スペースプレーンは新規性の高い機体であるため、設計解析や機体運用に大きな不確かさが存在するものの、複合領域最適化の先行研究は、不確かさを無視するか、ただ一律の性能余裕を確保した上で、設計を実施するものであった。重量成立性が厳しいスペースプレーンにおいては、不確かさの軌道成立性への影響を定量的に評価し、それに基づき必要十分な性能余裕が反映された設計解を得られるような最適設計法が必要である。

2. 研究の目的

(1) 不確かさの軌道成立性への影響を考慮した最適設計法の開発

不確かさのうち、設計解析の誤算と運用時の風速場を考慮しつつ、スペースプレーンの機体設計と上昇・帰還軌道を統合的に最適化する手法を開発する。ミッションを達成し帰還する軌道が不確かさの影響下で成立する確率を評価しつつ設計解を探索する。所望のミッションのもと、機体の全備質量の最小化と軌道成立確率の最大化を目的関数とする多目的最適化を行い、目的関数間のトレードオフ感度を明らかにする。これにより、機体開発の各フェーズ（概念検討、概念設計、基本設計、詳細設計）において、以降のフェーズで性能不足（軌道不成立）に起因する設計の手戻りが発生しないための必要十分な余裕を有する設計解を得ることが可能になる。

(2) スペースプレーンのシステム設計への適用

単段式サブオービタルスペースプレーンや、2段式スペースプレーンのシステム設計を(1)で構築した手法を用いて実施することで、2020年代において目指すべき再使用型宇宙輸送システムの設計解とその技術課題を明らかにする。

3. 研究の方法

(1) 不確かさを考慮した最適設計手法の開発

不確かさを考慮した最適化問題に対しては、モンテカルロ法を筆頭にサンプリングベースの手法が盛んに適用されているが、必要な計算量が多いという欠点がある。サンプリングベースの手法を用いると、飛行軌道のみ最適化の場合でも計算時間が数時間に及ぶ[2]ため、スペースプレーンの機体・軌道の統合的最適化に拡張すると現実的な時間では解けなくなってしまうという課題があった。これを解決するために、軌道成立確率の効率的な計算法と、そのシステム最適化解析への有効な統合法の開発が必要である。

(2) スペースプレーン設計問題の数値解析モデルの実装

機体形状の3次元メッシュ生成、空力解析、機体質量特性解析、エンジン解析、飛行軌道解析などの各設計領域の数値モデルを構築する。統計的推算式や簡易解析を実装するとともに、高精度解析の採用や、各設計領域の詳細設計結果のモデルへの反映も試みる。数値解析モデルの一部と詳細設計結果は、共同研究を実施している航空宇宙重工メーカーから提供を受ける。

(3) 不確かさ（確率分布とそのパラメータ）の定量化

(2)で実装した設計解析モデルの精度を、統計的推算式や簡易解析、高精度解析、実験、設計実績、の間の比較を行うことで推定する。また、飛行中の風の不確かさに関しては、気象庁が公表している過去の風観測データを用いて、風速・風向の確率的モデルを作成する。

(4) スペースプレーンの最適設計

ロケットエンジン搭載型のスペースプレーンに対して、(1)～(3)で開発した最適設計法を適用し、不確かさの影響下でも高い確率で軌道が成立しミッションが達成されるために必要な機体規模や技術課題を明らかにする。得られた設計解に対しては、JAXAや航空宇宙重工メーカーの研究者・技術者からレビューを受ける。

4. 研究成果

(1) 不確かさを考慮した最適設計手法の開発
 信頼性評価法を組み込んだ、進化計算と非線形計画法の複合型多目的最適化手法を開発した(図1)。黒塗りの四角で示されている設計解析モデルについては後述する。2重ループ構造の外側ループでは、解の大域探索性能に優れ離散変数も扱える多目的進化計算手法(本研究では、探索効率の高い MOEA/D-DE[3]を採用)によって機体設計に関する変数を最適化する。機体全備質量を最小化させると共に、所望のミッションを達成する軌道の成立確率を最大化させるような設計解を求める。外側ループで指定、解析された機体設計のもと、内側ループでは推進剤消費量を最小化すべく、局所探索性能に優れた非線形計画法である SQP 法[4]および内点法[5]により機体の上昇・帰還軌道を最適化する。

内側ループにおいては、不確かさを有する量の値を変化させつつ軌道の最適化を繰り返し行う。そして、機体帰還時の使用可能推進剤残量が0以上である確率として、軌道成立確率を信頼性評価法により算出する。この信頼性評価においては、軌道不成立となる条件の周辺を重点的に評価しつつ、軌道成立/不成立の境界である限界状態曲面を、応答曲面法を用いて作成した上で、幅広い適用範囲と高い精度を有する IFFT 法[6]により軌道成立確率を計算することで、計算効率の向上を達成している。

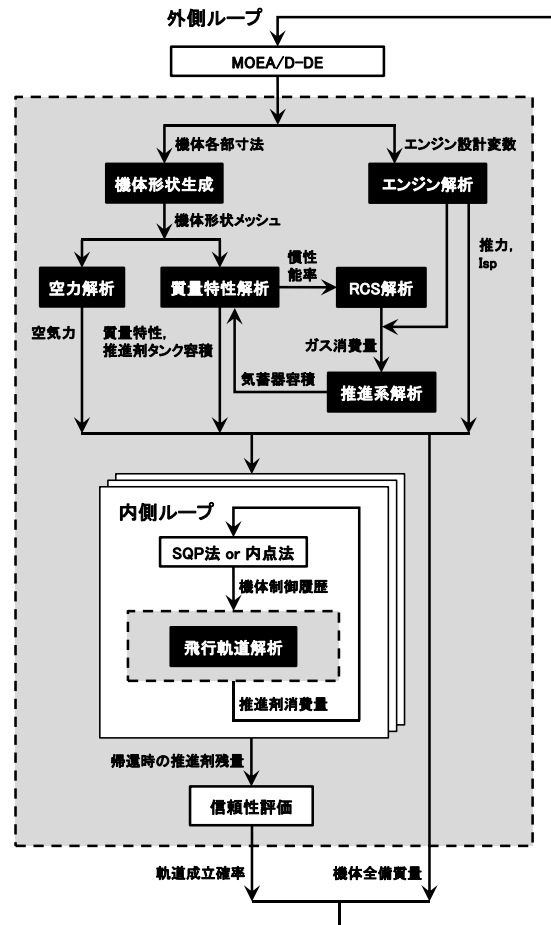


図1 不確かさの影響下での軌道成立確率を導入したスペースプレーンの最適設計法

(2) 数値解析モデルの実装

機体の3次元形状定義、幾何学的解析、および表面格子データ生成には、オープンソースソフトウェアである OpenVSP[7]を採用し、その制御スクリプトを作成した。空気解析に関しては、非構造格子を扱える高速なパネルコードを開発し、風洞試験結果との比較で十分な精度を有していることを確認した。また、RANS CFD 解析ソフトウェアである JAXA の FaSTAR を導入し、その自動実行と収束判定のためのスクリプトを作成した。機体質量特性の解析には、統計的推算式である HASA[8]をベースに用いつつ、設計フェーズが進んで機体構造や装備品の設計結果が得られるようになった後には、それをモデルに反映した。エンジン性能解析には、化学平衡計算コード CEA[9]を実装するとともに、ロケットエンジンメーカーから開発中のエンジンのデータ提供を受けた。また、特性曲線法を改良したエアロスパイクエンジン解析モデルを開発し、その妥当性を実験データとの比較やエンジン単体での多目的設計最適化によって検証した。飛行軌道解析には、地球の丸みと自転を考慮した3次元の飛行軌道運動モデルを用いた。少ない計算量で高精度な軌道最適化を行うために、Legendre-Gauss-Radau 擬スペクトル法[10]を利用した。さらに、制御変数の不要な振動を抑えるための L2 ノルムに基づくペナルティを、計算負荷の増大なく課すことのできる軌道最適化手法を新しく開発した。また、コールドガス RCS の設計解析モデルや、推進系のガス消費量計算と気蓄器サイジングのためのモデルも新規に実装した。

(3) 不確かさ(確率分布とそのパラメータ)の定量化

空気特性に関しては、揚力係数と抗力係数が独立に正規分布に従って変動するものとし、その分散はパネルコード、複数の RANS CFD, 風洞試験の結果を比較することで設定した。機体質量特性については、機体乾燥質量を正規分布に従う変動量とし、航空宇宙機の各設計フェーズで経験的に設定されている質量マージンを参考にその分散を決定した。エンジン性能は、「燃焼圧、推進剤混合比、および C*効率」もしくはその結果得られる「推力および比推力」が正規分布に従って変動するものとして、ロケットエンジンメーカーからの助言に基づき、その分散を定めた。

打上げ運用中の風速場の不確かさの定量化のために、気象庁が公表している各高度における風速と風向の観測データを過去5年間にわたって取得し、その主成分分析を行った。得られた第1、第2主成分の強度が独立な正規分布にしたがって変動するものと近似することで、高度間で相関を持つ風速・風向の確率分布モデルを構築した。

(4) スペースプレーンの最適設計

まず、不確かさの影響下での軌道成立確率を目的関数に加える前の予備解析として、部分再利用型2段式スペースプレーンと単段式有人サブオービタルスペースプレーンを対象として、機

体形状、エンジン設計、および飛行軌道の統合的な多目的最適設計を実施した。特に、2 段式スペースプレーンへの適用研究では、(1)で開発した最適化手法において、軌道成立確率の信頼性評価に必要な軌道最適化の反復実行の代わりに、衛星打ち上げと高高度飛行という2つのミッションでの軌道最適化をそれぞれ行うことで、複数のミッションに適用可能な多用途機のシステム設計を実現した。衛星打ち上げ形態の全備質量最小化と高高度飛行形態の到達高度最大化を目的関数とした多目的最適化の結果、図2のような多様性の高い設計解群が得られ、最適化手法の有効性を確認できた。

次に、(1)~(3)の成果を統合し、単段式無人サブオービタルスペースプレーンに対して、不確かさを考慮したシステム最適設計を実施した。本機体は、大学発ベンチャー企業の主導のもと産官学連携体制で設計開発が進められており、2019年度末時点では基本設計のフェーズにある。目的関数は、機体全備質量の最小化と高度120km到達軌道の成立確率の最大化とした。ワークステーション4台で並列計算環境を構築し計算を実行したところ、5日程度で良好な設計解群が得られた。これにより、現在の設計フェーズにおけるミッション遂行性能達成確率と機体規模の間のトレードオフ感度を明らかにすることができ、ミッション成立のための必要十分な性能余裕を確保した設計開発が可能になる。

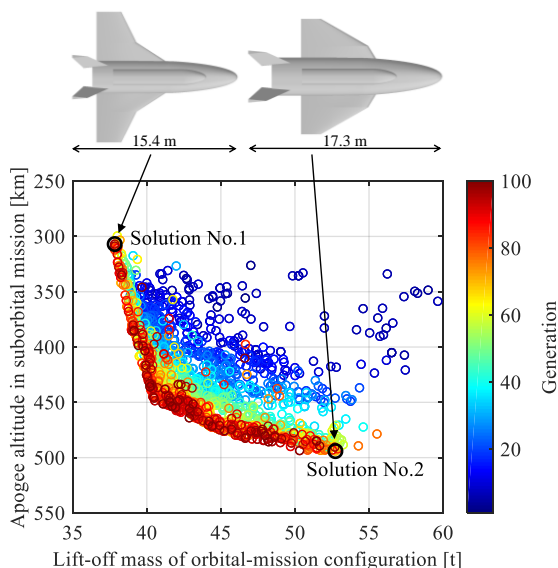


図2 2 段式スペースプレーンの多目的最適化結果

<引用文献>

- [1] Dufour, R., et al.: Trajectory Driven Multidisciplinary Design Optimization of a Sub-Orbital Spaceplane Using Non-Stationary Gaussian Process, *Struct. Multidiscipl. Optim.*, Vol. 52, 2015, pp. 755–771.
- [2] Li, X., et al.: Aircraft Robust Trajectory Optimization Using Nonintrusive Polynomial Chaos, *J. Aircraft*, Vol. 51, 2014, pp. 1592–1603.
- [3] Li, H. and Zhang, Q.: Multiobjective Optimization Problems with Complicated Pareto Sets, MOEA/D and NSGA-II, *IEEE Trans. Evol. Comput.*, Vol. 13, 2009, pp. 284–302.
- [4] Gill, P. E., Murray, W., and Saunders, M. A.: SNOPT: An SQP Algorithm for Large-Scale Constrained Optimization, *SIAM Review*, Vol. 47, 2005, pp. 99–131.
- [5] Wachter, A. and Biegler, L. T.: On the Implementation of a Primal-Dual Interior Point Filter Line Search Algorithm for Large-Scale Nonlinear Programming, *Math. Program.*, Vol. 106, 2006, pp. 25–57.
- [6] Zhao, Y.-G. and Ono, T.: New Approximations for SORM: Part 2, *J. Eng. Mech.*, Vol. 125, 1999, pp. 86–93.
- [7] OpenVSP, <http://www.openvsp.org/> (accessed June 10, 2020).
- [8] Harloff, G. J. and Berkowitz, B. M.: HASA: Hypersonic Aerospace Sizing Analysis for the Preliminary Design of Aerospace Vehicles, NASA CR-182226, 1988.
- [9] Gordon, S. and McBride, B. J.: Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, Part I. Analysis, NASA RP-1311, 1994.
- [10] Garg, D., et al.: A Unified Framework for the Numerical Solution of Optimal Control Problems Using Pseudospectral Methods, *Automatica*, Vol. 46, 2010, pp. 1843–1851.

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計3件（うち査読付論文 2件／うち国際共著 0件／うちオープンアクセス 1件）

1. 著者名 Takahiro Fujikawa and Koichi Yonemoto	4. 巻 -
2. 論文標題 Multidisciplinary Design Optimization of Winged Suborbital Vehicles Considering Multiple Mission Trajectories	5. 発行年 2020年
3. 雑誌名 Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan	6. 最初と最後の頁 -
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） なし	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

1. 著者名 藤川貴弘	4. 巻 66
2. 論文標題 複合領域設計最適化とその宇宙往還機概念設計への適用事例	5. 発行年 2018年
3. 雑誌名 日本航空宇宙学会誌	6. 最初と最後の頁 361-368
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） https://doi.org/10.14822/kjsass.66.12_361	査読の有無 無
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

1. 著者名 藤川貴弘，照井勇輔，渡邊真也，米本浩一	4. 巻 9
2. 論文標題 リニアエアロスバイクエンジンの多目的設計最適化	5. 発行年 2018年
3. 雑誌名 進化計算学会論文誌	6. 最初と最後の頁 61-74
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） https://doi.org/10.11394/tjpnsec.9.61	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスとしている（また、その予定である）	国際共著 -

〔学会発表〕 計7件（うち招待講演 0件／うち国際学会 3件）

1. 発表者名 Takahiro Fujikawa and Koichi Yonemoto
2. 発表標題 Multidisciplinary Design Optimization of Winged Suborbital Vehicles Considering Multiple Mission Trajectories
3. 学会等名 32nd International Symposium on Space Technology and Science（国際学会）
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 Koichi Yonemoto and Takahiro Fujikawa
2. 発表標題 Preliminary Design of Suborbital Spaceplane with LNG Engines by a Japanese University Start-up with the Partnership of Industries
3. 学会等名 70th International Astronautical Congress (国際学会)
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 藤川貴弘, 米本浩一
2. 発表標題 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検討
3. 学会等名 第62回 宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2018年

1. 発表者名 高橋瞳子, 藤川貴弘, 米本浩一
2. 発表標題 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
3. 学会等名 日本機械学会九州支部 第72期 総会・講演会
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 一ノ宮浩祐, 藤川貴弘, 米本浩一
2. 発表標題 サブオービタル有翼ロケットの概念設計最適化問題における初期解生成法
3. 学会等名 日本機械学会九州支部 第72期 総会・講演会
4. 発表年 2019年

1. 発表者名 Takahiro Fujikawa and Koichi Yonemoto
2. 発表標題 Conceptual Design Optimization of Several Types of Fully Reusable Winged Launch Vehicles
3. 学会等名 31st International Symposium on Space Technology and Science (国際学会)
4. 発表年 2017年

1. 発表者名 藤川貴弘, 照井勇輔, 渡邊真也, 米本浩一
2. 発表標題 リニア型エアロスパイクロケットエンジンの多目的設計最適化
3. 学会等名 進化計算シンポジウム2017
4. 発表年 2017年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

-

6. 研究組織

	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
--	---------------------------	-----------------------	----