

ハイブリッドロケットエンジンの概念設計最適化

○小杉 幸寛(首都大), 大山 聖, 藤井孝藏 (ISAS/JAXA), 金崎 雅博(首都大)

Conceptual Design Optimization of Hybrid Rocket Engine

Yukihiro Kosugi (Tokyo Metropolitan University), Akira Oyama, Kozo Fuji (Japan Aerospace Exploration Agency), and Masahiro Kanazaki (Tokyo Metropolitan University)

Key words:

Hybrid Rocket, Multidisciplinary Optimization, Genetic Algorithm

1 背景と目的

ハイブリッドロケットエンジン(以下HRE)は、推進剤を異なる二つの状態に分離して貯蔵する形式のロケットエンジンである。HREは、環境負荷が低くスロットリングによる推力調節が可能であるといった優れた特徴を有している。また、爆発の危険性が他のロケットエンジンに比べて極めて小さく、その安全性の高さが利点とされている。近年、HREが注目を浴びた事例としてはSpaceShip-One¹⁾での有人飛行がある。一方で、HRE設計においては従来型のロケットと異なり燃焼室内での乱流境界層燃焼により推力を得ている点に着目しなくてはならず、一般的な設計知識を得る事が難しい。これはHREの推力が推進性能とエンジン構造が密接に関係していることに起因する。

乱流境界層燃焼では、推力を決定する混合比 O/F が酸化剤流量 $\dot{m}_{oxi} [kg/s]$ ・燃料長さ $L_{fuel} [m]$ ・ポート半径 $r_{port} [m]$ によって決定される。燃料形状が推力を決定付ける明示的なパラメータとなるため、HREの設計はロケット全備重量 $M_{tot} [kg]$ と到達高度 $H_{max} [m]$ を同時に検討できる多分野融合最適化問題(以下MDO)とすることで、設計知識を獲得できると期待できる。しかし、HREの最適化を

MDO技術によって行った例は非常に少ない。そこで、本研究ではMDOで大域解を効率良く取得できるHREの概念検討手法の構築を行った。また、構築した概念検討手法を利用し、固体ロケットS-210と同程度の50kgのペイロードを取り扱えるHREの設計探査を行った。

2 計算手法

2-1 性能推算モデル

最適化のため、推力 $T [N]$ ・全備重量 $M_{tot} [kg]$ ・到達高度 $H_{max} [m]$ の評価モデルを構築した。図1に想定したロケットの概念図を、図2は作成した性能評価コードのフローチャートである。

推力 T は燃焼方式に酸化剤流旋回型HRE^{2,3)}を仮定して推算する。平均燃料後退速度 $\bar{r}_{port}(t) [m/s]$ は、平均酸化剤質量流束 $G_{oxi,ave} [kg/(m^2 \cdot s)]$ を用いて式(1)で定義できる。

$$\bar{r}_{port}(t) = 8.26 \times 10^{-5} \cdot G_{oxi,ave}^{0.55} \quad (1)$$

式(1)から O/F は $\dot{m}_{oxi} \cdot r_{port} \cdot L_{fuel} \cdot$ 燃料密度 $\rho_{fuel} [kg/m^3]$ を用いて式(2)のように定義できる。

$$O/F(t) = \frac{\dot{m}_{oxi}}{2\pi r_{port} L_{fuel} \rho_{fuel} \bar{r}_{port}(t)} \quad (2)$$

推力は、式(2)に基づき化学平衡計算プログラムNASA Chemical Equilibrium with Applications (NASA-CEA)⁴⁾によってノズル出口流速と圧力を求め、式(3)によって決定する。このとき、CEAに

は開口比 ε と燃焼室圧力 P_{ch} [MPa] を入力し、ノズルスロートに凍結点があるものとする。ノズル形状はコニカルとする。

$$T = \eta_T [\lambda \dot{m}_{prop} u_e + (P_e - P_a) A_e] \quad (3)$$

機体構造に関わる M_{tot} と全長 L_{tot} [m] はそれぞれ式(4)及び(5)で推算する。また、酸化剤重量 M_{oxi} [kg] と燃料重量 M_{fuel} [kg] は式(6)及び(7)で求める。ロケット外径 R_{tot} [m] は図3に示すように酸化剤タンク及び燃焼室は薄肉構造と仮定して式(8)で算出する。また、酸化剤タンク重量 M_{res} [kg] 及び燃焼室重量 M_{ch} [kg] の重量は式(9)で求める。本研究では、構成部材は鉄相当(密度

$\rho_{res} = \rho_{ch} = 7800$ [kg/m³], 許容応力 $\sigma_{res} = 1.6$ [GPa], 安全率 sf は 1.25 とした。これらから、エンジン重量 M_{en} [kg] 及び非エンジン部の重量 M_{ex} [kg] は式(10)で求める。

$$M_{tot} = M_{en} + M_{pay} + M_{ex} \quad (4)$$

$$L_{tot} = 1.5(L_{res} + L_{ch} + L_{nozzle}) \quad (5)$$

$$M_{oxi} = \int_0^{t_{burn}} \dot{m}_{oxi}(t) dt \quad (6)$$

$$M_{fuel} = \int_0^{t_{burn}} \dot{m}_{fuel}(t) dt = \int_0^{t_{burn}} 2\pi r_{port} L_{fuel} \rho_{fuel} \bar{r}_{port} dt \quad (7)$$

$$R_{tot} = r_{web} + t_{reservoir} = \int_0^{t_{burn}} \bar{r}_{port}(t) dt + sf \cdot \frac{P_{res} r_{web}}{\sigma_{res}} \quad (8)$$

$$M_{res} = \rho_{res} V_{res}, \quad M_{ch} = \rho_{ch} V_{ch} \quad (9)$$

$$M_{en} = M_{oxi} + M_{fuel} + M_{ch} + M_{res}, \quad M_{ex} = \frac{2}{3} M_{en} \quad (10)$$

到達高度を求めるためのロケット飛翔解析は、ロケットを質点と仮定し、式(11)に示す運動方程式によって行う。打ち上げは地上に対して垂直方向に行うものとし、大気状態は国際標準大気を参照した。ただし、高度 105km 以上は一様と仮定する。また、推力効率 η_T を定義し、酸化剤流旋回型 HRE の理論性能 ($\eta_T = 1.0$) と、実際の運用を想定した場合の性能 ($\eta_T < 1.0$) を調べられるようにする。空気抵抗は、S-520 の飛翔データを参照値として、圧力抵抗 $D_{p,Design}$ [N] と摩擦抵抗 $D_{f,Design}$ [N] に分解して推算する。この時、摩擦抵抗係数は式(12)で推算し、濡れ面積はロケット形状を円筒形と仮定して算出する。設計したロケットの空気抵抗は、式(13)で示したように基準面積の比を考えることで算出する。

$$a(t) = \begin{cases} (T(t) - D(t))/M_{total}(t) - g & \text{if } V(t) > 0 \\ T(t)/M_{total}(t) - g & \text{if } V(t) = 0 \\ (T(t) + D(t))/M_{total}(t) - g & \text{if } V(t) < 0 \end{cases} \quad (11)$$

$$C_{D_f,S-520} = \frac{0.455}{(\log_{10} R_e)^{2.58} (1 + 0.144 M^2)^{0.65}} \quad (12)$$

$$\begin{cases} D_{p,Design} = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{ref,Design} C_{D_p,S-520} \frac{S_{ref,Design}}{S_{ref,S-520}} \\ D_{f,Design} = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{wet,Design} C_{D_f,S-520} \frac{S_{wet,Design}}{S_{wet,S-520}} \end{cases} \quad (13)$$

2-2 設計探査手法

2-2-1 遺伝的アルゴリズム

本研究では、MDOで大域解を効率良く取得できる多目的遺伝的アルゴリズム⁵⁾(MOGA)を最適化ツールに採用した。図4に示す様にMOGAは、生物の進化過程を模擬したアルゴリズムで、初期集団の設定(Initialization)・性能評価(Evaluation)・解の優劣判定(Selection)・交叉(Crossover)・突然変異(Mutation)によって構成される。ロバスト性に優れていること、及び目的関数や制約条件に可微分性を問わないこと、といった利点をMOGAは持っている。また、多点同時探索であるため、多峰性のある解空間についても多様な解を得ることができる。本研究のHRE 概念設計では、最適化計算によって得られた解集合を分析し、今後の設計指針に対して有益な知見を得ることが目的である。そうした場合、多様な解が取得可能なMOGAの適用が最も効果的と考えられる。

2-2-2 非劣解

一般に、 k 個の目的関数を持つ最小化問題において、 \mathbf{X} を設計可能な解の集合とした場合、 $\mathbf{x}_\alpha, \mathbf{x}_\beta \in \mathbf{X}$ に対して式(11)を満たす \mathbf{x}_β が存在しない場合、 \mathbf{x}_β は \mathbf{x}_α の非劣解と言う。

$$\mathbf{F}_i(\mathbf{x}_\alpha) \leq \mathbf{F}_i(\mathbf{x}_\beta) \quad i = 1, \dots, k \quad (11)$$

ただし、 $\mathbf{x}_\alpha \neq \mathbf{x}_\beta$ とする。この概念を図5に示した。この中で、1と書かれた赤色のプロットが非劣解を表しており、その他の解を劣解と呼ぶ。

2-2-3 寄与度解析(ANOVA)

各設計性能への設計変数の寄与を定量的に調べるため、本研究ではデータマイニング手法の一つである分散解析(ANOVA)⁶⁾を適用した。ラテン超方格法⁶⁾によって抽出された学習データを基に回帰モデルを作成し、回帰モデルの変動について設計変数の主効果や相互作用分を分解して推算する。回帰モデルの変動を数値的に見ることは、解空間全体の把握や設計変数の絞込みに有効である。

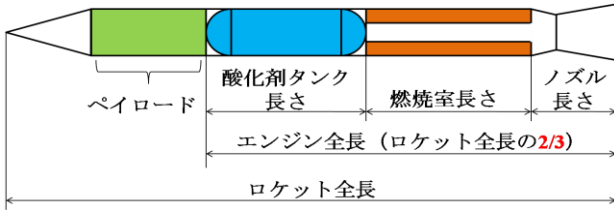


図1 設計するロケットの概念図

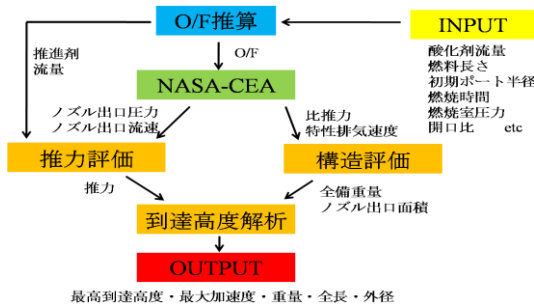


図2 評価コードフローチャート

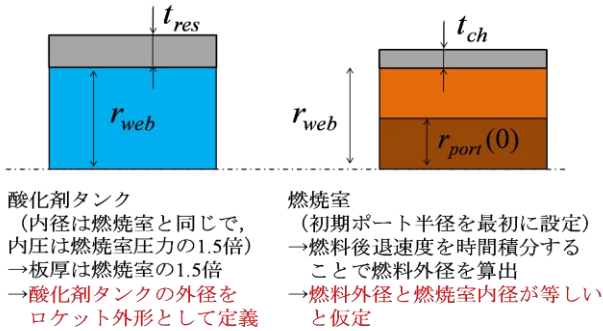


図3 ロケット外径決定法

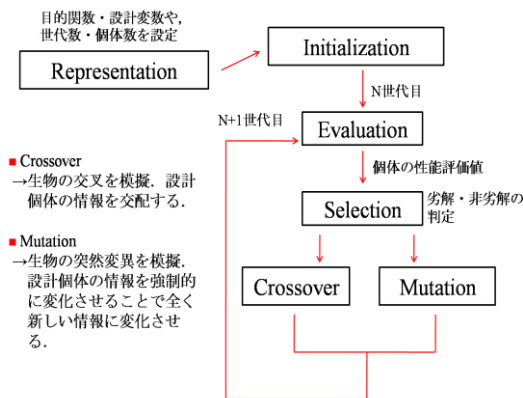
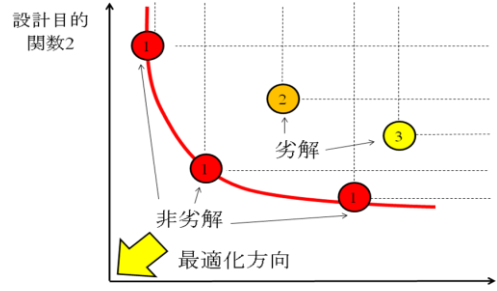


図4 MOGA フローチャート



二つの設計目的関数を最小化する問題を考えた場合、原点方向に向かうほど最適解(非劣解)となる。

図5 非劣解の概念

3 計算結果

3-1 問題設定

本研究では、JAXA保有の固体ロケットS-210程度を考え、50kg のペイロードを取り扱えるHREを検討する。 $\dot{m}_{oxi} \cdot L_{fuel} \cdot P_{ch}$ ・酸化剤タンク内圧 P_{res} [MPa] は常に一定とした。目的関数と設計変数は以下に示す通りである。MOGAに与える計算条件は、世代数32, 合計の個体数64と設定する。最適化計算は推進効率 $\eta_T = 1.0$ と $\eta_T = 0.9$ の2ケースを行う。

目的関数： H_{max} の最大化及び、 M_{tot} の最小化
設計変数：

- 酸化剤流量[kg/sec](dv1) $1.0 \leq \dot{m}_{oxi} \leq 30.0$
- 燃料長さ[m](dv2) $1.0 \leq L_{fuel} \leq 10.0$
- 初期ポート半径[mm](dv3) $10.0 \leq r_{port}(0) \leq 200.0$
- 燃焼時間[sec](dv4) $15.0 \leq t_{burn} \leq 35.0$
- 燃焼室圧力[MPa](dv5) $3.0 \leq P_c \leq 4.0$
- 開口比[-](dv6) $5.0 \leq \varepsilon \leq 7.0$

3-2 計算結果

3-2-1 解空間の探索結果

図6は、最適化計算によって得られた全ての解集合を示したものである。図6を見ると、効率の違いに依らず H_{max} 最大化と M_{tot} 最小化にはトレードオフ(相反)関係があることがわかる。また、 M_{tot} がある値を超えると H_{max} の増加が急激に緩やかになることも観察できる。今回考えたロケットモデルでは、 $\eta_T = 1.0$ の理想状態でも H_{max} が200km が限度である。

図7に効率の違いが非劣解に与える影響を示す。 $\eta_T = 0.9$ を仮定すると、 M_{tot} が同じ場合 H_{max} が約20%減少する。これは、 η_T が0.1減少すると、 R_{tot} はほとんど変わらないがロケット L_{tot} が10%程度大きくなる傾向(図8参照)があり、これによって濡れ面積が10%増加し、摩擦抵抗が大きくなった

ため η_T の減少値10%以上に H_{max} が損なわれたためと考えられる。

3-2-2 現行ロケットとの比較

S-210固体ロケットと図7の中で緑色の丸によって示した探索結果の比較を行う。 $\eta_T = 1.0$ と $\eta_T = 0.9$ の各ケースで得られた非劣解のうち、到達高度がS-210と同等のものについて各設計性能の比較を示している。S-210と $\eta_T = 1.0$ では同程度の緒元となっているが、ロケット縦横比 L/D (L_{tot}/R_{tot})はS-210に比べてHREは大きくなっていることがわかる。HREは燃料後退速度が小さいために L/D が大きくなりやすいと言われているが、本研究の結果からもその傾向を見る事が出来た。また、 $\eta_T = 0.9$ でS-210程度の性能を出すためには M_{tot} が約1.7倍となるが、 M_{res} や M_{ch} 等の構造重量が同程度だとすると、摩擦抵抗の増加分も考慮すると推進剤をそれ以上程度多く積載する必要があることもわかる。

3-2-3 設計空間に関する考察

次に、2つの計算ケースで得られた解の中から非劣解のみを抽出し、設計変数同士の関係を調べることでHREの特徴を抽出することを試みる。図9は、 $\dot{m}_{oxi} \cdot L_{fuel} \cdot r_{port}(0)$ の関係を示したものである。 $\dot{m}_{oxi} \cdot L_{fuel} \cdot r_{port}(0)$ はO/Fの時間変動やロケット構造に深く影響することが予測され、非劣解ではこれらの3つのパラメータ間全てに何らかの関係が成立すると考えられる。図9を見ると、非劣解を与える \dot{m}_{oxi} と L_{fuel} の間に線形相関が確認できる。また、非劣解では $r_{port}(0)$ が50~70mm前後に集中している様子が見られるが、 \dot{m}_{oxi} と $r_{port}(0)$ 及び L_{fuel} と $r_{port}(0)$ に相関関係は確認できない。この結果から、本評価手法では $r_{port}(0)$ を50~70mm前後で検討すれば性能の高いHREを設計しやすいと言える。

3-2-4 ANOVAの結果

図10に示すANOVAの結果を見ると、 $H_{max} \cdot M_{tot} \cdot \text{最大加速度}_s$ に対して \dot{m}_{oxi} の影響が大きいことがわかる。 \dot{m}_{oxi} が燃料流量に大きく関わる乱流境界層燃焼によって推力を得ていることや、 \dot{m}_{oxi} が積み込む M_{oxi} と M_{fuel} の双方を決定することを考えると物理的にも妥当な結果と言える。

本研究による設計探索の結果、 \dot{m}_{oxi} の変動が設計性能に与える影響は大きいこと、非劣解での \dot{m}_{oxi} と L_{fuel} に線形な関係があること等のHRE設計に関する知識を抽出することができた。これらの結果から、本ツールはHRE設計問題の特徴を俯

瞰するのに有効であると言える。

しかしながら、本研究で作成したモデルでは $r_{port}(0)$ の変動が設計性能に与える影響を十分に捉えることができなかった。これは、本来は変動すると思われる P_{ch} を時空間的に一定としているためと考えられる。 P_{ch} の時空間的な変化をモデル化することで、燃焼室空間に設計変数の寄与度をさらに詳細に分析できるものと思われる。

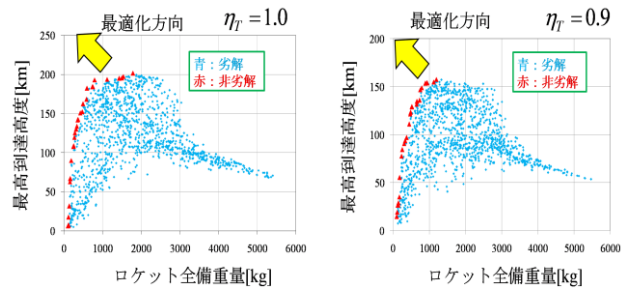


図6 探索結果

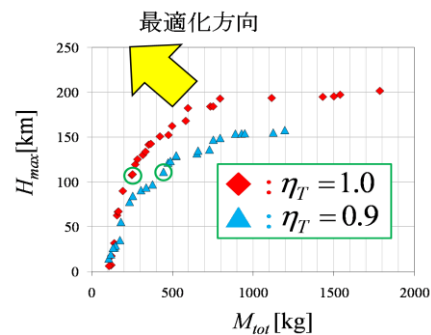


図7 効率の違い

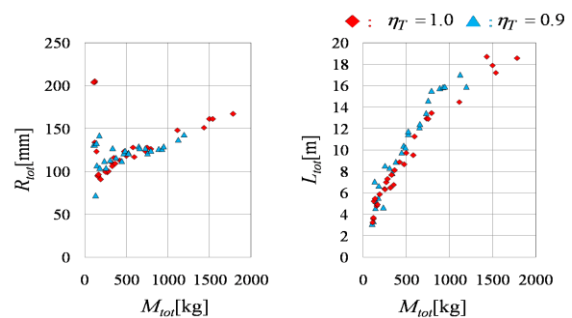


図8 L_{tot} と R_{tot} の変化

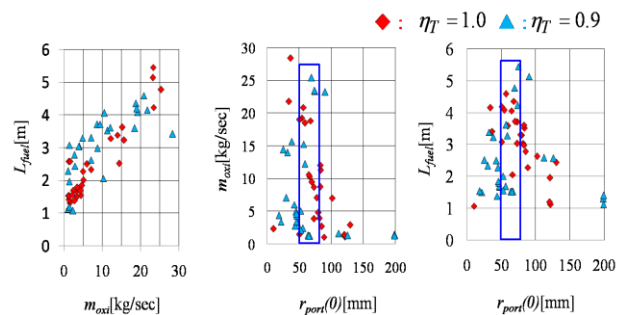


図9 $\dot{m}_{oxi} \cdot L_{fuel} \cdot r_{port}(0)$ の関係

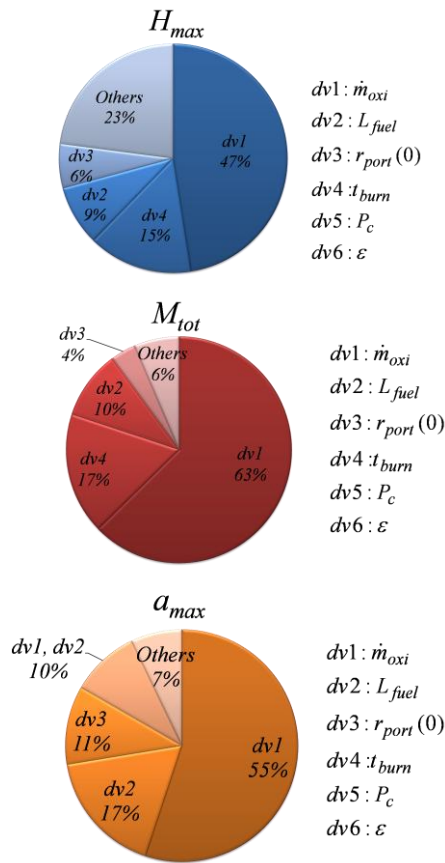


図 10 寄与度解析の結果

表 1 固体ロケットと HRE の比較

	S-210	$\eta_T=1.0$	$\eta_T=0.9$
H_{max} [km]	110	108	111
W_{tot} [kg]	260	248	444
L_{tot} [m]	5.2	6.4	9.8
R_{tot} [mm]	210	204	224
L/D	24.8	31.4	43.6
M_{pay} [kg]	40	50	50

4 まとめ

HRE概念設計探索ツールの構築を行い、実問題への適用を試みた。設計探索の結果、 \dot{m}_{oxi} の変動が設計性能に与える影響は大きいこと、非劣解では \dot{m}_{oxi} と L_{fuel} に線形な関係があること等のHRE設計に関する知識を抽出することができた。以上から、作成したツールは概念設計時にHRE設計問題の特徴を俯瞰するのに有効であると言える。

今後は $r_{port}(0)$ の影響を正しく評価するため、 P_c

の時間変動を考慮するなど、性能評価の高度化を行い、HREの利用を想定した多様な問題に適用していく予定である。

謝辞

本研究を行うにあたり、宇宙航空研究開発機構の嶋田徹、並びに首都大学東京の湯浅三郎・櫻井毅司先生をはじめハイブリッドロケットワーキンググループの皆様にご助言を頂きました。ここに感謝の意を表します。

参考文献

- 1) Thicksten, Z., et al. "Handling Considerations of Nitrous Oxide in Hybrid Rocket Motor Testing," *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Hartford, CT, AIAA Paper 2008-4830, July 21-23, 2008.
- 2) Yuasa, S., et al. "Development of a Small Sounding Hybrid Rocket with a Swirling-Oxidizer-Type Engine," *37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Salt Lake City, Utah, AIAA Paper 2001-3537, July, 2001.
- 3) 白石, 他, 「ハイブリッドロケットの燃焼特性がエンジン性能に及ぼす影響」, 第 49 回航空原動機・宇宙推進講演会講演論文集, [CDROM], 2009.
- 4) Gordon, S. and McBrid, B. J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications I. Analysis," NASA RP1311, 1994.
- 5) Fonseca, C. M., et al. "Genetic Algorithms for Multiobjective Optimization: Formulation, Discussion and Generalization," *Proc the 5th ICGA*, pp.416-423, 1993.
- 6) Jeong, S., et al. "Efficient Optimization Design Method Using Kriging Model," *J Aircraft*, Vol. 42, No. 2, pp. 413-420, 2005.