設計情報学を用いた
ハイブリッドロケットエンジン搭載単段式宇宙輸送機概念設計千葉 一永^{*1}, 渡邊 真也^{*2}, 金崎 雅博^{*3}, 北川 幸樹^{*4}, 嶋田 徹^{*5}Conceptual design of single-stage launch vehicle with hybrid rocket engine
using design informaticsKazuhisa CHIBA^{*1}, Shin'ya WATANABE^{*2}, Masahiro KANAZAKI^{*3},
Koki KITAGAWA^{*4} and Toru SHIMADA^{*5}^{*1} Graduate School of Engineering, Hokkaido University of Science
7-15-4-1, Maeda, Teine, Sapporo 006-8585, Japan^{*2} College of Information and Systems, Muroran Institute of Technology
27-1, Mizumoto-cho, Muroran 050-8585, Japan^{*3} Graduate School of System Design, Tokyo Metropolitan University
6-6, Asahigaoka, Hino, Tokyo 191-0065, Japan^{*4,*5} Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency
3-1-1, Yoshinodai, Chuo, Sagami-hara 252-5210, Japan

Received 12 May 2014

Abstract

A single-stage launch vehicle with hybrid rocket engine has been conceptually designed by using design informatics, which has three points of view, i.e., problem definition, optimization, and data mining. The primary objective of the present design is that the down range and the duration time in the lower thermosphere are sufficiently obtained for the aurora scientific observation, whereas the initial gross weight is held down to the extent possible. The multidisciplinary design optimization was performed by using a hybrid evolutionary computation. Data mining was also implemented by using a self-organizing map and the stratum-type association analysis. Polypropylene and liquid oxygen with swirling flow are adopted as solid fuel and liquid oxidizer, respectively. The condition of single-time ignition is assumed in flight sequence. Consequently, the design information regarding the tradeoffs and the implication of the design variables for the objective functions has been obtained in order to quantitatively differentiate the advantage of hybrid rocket engine.

Key words : Design informatics, Evolutionary computation, Data mining, Single-stage launch vehicle for scientific observation, Hybrid rocket engine using solid fuel and liquid oxidizer

1. 序 論

多段式ロケットがペイロードの軌道投入を目的とする一方、単段式ロケットは主に科学観測や高高度無重力環境実験を目的とした機体として研究開発および運用が行われてきた。宇宙航空研究開発機構 (JAXA; Japan Aerospace Exploration Agency) 宇宙科学研究所 (ISAS; Institute of Space and Astronautical Science) ではこれまで K (Kappa), L (Lambda), および M (Mu) シリーズ固体ロケットが開発運用されてきた。2008 年の M-V 引退を受け、さらなる宇宙理学研究推進のため、より低コストかつ効率的運用が可能なロケットが望まれている。実際、低コストかつ効

No.14-00245 [DOI: 10.1299/transjsme.2014trans0287]

^{*1} 正員, 北海道科学大学大学院工学研究科 (〒 006-8585 札幌市手稲区前田 7-15-4-1)^{*2} 室蘭工業大学大学院しくみ情報系領域 (〒 050-8585 北海道室蘭市水元町 27-1)^{*3} 正員, 首都大学東京大学院システムデザイン研究科 (〒 191-0065 東京都日野市旭が丘 6-6)^{*4} 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所 (〒 252-5210 相模原市中央区由野台 3-1-1)^{*5} 正員, 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所

E-mail of corresponding author: kazchiba@hus.ac.jp

率的運用を目指した E (Epsilon) ロケットが 2013 年 9 月に新たに運用を開始した。一方で、固体燃料ロケットとは一線を画す革新技術として、固体燃料と液体酸化剤とを用いたハイブリッドロケットエンジンを搭載した宇宙輸送機が近年注目され、欧米を中心に研究開発が進められつつある (Karabeyoglu, 13, Simurda, 13)。そこで本研究では、ハイブリッドロケットエンジンを搭載した次期単段式宇宙輸送機開発のため、概念設計を担う。単段式と多段式で用いるハイブリッドロケットエンジン技術は相補関係にあり、単段式ハイブリッドロケットで解明された基礎物理は多段式機体にもフィードバックされる。ハイブリッドロケットエンジンは、現在使用されている純固体/純液体ロケットエンジンと比べ、安全性、コスト、および環境適合性の観点から優位性がある (Karabeyoglu, 02, Nakagawa, 11)。特にハイブリッドロケットエンジンならではの利点として複数回燃焼 (Saraniero, 73) の実現は特筆すべきである。一方で、ハイブリッドロケットエンジンは乱流境界層燃焼による固体燃料部の燃料後退速度の低さに欠点がある。そのため、予混合燃焼が可能な純固体/純液体ロケットに比べ一般的に推力に劣る (Karabeyoglu, 02, Karabeyoglu, 04)。また、燃料と酸化剤の混合比が時間変動するため、推力が不安定になる。これらの欠点を克服するために、多分野に渡る設計要求を考慮した設計を実施し、いかなる設計変数が設計要求に対していかなる影響性を持つかを理解することが望まれる。さらに、実問題での問題定義の困難さゆえに最適化に内包しにくい生産的、市場的要素等を付加的に考慮する際にもすべからず対応すべく、網羅的な設計情報が望まれる。そのため、設計情報 (Chiba, 12) を獲得し、設計空間を余すところ無く理解すべきである。

設計情報学は実問題を扱う上で極めて重要な考え方である。最適設計問題を解く際、工学的に多岐に渡った設計要求の考慮が重要 (Arias-Montano, 12) だが、不可欠な過程は設計空間に潜む設計情報を獲得することにこそある。多目的最適化により得られた結果は、トレードオフゆえに唯一解ではなく最適解集合になる。解候補を絞るための情報が無ければ、多数の最適解を提示されても設計者には情報過多である。一方で、多目的最適化で得られた最適解集合はデータマイニングに対する仮想的データベースと見なすことも可能である。この仮想的データベースにマイニングを施すことで設計空間の構造化と可視化を行い、設計情報を理解する。このアプローチを設計情報学として提案した (Chiba, 12)。設計情報学的アプローチの目標は革新的設計を実現するための、設計者への能動的発想支援である。設計情報学は三本柱、すなわち、1) 問題定義、2) 最適化、および 3) データマイニング、で成立する。設計問題は目的関数、設計変数、および制約条件で成立し、背景となる物理を考慮した上で数ヶ月という時間をかけて厳密に定義される。問題定義は、設計空間の質に直接的に影響するため最も重要な過程である (本来考慮する必要のない物理や既知の設計情報が内包された冗長な目的関数空間・設計変数空間は、不要な探索およびマイニングを行うことになり、質の低い設計空間と見なせる)。この後、最適化を実行し仮想的データベースを構築する。このデータベースにマイニングを施し設計情報を詳らかにする。マイニング結果は次の設計段階に対して、また設計問題再定義の材料として有益な情報である。

本研究では、固体燃料液体酸化剤を用いたハイブリッドロケットエンジンを搭載したオーロラ科学観測用単段式宇宙輸送機概念設計を、設計情報学を用いて実施する。最終的に、段階毎に獲得される本概念設計結果の中で、複数回燃焼を伴うハイブリッドロケットエンジンの理学ミッションにおける運用面での優位性を定量的に提示する。同時に、本研究で想定する燃焼方式でのハイブリッドロケット実現のための基礎物理の解明を目的とする。第一段階として、現在の固体燃料ロケットと同様の単一燃焼条件下でハイブリッドロケット最適化問題を定義し、設計情報を収集する。本研究は第一段階に相当する。なお、第二段階として、ハイブリッドロケット性能に重要な要素である燃料後退速度の影響を明らかにすべく、ハイブリッドロケットに対する固体燃料種の影響性を明らかにする。第三段階として、ハイブリッドロケットの重要な利点である複数回燃焼 (Saraniero, 73) を考慮した飛翔形態問題を実施し、ハイブリッドロケットの優位性を定量的に明らかにする。また、ハイブリッドロケット実機開発に繋げ、宇宙理学発展に資するものとする。

2. 設 計 情 報 学

問題を定義した後、設計情報学は最適化とデータマイニングを行う。本研究では、最適化手法として進化計算を用いる。Kriging モデルをはじめとした近似手法も最適化手法として利用可能だが、設計変数が多数ある問題では、応答局面の精度確保に多くのアップデートを要し、時間的側面から不適であるため、本研究では用いない。多目的問題に対して収束性や多様性の面で効率的に実行、実計算時間の抑制が期待される進化計算を選択する。本研究で

用いる進化計算は、図 1 に示すように、差分進化 (DE; Differential Evolution) と遺伝的アルゴリズム (GA; Genetic Algorithm) のハイブリッド手法 (Chiba, 13) である。さらに、定義された設計空間の設計情報 (Chiba, 08) を獲得すべく、本研究では自己組織化マップ (SOM; Self-Organizing Map) (Kohonen, 95, Deboeck, 98) および階層型相関分析 (Watanabe, 14) をデータマイニング手法として用いる。

2.1 ハイブリッド進化計算

本研究では DE と GA とのハイブリッド手法を用いる。これは、少ない集団サイズ、少ない世代数の下で、目的関数にノイズの入る問題に対して収束性や多様性に優れ、かつノイズに対する頑健性を持つ (Chiba, 13)。はじめに初期集団をランダムに発生させ、各個体に対して目的関数評価を行う。集団サイズは DE と GA とに均等配分させる (均等配分である必要はないが、本研究では、数学問題を用いた性能評価と同条件 (Chiba, 13) の、全世代均等配分とした)。DE と GA とでそれぞれ新たに生成された次世代個体は統合され、そのうち非劣解はアーカイブに蓄積される。本進化ハイブリッド計算では、このアーカイブのみが DE と GA とで親個体候補として共有され、それ以外の操作は全て独立に実行される。

本最適化手法は実数コーディング型である。GA は実数型 NSGA-II (the elitist nondominated sorting genetic algorithm) (Deb, 02) を基に、解の多様性を向上させるべく幾つかの拡張が施されている。各個体の適合度評価には Fonseca の Pareto ランキング (Fonseca, 93) と混雑度距離 (Deb, 02) が、親選択には SUS (stochastic universal sampling) (Baker, 85) がそれぞれ用いられる。交叉は 100%行われ、収束性と多様性、およびノイズに対する頑健性から PCABLX (principal component analysis blended crossover- α) (Takahashi, 01) と CIX (confidence interval based crossover using L_2 norm) (Hervas-Martinez, 02) が交叉法として選択される (Chiba, 13)。各交叉法に対し、GA の受け持つ集団数をさらに均等分配する。DE には、DE/rand/1/bin スキームを多目的問題に拡張した修正法 (Robic, 05) が使用される。スケールファクタ F は 0.5 で与えられる。突然変異率は、設計変数数の逆数で一定に与えられる。世代交代には 2 世代エリート戦略の一つである Best- N 選択 (Deb, 02) を用いる。本進化計算では、20 世代毎に全設計変数に対して領域適合操作 (Sasaki, 05) が施されることで探索性能の効率性を向上させる。

2.2 データマイニング手法

2.2.1 SOM

第一義的なマイニングの目的は大域的設計情報獲得にあるため、SOM を選択する。SOM は設計空間全体に対する大域的設計情報を抽出することが示唆されている (Chiba, 08)。SOM の特筆すべき特徴は、獲得設計情報の定性表現の生成である。SOM の利点は、2 次元面上に投影された多次元データの直観的彩色可視化にあり、あたか

Fig. 1 The flowchart of the present hybrid evolutionary computation.

もデータを俯瞰する構図となる。結果として、SOM は目的関数間のトレードオフや、目的関数に影響性を持つ設計変数を詳らかにすると同時に、設計変数の影響の方向性までも直観的に明らかにする。さらに、個体の持ついかなるデータをも彩色可能なため、個体の持つ全ての変数間の相関を可視化することができる。一方で、SOM は一つの変数に対し一枚の彩色図を描くため、目的関数や設計変数の数が多くなればなる程彩色図の枚数が増大し、重要な設計変数の見落としの生ずる可能性がある。しかし、本研究では、目的関数と設計変数の総数が高々10に過ぎず、SOM のみで十分である。本研究では、市販ソフトである Viscovery[®] SOMine 4.0 plus (Eudaptics, GmbH) が用いられる。SOMine で生成される SOM の一意性は、Kohonen の Batch SOM アルゴリズムと weight vector の導入により数学的に保証される (Kohonen, 95, Deboeck, 98)。

2.2.2 階層型相関分析

相関分析の一種である rough set theory (Pawlak, 82) に基づき、非劣解群を細分化する新たな手法 (Watanabe, 14) を適用する。これは、Shneiderman の提案した情報可視化の設計方針である、“over first, zoom and filter, then details on demand” (Shneiderman, 98) に沿った新たな方法である。以前は、獲得した相関ルールに直接物理的解釈を行う方法を用いた (Chiba, 08) が、本手法は、獲得相関ルール同士をクラスタ化することで多粒度分析する。SOM では、非劣解全体に対する大局的設計情報を観察する。他方、本手法では、獲得した相関ルール間の類似性によるクラスタ化ではなく、全相関ルールに含まれる設計変数および目的関数を抽出し、それらの組み合わせ条件部もしくは結論部に持つ相関ルールを探索し、グループ化すると同時に階層化する。単に機械的に獲得されたルールのため、物理的解釈が困難であった rough set theory に対して、本アルゴリズムにより、各グループの物理的意味が明瞭になり、大局的から局所的まで非劣解群を階層化できる。可視化には、以下の手順を踏む。1) 最小支持度に従い抽出された相関ルールの条件部および結論部に出現する要素の全組み合わせを生成し、グループ化する、2) 階層深度を要素の数で定義し、樹形図化する、3) 全要素に当てはまる非劣解を各グループに配置する。はじめに要素のグループを作成するため、当てはまる非劣解が存在しないグループも発生する可能性がある。

3. 問題定義

ペイロード室、酸化剤タンク、燃焼室、およびノズルで構成される単純な単段式ハイブリッドロケット (Kosugi, 11) の概念設計問題が定義される。本研究では、オーロラ科学観測用単段式ハイブリッドロケットに焦点を合わせる。これは、ISAS が 2009 年に行ったオーロラ観測で新たな科学的知見を得たことにより、一層の観測が渴望されている学問領域のためである。加えて、単段式ハイブリッドロケット問題は、単純な構成であるため、ハイブリッドロケットエンジンに関する基礎物理解明と設計問題定義の修正に適合する。

3.1 目的関数

本問題では 3 つの目的関数が定義される。第 1 目的関数は、下部熱圏 (高度 90 [km] から 150 [km]) におけるダウンレンジ R_d [km] の最大化 (obj1) とする。第 2 目的関数は、下部熱圏での滞在時間 T_d [sec] の最大化 (obj2) とする。2009 年の ISAS による科学観測で、オーロラ現象を引き起こすような高高度からの主に降下電子やジュール加熱といったエネルギー注入に伴い、大気が激しく複雑な運動をすることが明らかとなった。そこで、これら 2 目的関数は、大気温度と風の観測を通じ、下部熱圏での大気力学や熱エネルギー収支を解明すべく、効率的観測のために定義される。第 3 目的関数は、輸送機初期全備重量 $M_{tot}(0)$ [kg] の最小化 (obj3) とする。

3.2 設計変数

以下の 7 つの設計変数で機体および飛行条件を表現する。すなわち、初期酸化剤流量 $\dot{m}_{oxi}(0)$ [kg/sec] (dv1)、燃料長 L_{fuel} [m] (dv2)、初期ポート半径 $r_{port}(0)$ [m] (dv3)、燃焼時間 t_{burn} [sec] (dv4)、初期燃焼室圧 $P_{cc}(0)$ [MPa] (dv5)、ノズル開口比 ε [-] (dv6)、および打上時の射角 $\phi(0)$ [deg] (dv7) である。機体形状に関する設計変数を図 2 に模式的に示す。なお、表 1 にまとめる各設計変数の上下限值以外には制約条件は課さない。これら上下限値は、物理的に許容される設計変数空間を広域で網羅するよう設定される。目的関数空間内にスイートスポット (全目的関数値が、たとえ最適でなくとも、最適方向に進む領域) が存在する場合は、最適化の領域適合操作により、探索空間が恣意的に狭窄される。

Table 1 The upper/lower limitations of each design variable defined in the present optimization problem.

serial number	design variable	design-variable space
dv1	initial mass flow of oxidizer	$1.0 \leq \dot{m}_{\text{oxi}}(0) [\text{kg/sec}] \leq 30.0$
dv2	fuel length	$1.0 \leq L_{\text{fuel}} [\text{m}] \leq 10.0$
dv3	initial radius of port	$0.01 \leq r_{\text{port}}(0) [\text{m}] \leq 0.30$
dv4	combustion time	$10.0 \leq t_{\text{burn}} [\text{sec}] \leq 40.0$
dv5	initial pressure in combustion chamber	$3.0 \leq P_{\text{cc}}(0) [\text{MPa}] \leq 6.0$
dv6	aperture ratio of nozzle	$5.0 \leq \varepsilon [-] \leq 8.0$
dv7	elevation angle at launch	$50.0 \leq \phi(0) [\text{deg}] \leq 90.0$

Fig. 2 Conceptual illustrations of hybrid rocket and its design variables regarding the geometry. Aperture ratio of nozzle ε is described by using the radius at nozzle exit r_{ex} and the radius at nozzle throat r_{th} .

3.3 目的関数評価

燃料と酸化剤の混合比 $O/F(t)$ を次式のように算出し, NASA-CEA (chemical equilibrium with applications)(Gordon, 94) を用いて化学平衡計算が実施される.

$$O/F(t) = \frac{\dot{m}_{\text{oxi}}(t)}{\dot{m}_{\text{fuel}}(t)},$$

$$\dot{m}_{\text{fuel}}(t) = 2\pi r_{\text{port}}(t) L_{\text{fuel}} \rho_{\text{fuel}} \dot{r}_{\text{port}}(t),$$

$$r_{\text{port}}(t) = r_{\text{port}}(0) + \int \dot{r}_{\text{port}}(t) dt. \quad (1)$$

ただし, L_{fuel} は燃料長 [m], ρ_{fuel} は燃料密度 [kg/m^3], $r_{\text{port}}(t)$ はポート半径 [m] をそれぞれ表す. 化学平衡計算の後, 飛行経路, 推力, 構造, 空力の各解析が実施される. 概念設計段階における大まかな設計空間の様相を確認することが目的であるため, 各解析は low fidelity な方法を用いる. なお, 本解析ではロケットは質点系を仮定する. 時間刻み幅は 0.5 [sec] とし, 汎用計算機での一個体の評価は高々 10 [sec] で済む.

燃焼室には固体燃料が充填され, 酸化剤を供給するポートが中心に一つ空けられている. 半径方向の燃料後退速度 $\dot{r}_{\text{port}}(t)$ [m/sec] は, 一般的にハイブリッドロケットエンジンの推力を支配する重要なパラメータである. 本研究では, 以下に示す実験経験式 (Yuasa, 12) を燃料後退速度式として用いる.

$$\dot{r}_{\text{port}}(t) = a_{\text{fuel}} \times G_{\text{oxi}}^{n_{\text{fuel}}}(t)$$

$$= a_{\text{fuel}} \times \left(\frac{\dot{m}_{\text{oxi}}(t)}{\pi r_{\text{port}}^2(t)} \right)^{n_{\text{fuel}}}. \quad (2)$$

ここで, G_{oxi} は酸化剤質量流束 [$\text{kg}/(\text{m}^2 \cdot \text{sec})$] である. $\dot{m}_{\text{oxi}}(t)$ は酸化剤流量 [kg/sec] を表す. a_{fuel} [m/sec] および n_{fuel} [-] は, 燃料種により一意に決定される実験経験値である. 本研究では, 液体酸化剤として液体酸素を, 固体燃料として熱可塑性樹脂ポリプロピレン (polypropylene) を用いる. a_{fuel} および n_{fuel} はそれぞれ 8.26×10^{-5} [m/sec] と 0.5500 が一定値として用いられる. なお, 式 (2) で表現される各種燃料後退速度の挙動を図示すると図 3 のようになる. 酸化剤質量流束の低い立ち上がり時に燃料後退速度増分が最も大きく, 酸化剤質量流束が増加するに従

い、燃料後退速度増分が減少する特性が観察できる。立ち上がり時の燃料後退速度の大きさや勾配変化の差異が理解できる。本研究では、中心にポートが一つ空いた一体型燃料に対して旋回流での酸化剤供給による燃焼方式を想定している。ただし、本研究で用いる解析手法では、燃焼方式は陽に解析手法に反映されず、実験データから副次的に燃料後退速度式に反映されるのみである。その意味で概念設計用の low fidelity な解析手法を用いている。

4. 結 果

4.1 最適化結果

本最適化では集団サイズは 18 個体とし、hypervolume により進化計算が収束したと判断される 3,000 世代まで進化計算が行なわれた。獲得した非劣解群を図 4 に示す。図 4(a) が示すとおり、数個の孤立した解を除き連続かつ凸な非劣解面が生成されている。

下部熱圏でのダウンレンジ R_d と滞在時間 T_d の間には、トレードオフの存在しない様子が図 4(b) から理解できる。さらに、この図はダウンレンジ R_d にはおよそ 250 [km] という上限距離が、滞在時間 T_d にはおよそ 220 [sec] という上限時間が、それぞれ存在していることを明らかにしている。つまり、トレードオフは存在しないものの、ダウンレンジ R_d と滞在時間 T_d に関する二次元面上では、非劣解集合は一点に退化しない。本研究では、初期酸化剤流量 $\dot{m}_{\text{oxi}}(0)$ (dv1) に設計変数としての上下限値を付加した。式 (2) より、半径方向の燃料後退速度 $\dot{r}_{\text{port}}(t)$ は酸化剤流量 $\dot{m}_{\text{oxi}}(t)$ を用いて表現されるため、燃料後退速度 $\dot{r}_{\text{port}}(t)$ は制約される。結果的に、ダウンレンジ R_d と滞在時間 T_d に上限値が発生する。

次に、滞在時間 T_d と初期全備重量 $M_{\text{tot}}(0)$ との間には、滞在時間の値によりトレードオフの有無が変わる不完全なトレードオフの存在することが図 4(c) から判明する。2 目的間が共に最適になる方向 (図 4(c) の右下方向、以後、最適になる方向を最適方向、最悪になる方向を最悪方向とそれぞれ呼称する) に凸だが一部欠けた非劣解面が生成されている。これは滞在時間 T_d に上限値が存在するためである。凸面上では勾配 $\Delta M_{\text{tot}}(0)/\Delta T_d$ は小さく、小さな初期全備重量 $M_{\text{tot}}(0)$ の改悪で、滞在時間 T_d は実質的に大きな改善が見込める。加えて、図 4(c) は、滞在時間の上限 (およそ 220 [sec]) を達成するのに必要な最小の初期全備重量が、およそ 700 [kg]であることを示している。さらに、下部熱圏下部 (高度 90 [km]) に到達するために最低限必要な初期全備重量は、およそ 350 [kg] であることも同時に読み取れる。

最後に、ダウンレンジ R_d と初期全備重量 $M_{\text{tot}}(0)$ との間には厳しいトレードオフが存在することが、図 4(d) から理解できる (厳密にはダウンレンジにも滞在時間同様上限値が存在するが、非劣解面の端のためあたかも綺麗な凸面が形成されているように観察される)。この図より、滞在時間 T_d の上限に到達するために必要な最低限の初期全備重量 (およそ 700 [kg]) では、最大ダウンレンジはおよそ 130 [km] であることが示される。ダウンレンジ R_d を 130 [km] 以上に確保するためには、初期全備重量 $M_{\text{tot}}(0)$ を 700 [kg] 以上に増加させる必要があるが、滞在時間 T_d

Fig. 3 Behavior of the regression rate for oxidizer mass flux per unit area regarding polypropylene.

は増加せず、およそ 220 [sec] で一定のままである。この事実から、ダウンレンジ R_d 最大化と滞在時間 T_d 最大化とに対しては異なる設計戦略を要することが示唆される。

4.2 SOM によるデータマイニング結果

図 5 には生成された SOM に目的関数値と設計変数値で彩色された SOM を示す。本研究では、3つの目的関数値を類似度の指標として SOM が生成されたため、図 5(a) に示すように目的関数値で彩色すると必ず漸次的変化 (グラデーション) を成す。なお、グラデーションを成す目的関数の彩色 SOM は、各目的関数が最適値/最悪値に進む SOM 上での方向が観察できるため、最適方向/最悪方向の比較が可能となる。また、設計変数の目的関数への影響の方向性も可視化可能となる。これは、図 4 に示した非劣解プロットからは理解できない、設計空間を 2次元マップで俯瞰する SOM ならではの設計情報の一つである。設計変数値による彩色では 2 種の異なる彩色領域の上下限値を用いた SOM を用意した。一方は表 1 にまとめられた、最適化における各設計変数の上下限値を彩色領域として利用したもので、図 5(b) に示される。他方は、獲得した非劣解群における各設計変数の最大最小値を彩色領域として利用したもので、図 5(c) に示される。目的関数空間に対して進化的探索が行われるため、図 5(c) の方が図 5(b) に比べ彩色領域は必ず狭小になる。

4.2.1 目的関数の相関

図 5(a) の彩色パターンを比較すると、目的関数間のトレードオフが理解できる。obj1 が高い値を取った場合、obj2 は必ず高くなる。しかし、obj2 が高くても obj1 が必ず高くなる訳ではないので、この関係性は不可逆的である。同様に、obj2 が低い値を取ると、obj1 は必ず低くなるが、obj1 が低くても obj2 が必ず低い値を取るとは限らない。この関係も不可逆である。大域的目的関数空間では、obj1 と obj2 にはトレードオフは存在しないが、図 5

Fig. 4 Plots of nondominated solutions derived by optimization, (a) plotted in three-dimensional objective-function space (red) and their plots projected onto two dimensions, (b) plots projected onto two dimension between down range R_d (obj1) and duration time T_d (obj2) (light green), (c) plots projected onto two dimension between duration time T_d (obj2) and initial gross weight $M_{\text{tot}}(0)$ (obj3) (light blue), and (d) plots projected onto two dimension between down range R_d (obj1) and initial gross weight $M_{\text{tot}}(0)$ (obj3) (blue).

Fig. 5 Colored SOMs, (a) SOMs colored by the objective functions, (b) SOMs colored by the design variables. The color range is set to be their upper/lower values in the problem definition in Table 1, and (c) SOMs colored by the design variables. The color range is set to be the max/min values in the nondominated solutions.

右下の局所領域では、これらには厳しいトレードオフが存在することが判る。この局所的トレードオフは、滞在時間 T_d (obj2) の上限の存在が原因である。すなわち、滞在時間 T_d (obj2) の上限値の達成は、ダウンレンジ R_d (obj1) の上限値到達に比べ容易であることに起因する。

初期全備重量 $M_{\text{tot}}(0)$ (obj3) は、最小化問題ゆえに低い値の集まる SOM 右上が最適方向となる。この領域は、obj1, obj2 共に低い値を取るため、obj3 とそれ以外の 2 目的関数間にはトレードオフが存在することになる。特に、ダウンレンジ R_d (obj1) の最適方向と初期全備重量 $M_{\text{tot}}(0)$ (obj3) の最悪方向とが一致している (SOM の左上方向) ため、両者間には厳しいトレードオフが存在している。一定値として取り扱っている構造制約の影響を考慮することで、この方向の一致を改善する措置を講じられるか検討する必要がある。一方で、滞在時間 T_d (obj2) の最適領域と初期全備重量 $M_{\text{tot}}(0)$ (obj3) の最悪領域とは一部のみ重なっている。つまり、トレードオフの存在する目的関数空間と存在しない目的関数空間とが存在する。滞在時間 T_d が第一義的設計要求であれば、初期全備重量 $M_{\text{tot}}(0)$ は低い値を達成できる。しかし、ダウンレンジ R_d が第一義的設計要求ならば、要求されるダウンレンジを達成するために最低限必要な初期全備重量が決定される。すなわち、最小初期全備重量は、どの程度のダウンレンジを要するかというミッション要求に依存することになる。

4.2.2 非劣解に成るための設計変数の挙動

図 5(b) は非劣解に成るための条件、すなわち、物理的に許容される広域設計変数空間内で各設計変数がいかなる挙動をとるかを示す。

dv1 値が表 1 に示す下限値近傍の値を取らないことは、下部熱圏下部 (高度 90 [km]) に到達するために最低限必要な初期酸化剤流量が存在することを示唆している。酸化剤タンク圧や燃焼室圧 $P_{\text{cc}}(t)$ を増加させるため、酸化剤流量 $\dot{m}_{\text{oxi}}(t)$ は構造重量に影響する。初期酸化剤流量 $\dot{m}_{\text{oxi}}(0)$ (dv1) は、初期全備重量 $M_{\text{tot}}(0)$ 改善に極めて重要な要素である。

dv2 値は高い値も低い値も取らない。下部熱圏下部 (高度 90 [km]) 到達に必要な最低限の燃料長が存在するため、低い値を取らない。一方で、燃料長 $L_{\text{fuel}}(\text{dv2})$ は、初期酸化剤流量 $\dot{m}_{\text{oxi}}(0)$ (dv1) に比べ、ダウンレンジ R_d および滞在時間 T_d の最大化に影響を及ぼしにくいいため、燃料長 $L_{\text{fuel}}(\text{dv2})$ が高い値を取らないと考えられる。

dv3 はほぼ一定値を取っている。すなわち、初期ポート半径 $r_{\text{port}}(0)$ (dv3) には、燃料種や酸化剤供給方式によって決められる最適値が存在するものと推測できる。本研究では簡易モデルによる評価のため、酸化剤供給方式の

影響性は今後の詳細検討での課題である。

dv4 値も設計空間内の狭い領域に収まっている。しかし、初期全備重量 $M_{\text{tot}}(0)$ が高くなるときに限り、燃焼時間 t_{burn} (dv4) は高い値を示す。つまり、初期全備重量 $M_{\text{tot}}(0)$ (obj3) に直接的影響性を持つ領域以外燃焼時間 t_{burn} (dv4) は初期ポート半径 $r_{\text{port}}(0)$ (dv3) と類似した挙動を設計空間内で示す (なお、SOM の彩色変化度合いが類似 (例えば図 5(a) の obj3 と図 5(b) の dv4 の左上) している場合には直接的影響を与え、彩色変化度が類似していない (例えば図 5(a) の obj3 と図 5(b) の dv1 の左上) 場合には間接的影響を与える関係であると本研究では推測する)。

dv5 値は低い値を取る。高い初期燃焼室圧 $P_{\text{cc}}(0)$ (dv5) は基本的に高推力を与える。高燃焼室圧は構造制約に抵触する恐れがあるため、安全率をはじめとした構造要求値の影響性調査が望まれる。さらに、燃焼室圧 $P_{\text{cc}}(t)$ の時間変動の影響性も基本設計段階で観察すべきである。

dv6 値は、値の高低は異なるものの dv5 の彩色パターンと類似している。ノズル開口比 ε (dv6) は高運動量を維持すべく高い値を取ろうとするため、 ε (dv6) は間接的に目的関数に影響を及ぼす。実際、高 dv6 値はダウンレンジと初期全備重量の高い値を取る領域である SOM 左上に符合している。

dv7 値の彩色パターンは obj1 のそれと類似している。打上時の射角 $\phi(0)$ (dv7) が大きくなれば機体は垂直に近い打ち上げとなるため、ダウンレンジ R_d (obj1) が低くなるのは物理的に理解できる。

4.2.3 目的関数に対する設計変数の影響

図 5(c) は設計変数間の相関が示されると同時に、図 5(a) と彩色パターンを比較することで、目的関数に対する設計変数の影響の方向性が明らかになる。実機設計を考慮した場合、他の設計要求が急遽考慮されることは往々にしてあるため、各目的関数に切り分け、個々に対する設計変数の影響性を情報として獲得する。

第一に、ダウンレンジ R_d 最大化 (obj1) に対する各設計変数の影響性を詳らかにする。SOM 上で dv1 の高い領域と obj1 の高い領域とが一致している。初期酸化剤流量 $\dot{m}_{\text{oxi}}(0)$ (dv1) が高い場合推力を増加させるため、ダウンレンジ R_d (obj1) を増加させる方向に影響する。dv2 の高い領域も同様に obj1 の高い領域と一致している。dv2 の SOM 上における彩色パターンは、dv1 のそれと極めて類似している。燃料長 L_{fuel} (dv2) は、燃料流量 $\dot{m}_{\text{fuel}}(t)$ に影響する本質的要素の一つである。つまり、酸化剤/燃料流量比 $O/F(t)$ は、燃料長 L_{fuel} (dv2) に強く影響されることになる。流量比はハイブリッドロケット性能に極めて重要な要素であるが、本結果で明らかになったダウンレンジ R_d (obj1) に対する影響性からもそれが確認できる。dv3 の SOM 上における彩色パターンは obj1 との類似性が見られないため、dv3 は obj1 の最適化に直接的には影響を及ぼさない。非劣解になる設計変数領域に初期ポート半径 $r_{\text{port}}(0)$ (dv3) が収まっている間は、 $r_{\text{port}}(0)$ (dv3) はダウンレンジ R_d (obj1) の最適化に重要な要素ではないことになる。dv4 が高い値を取ると obj1 を高める。しかし、燃焼時間 t_{burn} (dv4) をある閾値 (およそ 27 [sec]) より低くしても、ダウンレンジを増加可能であることが判る。これは、SOM 左上の彩色パターンが obj1 と dv4 とで異なり、dv4 は急激な色彩変化をしているためである。dv5 の彩色パターンも obj1 のそれと類似性が見られないため、obj1 に対して直接的な影響性がないものと考えられる。燃焼室圧 $P_{\text{cc}}(t)$ は構造制約に支配された変数であるため、初期燃焼室圧 $P_{\text{cc}}(0)$ (dv5) はダウンレンジ R_d (obj1) に対して自由度が大きいものと考えられる。この点からも、構造制約の影響性検討が必要である。dv6 の彩色パターンは、dv5 のそれと類似している。dv6 が高い領域は、obj1 の高い領域と類似した SOM 左上に位置する傾向があるが、直接影響する彩色パターンではない。燃焼室圧や飛行高度により適正膨張となる圧力が異なるため、最適なノズル開口比は変動し、ノズル開口比 ε (dv6) がダウンレンジ R_d (obj1) (や他の目的関数) を一意に決定する要素ではない。よってノズル開口比がダウンレンジに直接的影響は及ぼさないと物理的に説明できる。obj1 を最適にするためには、dv7 は低い値を取る必要があるが、低すぎる値でも最適値を実現しない。打上時の射角を低くすればダウンレンジを増加させることは可能だが、機体の放物運動を想定している現状フライトシークエンスでは、最高到達高度は下がる。放物運動を前提とした現状の固体燃料ロケットの運用限界が見て取れる。よって、ハイブリッドロケットの持つ利点である複数回燃焼の実現で最高到達高度を維持したままダウンレンジを稼ぐことが期待される。

第二に、滞在時間 T_d 最大化 (obj2) に対する各設計変数の影響性を観察する。全設計変数の SOM 上の彩色パターンは obj2 のそれと異なる。この差異は、上限値の存在ゆえに滞在時間最大化が比較的簡単に達成されてしまう点に依存する。obj2 の最大化は obj1 の最大化に内包できることが示唆される。obj2 に対する設計変数の影響性を詳細に検討するならば、図 4(c) に形成される凸非劣解面に存在する、局所非劣解群のみを抽出し別途マイニングを施すべきである。

Fig. 6 Hierarchical dendrogram association analysis for the minimization of the initial gross weight $M_{\text{tot}}(0)$. The two-line explanations near the groups show the rule (which is described as ‘the variables’ = ‘its discretized region’) at upper line and the correspondent number of all nondominated solutions with the rule. The variable numbers of 0 to 9 respectively denote obj1, obj2, obj3, dv1, dv2, ..., and dv7. As all variables are discretized between 10 in the present study, the discretized region is described by using the number as 0 to 9.

第三に、初期全備重量 $M_{\text{tot}}(0)$ 最小化 (obj3) に対する各設計変数の影響性を観察する。dv1 の右側の彩色パターンは obj3 と類似している。これは、dv1 の減少が obj3 を最小化するための必要条件であることを示している。初期酸化剤流量 $\dot{m}_{\text{oxi}}(0)$ (dv1) が減少すれば、搭載酸化剤の量も減少し、初期全備重量 $M_{\text{tot}}(0)$ (obj3) も軽量化される。初期酸化剤流量 $\dot{m}_{\text{oxi}}(0)$ (dv1) はダウンレンジ最大化 R_d (obj1) に影響を及ぼすため、この設計変数 $\dot{m}_{\text{oxi}}(0)$ は本設計問題で極めて重要な役割を担っている。dv2 の彩色パターンは dv1 と類似しており、初期全備重量 $M_{\text{tot}}(0)$ (obj3) に対して dv1 と同様の影響性を持つ。燃料長 L_{fuel} (dv2) が短くなれば、初期全備重量 $M_{\text{tot}}(0)$ (obj3) は当然軽量となる。dv3 から dv6 までの各設計変数は、obj3 に対して直接的影響性を持たないことは明らかである。高 dv7 値は obj3 を最小にするための必要条件であるが、最適方向は dv7 と obj3 とでは異なることが理解できる。dv7 と比べ、dv1 と dv2 が直接的に obj3 に対して影響を及ぼすことは間違いない。射角が 90 [deg] 近い高い値を取ると、射場から下部熱圏下部 (高度 90 [km]) までの飛行距離が短くて済むため、必要燃料量は抑制できる。結果的に初期全備重量 $M_{\text{tot}}(0)$ (obj3) も少なくて済むことになる。

4.3 階層型相関分析によるデータマイニング結果

ルール生成にあたり必要となる非劣解群の離散化に対して、等間隔および等頻度の混合離散化 (Watanabe, 14) を施す。本研究では、目的関数と設計変数の離散値を 10 とする。最小支持度の設定は、生成される相関ルールやグループの個数に依存する。本問題では、影響性の小さい要素が多岐に渡って存在するため、最小支持度を 10% に設定し、要素数を削減した。この場合、最小確信度は 90%, 39 個のグループで構成される。そのうち、目的関数に関する相関ルールを最上層とする階層図は、ダウンレンジ R_d 、滞在時間 T_d 、および初期全備重量 $M_{\text{tot}}(0)$ それぞれの最小化に対して生成される (設計者は、目的関数と設計変数を主眼的に把握し、目的関数を改善するための設計変数の影響性を第一義的にとらえたいため、目的関数に関する相関ルールを最上層とする階層図に着目する)。ただし、SOM の結果からも判明した通り、ダウンレンジと滞在時間は初期全備重量とのトレードオフが強く出ており、また、初期全備重量のみ最小化が最適方向であるため、図 6 に示す初期全備重量最小化に対する階層図に代表させて解釈する。

第 1 層 (最上層) には、初期全備重量 $M_{\text{tot}}(0)$ の値の最も低いグループに属する非劣解が 456 個体 (45.6%) 存在することが示される。非劣解群の約半数が初期全備重量の低い値であることが確認できる。

第2層には2つの相関ルールの組を持つグループが生成される。初期全備重量 $M_{\text{tot}}(0)$ に対して別な目的関数に関するルールが生成されれば相互のトレードオフが読み取れ、初期全備重量 $M_{\text{tot}}(0)$ に対して設計変数に関するルールが生成されれば、初期全備重量 $M_{\text{tot}}(0)$ 最小化 (obj3) 実現に効果を持つ設計変数情報が読み取れる。左から3つめのグループにはダウンレンジ R_d が最も低いルールが生成され、その非劣解群は220個体である。すなわち、初期全備重量 $M_{\text{tot}}(0)$ を小さくすると、48%はダウンレンジ R_d が小さくなる、という厳しいトレードオフが示される。左から2つめのグループには滞在時間 T_d の低いルールが生成され、その非劣解群は236個体である。すなわち、初期全備重量 $M_{\text{tot}}(0)$ を抑制すると、52%は滞在時間 T_d が低く抑えられる、という厳しいトレードオフが、同様に示される。さらに、最左グループには初期酸化剤流量 $\dot{m}_{\text{oxi}}(0)$ (dv1) の低いルールが生成され、その非劣解群は218個体である。同様に、左から4つめのグループには燃料長 L_{fuel} (dv2) の低いルールが生成され、その非劣解群は171個体である。つまり、これらの設計変数を低くすることが、初期酸化剤流量を低く抑える鍵となる設計変数であると同時に、それ以外の2目的関数も低下させてしまう設計変数であることが観察される。最右グループには初期ポート半径 $r_{\text{port}}(0)$ (dv3) の低いルールが生成されているが、その非劣解群は11個体と少ない。初期ポート半径は直接影響はしないが、初期ポート半径が小さくなることで酸化剤流量が抑制されるので、間接的に影響を及ぼすと考えられる。

第3層には3つの相関ルールの組を持つグループが階層化される。全グループは2つの目的関数のルールに1つの設計変数のルールを持つ。既に第2層で、影響のある設計変数を観察しているので議論は十分である。ここで注目すべきは、1つの目的関数に対するルールに2つの設計変数のルールという組が出現していない点である。これは、目的関数間の相関が強い、および各目的関数を支配する設計変数を一つに絞れる (SOM から既に判明していることだが、初期酸化剤流量 $\dot{m}_{\text{oxi}}(0)$ (dv1) と燃料長 L_{fuel} (dv2) は図5に示されるように全般に類似した変化をする)、という2点が原因と考えられる。

第4層 (最下層) には4つの相関ルールの組を持つグループが階層化される。第3層で判明した通り、3目的関数間のトレードオフが厳しいため、3目的関数に関するルールと1設計変数に関するルールの組が大半である。左から4番目の組だけ2目的関数に関するルールと2設計変数に関するルールの組だが、影響する設計変数は初期酸化剤流量 $\dot{m}_{\text{oxi}}(0)$ (dv1) と初期ポート半径 $r_{\text{port}}(0)$ (dv3) であり、初期ポート半径は酸化剤流量に影響する設計変数であるため、第2層での解釈と同様に物理的に解釈できる。

階層型相関分析は、SOMのように、最適値/最悪値への方向性は可視化できないものの、トレードオフの厳しさを当てはまり数で定量的に示すことができると同時に、定性的に判断した設計変数の目的関数への影響性の強度を定量的に確認できる。また、ルールに当てはまる非劣解群をグループ化しており、詳細な設計段階に進んだ場合に必要となる、目的関数空間内の局所領域に焦点を当てたマイニングを施す際の非劣解群の選別に有益である。

現実の熱流体現象は、定義された条件下で多様な偶発的不確かさの影響を受ける。また、実現象を解析モデルに落とし込んだ段階で、解析モデルの不確かさが結果に影響を与える。数値解析により実現象を把握し、得られた設計情報を実問題にフィードバックさせるためには、固定された条件下の解析のみならず、様々な不確かさの要因に対する設計上注目すべき物理量への応答性を別途定量的に評価する必要がある。本研究では、概念設計ゆえに固定された条件下での大まかな設計情報、すなわち目的関数間のトレードオフや目的関数に影響する設計変数の特定とその影響性の観察が主目的であるため、不確かさを議論するには至らない。しかし、概念設計で把握した注目すべき物理量や重要な設計変数に対して、基本設計では実現象に高忠実度な解析モデルを用い、不確かさを定量化することで、機体の信頼性評価ひいてはロバスト設計につながる。

5. 結 論

より低コストでの運用と効率的な科学観測を実現すべく、現行使用されている固体燃料ロケットに替わる、固体燃料と液体酸化剤により構成されるハイブリッドエンジン搭載の次期単段式宇宙輸送機の第一段階の概念設計を、設計情報学を用いて実施した。設計要求たる目的関数には下部熱圏でのダウンレンジと滞在時間の各最大化、および初期全備重量の最小化、の3関数を定義した。差分進化と遺伝的アルゴリズムを組み合わせた進化ハイブリッド計算を用いて設計空間を効率的に探索することで、データマイニングに供する精練された仮想データベース構築が行われた。データマイニングとして自己組織化マップと階層型相関分析を用い、設計空間の構造化と可

視化が行われた。

その結果、目的関数間のトレードオフや設計変数の設計空間内での挙動あるいは設計変数の目的関数への影響性が明らかになった。ダウンレンジと比べ滞在時間の方が上限値に到達し易いため、ダウンレンジと滞在時間の最適化では異なる設計戦略を要する。同時に、次段階の課題が明らかとなり、燃料後退速度や構造変数の持つ特性の、単一燃焼条件下でのハイブリッドロケット性能への影響性を明らかにすることで、単一燃焼でのロケットの限界が詳らかになると同時に、ハイブリッドロケットの持つ利点である複数回燃焼の優位性を定量的に明らかにする指標とする。現在の理学ミッションでは、固体ロケットによる弾道飛行での科学観測が行われている。ハイブリッドロケットでは、複数回燃焼による水平飛行が実現可能なため、理学ミッションの幅を革新的に広げられる。設計情報学を用いることで、多様な理学ミッションを含む打ち上げシステム全体を効率的に設計することが期待される。

謝 辞

本研究は宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所ハイブリッドロケット研究ワーキンググループの支援を受けた。

References

- Arias-Montano, A., Coello, C. A. C. and Mezura-Montes, E., Multiobjective evolutionary algorithms in aeronautical and aerospace engineering, *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, Vol. 16, No. 5 (2012) pp. 662–694.
- Baker, J. E., Adaptive selection methods for genetic algorithms, in *Proceedings of the International Conference on Genetic Algorithms and their Applications*, Lawrence Erlbaum Associates (1985), pp. 101–111.
- Chiba, K. and Obayashi, S., Knowledge discovery in aerodynamic design space for flyback-booster wing using data mining, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 45, No. 5 (2008), pp. 975–987.
- Chiba, K., Makino, Y. and Takatoya, T., Design-informatics approach for intimate configuration of silent supersonic technology demonstrator, *Journal of Aircraft*, Vol. 49, No. 5 (2012), pp. 1200–1211.
- Chiba, K., Evolutionary hybrid computation in view of design information by data mining, in *Proceedings on IEEE Congress on Evolutionary Computation*, IEEE (2013), pp. 3387–3394.
- Deb, K., Pratap, A., Agarwal, S. and Meyarivan, T., A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II, *IEEE Transactions on Evolutionary Computation*, Vol. 6, No. 2 (2002), pp. 182–197.
- Deboeck, G. and Kohonen, T., *Visual Explorations in Finance with Self-Organizing Maps*, London, Springer Finance (1998).
- Fonseca, C. M. and Fleming, P. J., Genetic algorithms for multiobjective optimization: formulation, discussion and generalization, in *Proceedings of the Fifth International Conference on Genetic Algorithms*, Morgan Kaufmann (1993), pp. 416–423.
- Gordon, S. and McBride, B. J., Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications I. analysis, in *NASA Reference Publication RP-1311*, NASA (1994).
- Hervas-Martinez, C., Ortiz-Bayer, D. and Garcia-Pedrajas, N., Theoretical analysis of the confidence interval based crossover for real-coded genetic algorithms, in *The 7th International Conference on Parallel Problem Solving from Nature*, LNCS 2439, Berlin Heidelberg (2002), Springer-Verlag, pp. 153–161.
- Karabeyoglu, M. A., Altman, D. and Cantwell, B. J., Combustion of liquefying hybrid propellants: part 1, general theory, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 18, No. 3 (2002), pp. 610–620.
- Karabeyoglu, M. A., Zilliac, G., Cantwell, B. J., DeZilwa, S. and Castellucci, P., Scale-Up Tests of high regression rate paraffin-based hybrid rocket fuels, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 6 (2004), pp. 1037–1045.
- Karabeyoglu, M. A., Advanced hybrid rockets for future space launch, in *Proceedings on 5th European Conference for Aeronautics and Space Sciences*, EUCASS (2013).
- Kohonen, T., *Self-Organizing Maps*, Springer, Berlin, Heidelberg (1995).
- Kosugi, Y., Oyama, A., Fujii, K. and Kanazaki, M., Multidisciplinary and multi-objective design exploration methodology for conceptual design of a hybrid rocket, in *AIAA Paper 2011-1634*, AIAA (2011).

- Nakagawa, I. and Hikone, S., Study on the regression rate of paraffin-based hybrid rocket fuels, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 27, No. 6 (2011), pp. 1276–1279.
- Pawlak, Z., Rough sets, *International Journal of Computer and Information Science*, Vol. 11, No. 5 (1982), pp. 341–356.
- Robic, T. and Filipic, B., DEMO: differential evolution for multiobjective optimization, in *The 3rd International Conference on Evolutionary Multi-Criterion Optimization*, LNCS 3410, Guanajuato, Mexico (2005), Springer-Verlag, pp. 520–533.
- Saraniero, M. A., Caveny, L. H. and Summerfield, M., Restart transients of hybrid rocket engines, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 10, No. 3 (1973), pp. 215–217.
- Sasaki, D. and Obayashi, S., Efficient search for trade-offs by adaptive range multi-objective genetic algorithms, *Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication*, Vol. 2, No. 1 (2005), pp. 44–64.
- Shneiderman, B., *Designing the User Interface*, 3rd edition, Addison-Wesley (1998).
- Simurda, L., Zilliac, G. and Zaseck, C., High performance hybrid propulsion system for small satellites, in *AIAA Paper 2013-3635*, AIAA (2013).
- Takahashi, M. and Kita, H., A Crossover operator using independent component analysis for real-coded genetic algorithms, in *Proceedings of IEEE Congress on Evolutionary Computation 2001*, IEEE (2001), pp. 643–649.
- Watanabe, S., Chiba, Y. and Kanazaki, M., A proposal on analysis support system based on associate rule analysis for non-dominated solutions, in *Proceedings on IEEE World Congress on Computational Intelligence*, Beijing, China (2014), IEEE, p. E-14855, pp. 1–8.
- Yuasa, S., Shiraishi, N. and Hirata, K., Controlling parameters for fuel regression rate of swirling-oxidizer-flow-type hybrid rocket engine, in *AIAA Paper 2012-4106*, AIAA (2012).