

遺伝的アルゴリズムを用いた3段式ハイブリッドロケットの多目的設計探査

北川洋介[†], 金崎雅博[†], 北川幸樹^{††}, 中宮賢樹^{††}, 鳴田徹^{††}

首都大学東京システムデザイン学部[†], 宇宙航空研究開発機構^{††}

1. はじめに

現在, 宇宙輸送に用いられる主要なロケットには液体ロケットと固体ロケットがある[1]. どちらも酸化剤と燃焼剤の相を液体・固体で統一し, 予め酸化剤と燃焼剤を混合した上で燃焼させるため(予混合燃焼), 酸化剤と燃焼剤の質量混合比(O/F)を一定としやすく安定した推力を得やすい. 一方で, それぞれに欠点も指摘される. 液体ロケットでは液体燃料を低温で管理する必要があり, 運用上のコストが高い. また, 混合を行うためのポンプが必要となるなど, 推進器構造も複雑となりがちである. 固体ロケットは, 一度点火すると燃焼が連続して起こり, その後に停止をする事ができないため安全とは言えない形式である. また, 固体ロケットでは, 酸化剤として酸化性固体である過塩素酸アンモニウム(NH₄ClO₄)などを用い, 燃焼温度を高めるために酸化アルミニウム(Al₂O₃)と混合したコンポジット推進薬とすることが多いが, 燃焼反応後にこれらの化合物から放出される塩化物やアルミニウムが環境に悪影響を及ぼすことも問題とされる.

ハイブリッドロケットエンジン(Hybrid Rocket Engine: HRE)は, 推進剤を構成する酸化剤と燃焼剤をそれぞれ異なる相(主に液体酸化剤と固体燃焼剤)とするロケットエンジン(Fig.1(a))で, 液体・固体各ロケットの利点を同時に生かす事ができる. HREが利用された例として, 初の民間有人宇宙飛行を達成したSpaceShip-One[2]が記憶に新しい. 我が国でも, 宇宙航空研究開発機構(JAXA)でハイブリッドロケット研究ワーキンググループが設置され, JAXAや大学などで液体の酸化剤と固体の燃焼剤によるHREを中心に多くの研

究[3-5]が行われている. これらの研究によるHREの特徴として, 環境負荷が低い推進剤の組み合わせが多数提案されている事が挙げられる. また, 液体の酸化剤を用いることでスロットリングによる推力調整が可能となる事による, 安全性の高さも特徴である. さらに, 液体ロケットと比べて酸化剤と燃料の供給系を簡素化する事も出来, 低コストに推進器を設計する事が出来る. こうした事から, HREの実用化は手軽な宇宙輸送方式として教育研究機関や民間から歓迎され得るものと考えられる.

一方で, HREは異なる相の酸化剤と燃焼剤の燃焼反応により推力を得るが, これは同相の酸化剤と燃焼剤の質量混合比(O/F)を予め調整することが出来る従来の液体・固体ロケットと大きく異なる点である. HREでは, 酸化剤と燃焼剤が触れ合った時に燃焼が進み, 推力を得るが, O/Fを予め調整出来ないため, 酸化剤を通すことが出来る燃料の形や酸化剤の供給法などを最適に組み合わせる事を考えなくてはならない. さらに, 宇宙輸送機はミッション要求を満たす高度を得るために燃料を多く積むが, 必要以上に積むと衛星などのペイロードを積む余裕が無くなってしまうため, 燃料搭載量とペイロード重量, 到達高度などには厳しいトレードオフがある. HREを宇宙輸送ミッションに積極的に活用するためには, Fig.2に纏めたようなエンジン性能の決定要因やトレードオフを体系的に知識化し, 各燃焼方式に最適な形状と燃焼過程を見出さなくてはならない.

そこで, 本研究ではFig.1(b)に示すHREを用いた3段式打ち上げ機(Launch Vehicle: LV)の最適化問題を遺伝的アルゴリズムによって解く. 最適設計においては推力の大きさが期待できるWAX燃料+酸化剤旋回流型の燃焼モデルを全段に用いる事とし, ペイロード質量/全備質量最大化と全備質量最小化の二目的設計問題を多目的遺伝的アルゴリズム(Multi-Objective Genetic Algorithm: MOGA)により解く. また, そこから得られた大域的な非劣解集合からデータマイニングを用いて設計知識の獲得を行い, 目的とするLVにおいて設計空

Title of Paper

[†] Yosuke Kitagawa (k_yosuke_s6212@yahoo.co.jp)

[†] Masahiro Kanazaki (kana@sd.tmu.ac.jp)

^{††} Koki Kitagawa (kitagawa.koki@jaxa.jp)

^{††} Masaki Nakamiya (nakamiya.masaki@jaxa.jp)

^{††} Toru Shimada (shimada.toru@jaxa.jp)

Faculty of System Design, Tokyo Metropolitan University()
Institute of Space and Astronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency()

間が適切であるか、どのような設計が期待出来る設計であるか、等について考察を行う。

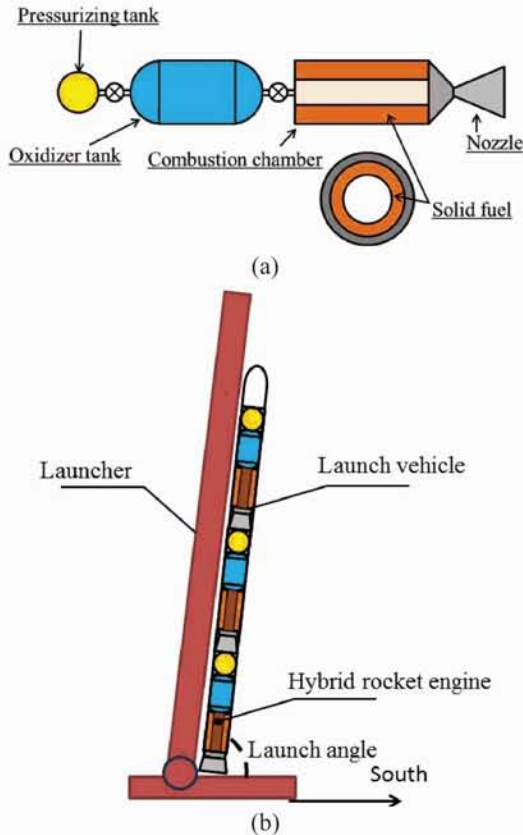


Fig.1 ハイブリッドロケットのイメージ。(a)エンジンの概念図、(b)多段ロケットとしたときの射点におけるイメージ。



Fig.2 打ち上げ機設計の設計を決定する要因と性能のトレードオフ。

2. HRE性能評価手法

設計するHREを用いたLVは加圧ボンベ、酸化剤タンク、燃焼室、ノズルから構成される3段式ロケット (Fig.1(a)) を検討する。HRE設計において、固体燃焼剤酸化剤が通るポート半径とその時間変化はロケット性能に大きく影響する。平板とした燃焼剤が後退して

いく速度 (燃料後退速度) は経験的に次式で与えられる。

$$r_{port}(t) = a \cdot G_{oxi}^n(t) \quad (1)$$

ここで、 $r_{port}(t)$ 及び $G_{oxi}^n(t)$ はそれぞれ燃料後退速度と酸化剤質量流束であり、 a 及び n は燃焼方式によって実験的に決められる係数と指数、 t は時間である。燃焼剤にシングルポート型に成形したWAXを採用し、酸化剤を無旋回流として供給した場合、(1)式の係数は実験的に求められており[4]、 $r_{port}(t)$ は次式として推算される。

$$r_{port}(t) = 0.1561 \times 10^{-3} \cdot G_{oxi}^{0.3905}(t) \quad (2)$$

酸化剤を旋回流として供給すると、 $r_{port}(t)$ が大きくなり、式(2)の係数が α 倍になった事に相当する。

$$r_{port}(t) = a \cdot G_{oxi}^{0.3905}(t) \quad (3)$$

$$(a = \alpha 0.1561 \times 10^{-3})$$

本研究ではこの性質を利用して、係数 a を各段における燃焼速度を決める設計変数 a_m とすることで、格段の必要推力を求める事とする。なお、下付きの $_m$ は段数を表す。Fig.3に性能評価コードのフローチャートを示し、次節以降にHRE性能評価法の詳細を記述する。

2.1 燃料形状

初期の酸化剤流量 $m_{oxi_m}(0)$ と $G_{oxi_m}(0)$ を設計変数として与えると、初期の燃料ポート半径 $r_{port_m}(0)$ 及び燃料長さ L_{fuel_m} は次式から計算される。

$$r_{port_m}(0) = \sqrt{\frac{m_{oxi_m}(0)}{\pi G_{oxi_m}(0)}} \quad (4)$$

$$L_{fuel_m} = \frac{m_{fuel_m}(0)}{2\pi r_{port_m}(0) \cdot r_{port_m}(0) \cdot \rho_{fuel}} \quad (5)$$

燃料流量の初期値 $m_{fuel}(0)$ は設計変数として与える初期の混合比 $O/F_m(0)$ から式(6)で求める。

$$m_{fuel}(0) = \frac{m_{oxi}(0)}{O/F(0)} \quad (6)$$

ここで、 ρ_{fuel} は燃料密度である。ポート半径や燃料長さを直接設計変数としない理由は、 $G_{oxi}(t)$ や $O/F_m(t)$ に燃焼工学的に実用上の上下限値を設定して、その初期値を設計空間に直接反映させるためである。

2.2 O/Fと燃焼室圧力の時間変動評価

$m_{fuel_m}(t)$ は燃料流量の時間変化であり、式(3)と次式から求められる。

$$m_{fuel_m}(t) = 2\pi r_{port_m}(t) L_{fuel_m} \rho_{fuel} r_{port_m}(t) \quad (8)$$

従って、混合比の時間変化 $O/F_m(t)$ は次式で計算できる。

$$O/F(t) = \frac{\dot{m}_{oxi}}{\dot{m}_{fuel}(t)} \quad (7)$$

$$= \frac{\dot{m}_{oxi}}{2\pi r_{port}(t) \cdot L_{fuel} \cdot r(t) \cdot \rho_{fuel}}$$

燃焼室圧力の時間変化 $P_{ch_m}(t)$ は、 $O/F_{-m}(t)$ での特性排気速度 C^* を化学平衡計算プログラムNASA Chemical Equilibrium with Applications (NASA-CEA) [5]から求めた上で、次式で算出する。

$$P_{ch_m}(t) = \frac{\dot{m}_{prop_m}(t) \cdot C^*}{A_{thr_m}} \quad (9)$$

ここで、 $\dot{m}_{prop_m}(t)$ は推進剤質量流量 ($= \dot{m}_{oxi_m}(t) + \dot{m}_{fuel_m}(t)$)、 A_m はノズルスロート面積である。

2.3 質量・構造評価

2.3.1 燃料重量と酸化剤重量

本研究では、酸化剤を液体酸素 (LOX)、燃料をWAX (FT-0070) とした。燃焼剤と酸化剤の質量は燃料時間 tc_m の間に完全に消費されるとして、次式で求める。

$$M_{oxi_m} = \int_0^{tc_m} \dot{m}_{oxi_m}(t) dt \quad (10)$$

$$M_{fuel_m} = \int_0^{tc_m} \dot{m}_{fuel_m}(t) dt \quad (11)$$

燃焼室や酸化剤タンク、加圧タンクの構造重量は tc_m における最大内圧に耐えられる厚さをもつ構造として評価する。燃焼室はM-VロケットのCFRP化されたモーターケースと同等のものを使い、次式で燃焼室重量を算出する。

$$M_{ch_m} = \frac{P_{ch_m} Vol_{ch_m}}{17.3 \times 10^4} \quad (12)$$

ここで、 Vol_{ch_m} は構造材料の総体積であり、許容応力を2.4GPa、安全率を1.5として板厚を求めた。

酸化剤タンクはFig.1(a)に示すように薄肉球殻(薄肉円筒構造)とし、板厚は燃焼室と求める。酸化剤タンクは極低温環境に曝されるため、アルミライナ付きのCFRP製とした。また、燃焼室に酸化剤を放出するため酸化剤タンク圧力 $P_{ot_m}(t)$ は燃焼室圧力の2倍と仮定し、タンク重量は次式で算出する。

$$M_{ot_m} = \frac{P_{ot_m}(0) Vol_{ot_m}}{4.4 \times 10^4} = \frac{2 P_{ch_m}(0) Vol_{ot_m}}{4.4 \times 10^4} \quad (13)$$

酸化剤は加圧タンクからの圧力により燃焼室に送り出される事とするが、加圧ガスにはヘリウムを使用する。燃焼前と燃焼後の状態方程式から加圧ボンベ内容積 Vol_{pt} と加圧ガス重量 M_{He} を次の通り求める。

$$P_{pt_m}(0) Vol_{pt_m} = M_{He_m} RTi \quad (14)$$

燃焼前後の加圧タンク圧力 P_{pt_m} は等エントロピー変化し、燃焼後は酸化剤タンク圧力 P_{ot_m} と等しくなるとすると次式を得る。

$$P_{ot_m} (Vol_{ot_m} + Vol_{pt_m}) = M_{He_m} RTf \quad (15)$$

ここで、初期の温度 Ti と燃焼後の温度 Tf は次式の関係が成り立つ。

$$Tf = Ti \left(\frac{P_{ot_m}(tc)}{P_{pt_m}(0)} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \quad (16)$$

但し、比熱比 $\kappa=1.66$ とする。加圧ボンベの材料は燃焼室と同じものを使用する事として、式(14)-(16)を連立して M_{He_m} と Vol_{pt_m} が求まり、 M_{pt_m} を次式の通り得る。

$$M_{pt_m} = \frac{P_{pt_m} Vol_{pt_m}}{17.3 \times 10^4} \quad (17)$$

2.3.5 ノズルの構造評価

ノズル重量は経験式である次式で算出する。

$$M_{noz_m} = 125.0 \left(\frac{M_{prop_m}}{5400.0} \right)^{\frac{2}{3}} \left(\frac{\epsilon_m}{10.0} \right)^{\frac{1}{4}} \quad (18)$$

ここで、 M_{prop_m} は推進剤重量、 ϵ はノズル開口比である。

2.3.6 ロケット構造および全備重量

フェアリング部の長さは3段目の燃焼室・酸化剤タンク・加圧ボンベ・ノズル長さの総和の1.5倍と仮定し、ロケット全長は各段の燃焼室・酸化剤タンク・加圧ボンベ・ノズル長さフェアリング部長さの総和とする。本研究では、ロケット外皮の板厚はないものとし、ロケット外径は求めた燃焼室・酸化剤タンク・加圧ボンベの外径で最大のものと同じとする。その他の構造重量は、燃焼室・酸化剤タンク・加圧ボンベ・ノズル重量の総和の30%とし、全備重量は求めた重量の総和とする。

2.4 質量・構造評価

2.4.1 運動方程式

ロケットを質点とし、式(19)~(24)の運動方程式によって3次元の軌道解析を行う。

$$\frac{dr}{dt} = V \sin \gamma \quad (19)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{V \cos \gamma \cos \psi}{r \cos \phi} \quad (20)$$

$$\frac{d\phi}{dt} = \frac{V \cos \gamma \sin \psi}{r} \quad (21)$$

$$\frac{dV}{dt} = \frac{T - D}{M} - g \sin \gamma \quad (22)$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = \left(\frac{V}{r} - \frac{g}{V} \right) \sin \gamma \quad (23)$$

$$\frac{d\psi}{dt} = - \frac{\cos \gamma \tan \phi \cos \psi}{r} \quad (24)$$

ここで、 r は地心距離、 θ は経度、 ϕ は緯度、 V は速度、 γ は経路角、 ψ は方位角、 T は推力、 D は抗力、 g は重力加速度である。

2.5 質量・構造評価

2.5.1 推力評価

NASA-CEAによりノズル出口流速 u_e と圧力 P_e を求め、式(25)から推力 T を算出する。

$$T = \eta_{CF} \eta_{C^*} (\dot{m}_{prop} u_e + (P_e - P_a) A_e) \quad (25)$$

ここで、 P_a は大気圧、 A_e はノズル出口面積である。ノズル壁面での摩擦等で起こる推力損失、不完全燃焼による推力損失を模擬しているパラメータであるCF効率 η_{CF} 、及びC*効率 η_{C^*} はそれぞれ0.98と0.95とした。

2.5.2 空気抵抗

空気抵抗はS-520ロケットの飛行データを参考にし、圧力抵抗と摩擦抵抗から算出する。ロケットの表面周りに形成されている境界層は乱流境界層であるとして次式によって、摩擦抵抗係数を算出する。

$$C_{Df} = \frac{0.455}{(\log_{10} R_e)^{2.58} (1 + 0.144 M^2)^{0.65}} \quad (26)$$

ここで、 R_e はレイノルズ数、 M はマッハ数である。圧力抵抗係数 C_{Dp} は式(27)の通り、S-520ロケットの抵抗係数 $C_{D,S-520}$ から摩擦抵抗係数を引くことで算出する。この際、 $C_{D,S-520}$ はロケット断面径基準であるから、S-520ロケットの機体基準摩擦抵抗係数 $C_{Df,S-520}$ もロケット断面径 $S_{ref,S-520}$ 基準に変換する。

$$C_{Dp} = C_{D,S-520} - C_{Df,S-520} \frac{S_{wet,S-520}}{S_{ref,S-520}} \quad (27)$$

ここで、 $S_{wet,S-520}$ はS-520のロケット表面積である。

式(26)、(27)から空気抵抗は次式で求める。

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 (S_{wet} C_{Df} + S_{ref} C_{Dp}) \quad (28)$$

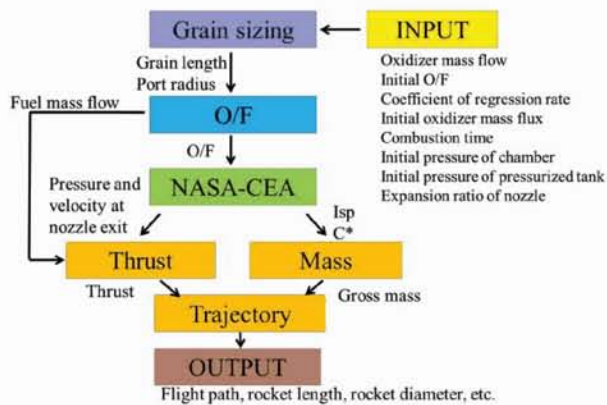


Fig.3 ハイブリッドロケットエンジン及び打ち上げ機の性能評価手順。

3. 設計探索手法

3.1 多目的遺伝的アルゴリズム

多目的遺伝的アルゴリズム(Multi-objective genetic algorithm: MOGA)とは生物の環境適応進化からヒントを得たアルゴリズムで、特に多目的問題に対して最適値を与える大域的な解の探索が可能である。本研究では、MOGAの改良版である領域分割型MOGA(DRMAGA) [7]を用いた。DRMAGAとは、個体群を目的関数に従って領域を分割し、その領域ごとにMOGAを行う方法である。

3.1.1 選択

次の世代を構成する個体を生成するために、その親となる個体を選択する。MOGAではパレートランキング法により決定され、図3に概念を示す。この方法では、全個体に対して個体 X_i を支配している個体数 n_i のとき、その個体の持つランクは $1 + n_i$ となる。このランクに基づいて各世代で保存される個体を決める。

3.1.2 交叉

集団内から選択された2つの個体の間で遺伝子情報の一部を交換し、次世代の個体を生成する。本研究では実数型遺伝子表現に対応したBLX- α の用い、図5に概念を示す。この方法は、親個体の各変数の区間 d_i を両側に αd_i だけ拡張した区間から一様乱数にしたがってランダムに子個体を生成する。

3.1.3 突然変異

遺伝子を強制的に操作することにより、交叉だけでは生成されないような個体を生成し、集団の多様性を保つ。図6は概念を示し、設計変数ごとに一様乱数により新しい実数値を発生させる。

3.2 平行座標表示 (Parallel Coordinate Plot: PCP)

平行座標表示は多変数データを可視化する統計グラフ手法の一つである。PCPは横軸に設計変数や目的関数、縦軸に正規化した設計値をとり、同一サンプル同士を線で結ぶ。これはすべての設計変数の座標軸を一画面に表示できることから、同時にすべてのデータを可視化し、全体の傾向を観察することができる。

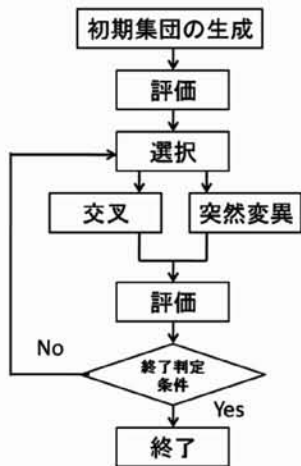


Fig.4 GAのフローチャート

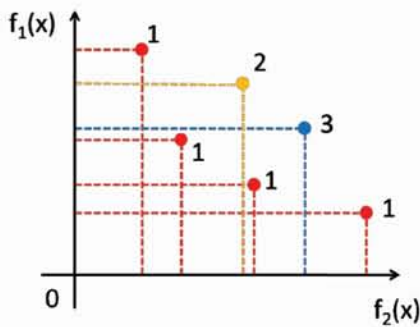


Fig.5 パレートランキング法 (f1, f2の同時最小化問題に適用した場合)

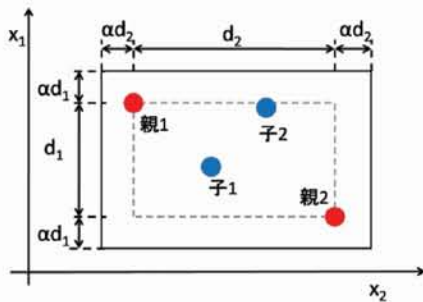


Fig.6 BLX-α

	x_1	x_2	x_3	x_4	x_5
親	2.3	7.3	1.6	5.2	8.9
子	2.3	1.2	1.6	9.4	8.9

Fig.7 突然変異

4. 問題設定

本研究では、各段にWAX燃料(FT-0070)+酸化剤旋回流の燃焼方式を用いたHREで太陽同期遷移軌道(250km×800km)に超小型衛星を軌道投入するLVの設計

を行った。各段のエンジン評価は第2章で述べた評価手法に基づき、図8の様な飛行を行う。図8における $t_{c,m}$ 及び、惰性で航行する時間 t_{coast} もそれぞれ設計変数として扱う。目的関数は、ロケットの運用コスト指標であるペイロード重量比(ペイロード重量/全備重量 M_{pay}/M_{tot})の最大化、全備重量 M_{tot} の最小化である。設計変数とその範囲は表1に示す。

MOGAによる探索において、軌道についての制約条件を3つ、構造についての制約条件を3つ設けた。到達軌道については、3段目燃焼後の高度 $H_{perigee}$ が250km以上、角運動量 $AM_{perigee}$ が52413.5kg・km²/s以上、経路角 $\gamma_{perigee}$ が-0.5度から0.5度となる解が求められるように制約をした。構造については、ロケット縦横比 L_{tot}/D_{tot} が20以下、ノズル出口径 D_{noz} がロケット径 D_{tot} 以下、グレインポート面積 A_{port} がノズルスロート面積 A_{thr} の2倍以上となるような制約を課した。以上で定義した設計問題は以下の通り書ける。

$$\begin{cases}
 \text{Maximize } M_{pay} / M_{tot} \\
 \text{Minimize } M_{tot}
 \end{cases}$$

Subject to

$$\begin{aligned}
 H_{perigee} &\geq 250.0 \text{ km} \\
 AM_{perigee} &\geq 52413.5 \text{ kg} \cdot \text{km}^2 / \text{s} \\
 |\gamma_{perigee}| &\geq 0.5 \\
 L_{tot} / D_{tot} &\leq 20.0 \quad D_{tot} \geq D_{noz} \quad 2.0 A_{port} \geq A_{thr}
 \end{aligned}$$

DRMOGAでの計算条件は、世代数52、分割領域4、領域1つあたりの個体数32、移住周期の世代数16と設定した。また、取り扱う設計範囲をTable1の様に設定した。

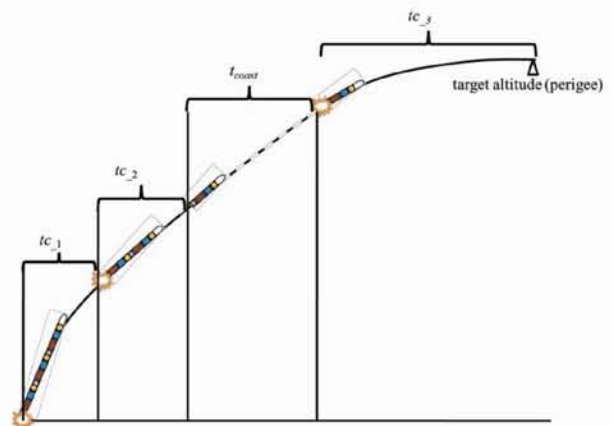


Fig.8 燃焼時間及び飛行のイメージ。

Table 1 設計変数と初期探索における範囲

First stage		Lower	Upper
dv1	$\dot{m}_{ex,1}(0)$ [kg/s]	50.0	150.0
dv2	$O/F_1(0)$ [-]	2.0	3.0
dv3	a_1 [$\times 10^{-3}$]	0.6244	1.561
dv4	$G_{ex,1}(0)$ [kg/m ² s]	200.0	800.0
dv5	tc_1 [s]	40.0	80.0
dv6	$P_{ch,1}(0)$ [MPa]	0.5	5.0
dv7	$P_{pl,1}(0)$ [MPa]	10.0	47.0
dv8	ϵ_1 [-]	2.0	15.0
Second stage		Lower	Upper
dv9	$\dot{m}_{ex,2}(0)$ [kg/s]	$\frac{1}{10}\dot{m}_{ex,1}(0)$	$\frac{1}{3}\dot{m}_{ex,1}(0)$
dv10	$O/F_2(0)$ [-]	2.0	3.0
dv11	a_2 [$\times 10^{-3}$]	0.6244	1.561
dv12	$G_{ex,2}(0)$ [kg/m ² s]	200.0	800.0
dv13	tc_2 [s]	tc_1	$tc_1 + 50.0$
dv14	$P_{ch,2}(0)$ [MPa]	0.5	5.0
dv15	$P_{pl,2}(0)$ [MPa]	10.0	47.0
dv16	ϵ_2 [-]	15.0	60.0
Third stage		Lower	Upper
dv17	$\dot{m}_{ex,3}(0)$ [kg/s]	$\frac{1}{10}\dot{m}_{ex,2}(0)$	$\frac{1}{3}\dot{m}_{ex,2}(0)$
dv18	$O/F_3(0)$ [-]	2.0	3.0
dv19	a_3 [$\times 10^{-3}$]	0.6244	1.561
dv20	$G_{ex,3}(0)$ [kg/m ² s]	100	800
dv21	tc_3 [s]	tc_2	$tc_2 + 50.0$
dv22	$P_{ch,3}(0)$ [MPa]	0.5	5.0
dv23	$P_{pl,3}(0)$ [MPa]	10.0	47.0
dv24	ϵ_3 [-]	50.0	100.0
dv25	tc_{total} [s]	0.0	300.0

5. 結果と考察

5.1 解空間の探索結果と設計知識に基づく再探索設定

Table1に示すMOGAの探索により得た各制約条件を満たす非劣解についての目的関数空間をFig.9に示す。Fig.9からペイロード質量比と全備質量にはtrade-offの関係があることが分かる。最大の M_{pey}/M_{tot} は1.30%であり、この性能を示す形状Des1はFig.10に示す通りとなった。Fig.10より、段を追うごとに L_{fuel} が顕著に短くなっていくことが分かる。また、ノズルは L_{fuel} とは反対に大きくなっていくことも特徴である。これらの事から1段目・2段目は長秒時の推力で加速し、3段目は単秒時ながら高推力を得て目的の軌道に乗せる設計となっていると考えられ、ロケットの設計において合理的な結果となっている。この時の M_{tot} は18.9ton、 M_{pey} は246.0kgである。

JAXA次期固体ロケットのイプシロンロケット[8]では、 M_{pey}/M_{tot} は約1.3%程度であり、この解は実際の宇宙輸送において十分な打上げ能力を持っていると思われる。一方で、この解は非劣解のうち M_{pey}/M_{tot} が最大のものであり、経験式などによる推算式による評価法を用いている事からも、さらに余裕がある解を求める必要があると考えられる。そこで、得られたパレート解をPCPにより可視化し、設計変数についても観察・検討を行った。Fig.11(a)にMOGAの探索により得た全ての解、Fig.11(b)に M_{pey}/M_{tot} が1.10%以上を満たす解についてソートを行った結果を示す。Fig.11(b)より、Table1で設定した範囲をより絞りこみなどの余地がある設計変数がある事が観察されるため、高い M_{pey}/M_{tot} を達成する設計を得るための設計範囲の再設定を試みる。但し、O/Fについては、燃焼剤と酸化剤の組み合わせによりある程度決定される事と、燃焼時間については燃料との兼ね

合いや実際の運用（制御等）から実用的な値が設定されている事から、これら(dv2, dv5, dv10, dv13, dv18, 及びdv21)は初期の範囲から動かさない事とした。これらの事から再設定した設計範囲を表2に示す。

5.2 再探索の結果

表2の設計空間よりMOGAの探索結果をFig.12に示す。Fig.12から目的関数間のtrade-offはFig.9と同様に観察されるが、非劣解集合がより前進する事になった。また、Fig.9とFig.12の劣解を比較すると再設定した設計範囲の方が良い収束性を示す事も分かる。これらの結果は設計範囲の再設定が適切であった事を示す。最大の M_{pey}/M_{tot} は1.55%であり、この性能を示す形状Des2はFig.12に示す通りとなった。Des1と比較すると、Des2は細長の形状となっており、圧力抵抗を受けにくくなった事が性能向上の一因と考えられる。Fig.12よりこの時の M_{tot} は16.2ton、 M_{pey} は251.0kgである。

Table3にはDes1とDes2の設計空間における比較を示す。この表から、酸化剤搭載量に影響する $m_{fuel,m}(t)$ がDes1と比べてDes2の方が小さい事が分かる。また、 $P_{ch,m}$ や $P_{pl,m}$ 等もDes2の方が小さいが、これらは構造重量と正比例の関係にあるため（式(12)及び(17)）であり、構造面で軽量化が図られた結果となった。 $P_{ch,m}$ が小さくなり過ぎると推力が弱くなるが、 tc_m はDes2の方が長い。加速をかけた加速する設計となっていると言える。加速度の小さいロケットはペイロードへの負荷も小さいため、小型ロケットを念頭に置くことと有望な解と言える。また、細長胴体による抵抗低減の効果によって、弱い推力でも制約条件通りの軌道に達する結果となった。これらは特に $P_{ch,m}$ の設計範囲を下方に再設定した事により得た知見と言える。

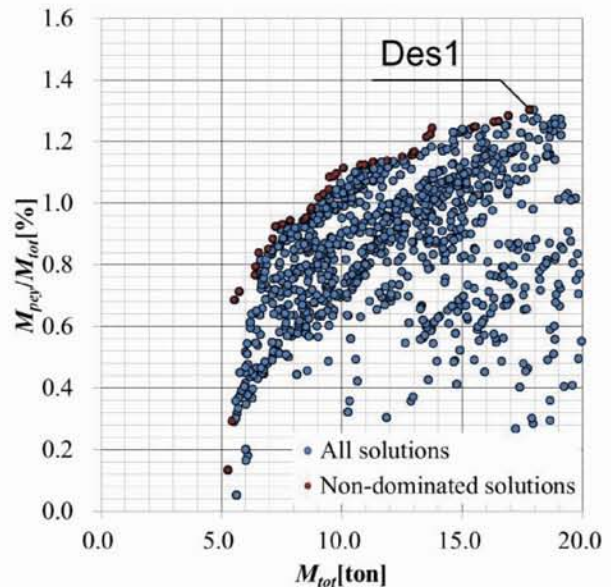


Fig. 9 初期の設計空間に基づくMOGAによる探索結果。

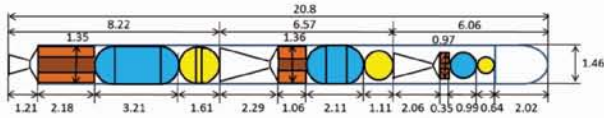
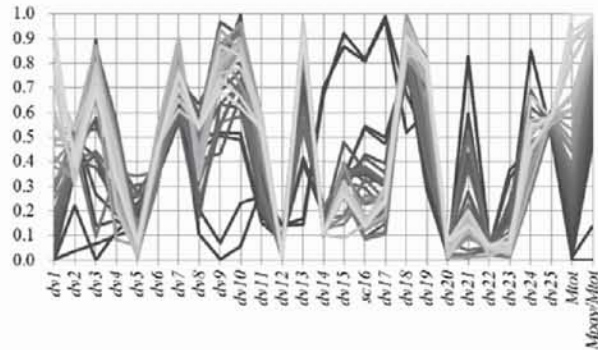
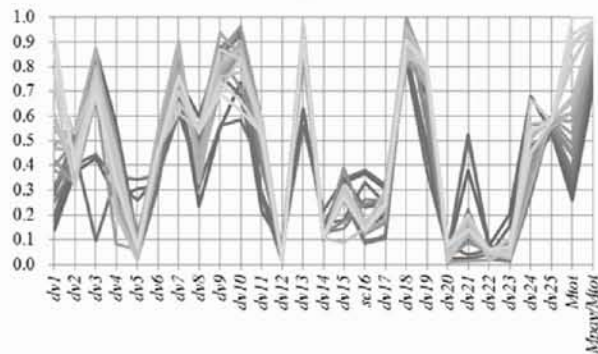


Fig. 10 Des1における各段のエンジンサイズ.



(a)



(b)

Fig.11 PCPによる設計空間の可視化. (a)MOGAにより得た全ての解についての可視化, (b) M_{pcp}/M_{tot} が1.10%を超えるものの解についての可視化.

Table2 再検討した設計空間 (網掛けが再設定した値)

First stage		Lower	Upper
dv1	$\dot{m}_{en,1}(0)$ [kg/s]	30.0	150.0
dv2	$O/F_1(0)$ [-]	2.0	3.0
dv3	$a_1 [\times 10^{-3}]$	0.4683	1.561
dv4	$G_{ex,1}(0)$ [kg/m ² s]	200.0	400.0
dv5	rc_1 [s]	40.0	80.0
dv6	$P_{ch,1}(0)$ [MPa]	1.0	3.0
dv7	$P_{pr,1}(0)$ [MPa]	30.0	35.0
dv8	ϵ_1 [-]	3.0	10.0
Second stage		Lower	Upper
dv9	$\dot{m}_{en,2}(0)$ [kg/s]	$\frac{1}{2}\dot{m}_{en,1}(0)$	$\frac{1}{2}\dot{m}_{en,1}(0)$
dv10	$O/F_2(0)$ [-]	2.0	3.0
dv11	$a_2 [\times 10^{-3}]$	0.6244	1.561
dv12	$G_{ex,2}(0)$ [kg/m ² s]	80.0	200.0
dv13	rc_2 [s]	rc_1	$rc_1 + 50.0$
dv14	$P_{ch,2}(0)$ [MPa]	0.5	2.0
dv15	$P_{pr,2}(0)$ [MPa]	10.0	25.0
dv16	ϵ_2 [-]	15.0	50.0
Third stage		Lower	Upper
dv17	$\dot{m}_{en,3}(0)$ [kg/s]	$\frac{1}{10}\dot{m}_{en,1}(0)$	$\frac{1}{3}\dot{m}_{en,1}(0)$
dv18	$O/F_3(0)$ [-]	2.0	3.0
dv19	$a_3 [\times 10^{-3}]$	0.6244	1.561
dv20	$G_{ex,3}(0)$ [kg/m ² s]	80.0	200.0
dv21	rc_3 [s]	rc_2	$rc_2 + 50.0$
dv22	$P_{ch,3}(0)$ [MPa]	0.5	1.0
dv23	$P_{pr,3}(0)$ [MPa]	10.0	25.0
dv24	ϵ_3 [-]	50.0	100.0
dv25	t_{coast} [s]	130.0	190.0

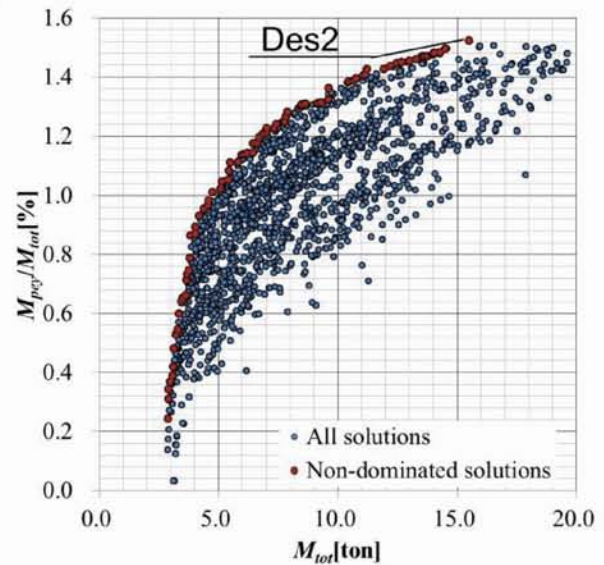


Fig. 12 再検討したの設計空間に基づくMOGAによる探索結果.

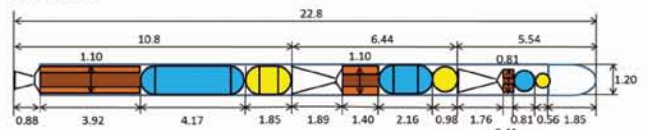


Fig. 13 Des3における各段のエンジンサイズ.

Table3 設計変数の比較(Des1 vs. Des2).

First stage		Des1	Des2
dv1	$\dot{m}_{ox,1}(0)$ [kg/s]	100.3	82.6
dv2	$O/F_1(0)$ [-]	2.47	2.32
dv3	a_1 [$\times 10^{-3}$]	0.134	0.68
dv4	$G_{ox,1}(0)$ [kg/m ² s]	445.0	250.0
dv5	$t_{c,1}$ [s]	43.0	48.8
dv6	$P_{ch,1}(0)$ [MPa]	2.90	1.72
dv7	$P_{pt,1}(0)$ [MPa]	43.5	27.8
dv8	ε_1 [-]	6.3	3.7
Second stage		Lower	Upper
dv9	$\dot{m}_{ox,2}(0)$ [kg/s]	28.3	20.9
dv10	$O/F_2(0)$ [-]	2.88	2.47
dv11	a_2 [$\times 10^{-3}$]	1.14	0.83
dv12	$G_{ox,2}(0)$ [kg/m ² s]	209.0	124.0
dv13	$t_{c,2}$ [s]	90.2	88.2
dv14	$P_{ch,2}(0)$ [MPa]	0.98	0.73
dv15	$P_{pt,2}(0)$ [MPa]	21.7	16.1
dv16	ε_2 [-]	22.1	16.6
Third stage		Lower	Upper
dv17	$\dot{m}_{ox,3}(0)$ [kg/s]	4.3	3.3
dv18	$O/F_3(0)$ [-]	2.87	2.82
dv19	a_3 [$\times 10^{-3}$]	1.32	0.98
dv20	$G_{ox,3}(0)$ [kg/m ² s]	128.0	115.0
dv21	$t_{c,3}$ [s]	96.0	104.1
dv22	$P_{ch,3}(0)$ [MPa]	0.73	0.57
dv23	$P_{pt,3}(0)$ [MPa]	12.8	12.5
dv24	ε_3 [-]	72.4	56.0
dv25	$t_{regress}$ [s]	174.5	177.4

6. まとめ

本研究ではハイブリッドロケットエンジンを宇宙輸送ミッションに生かす事を念頭に、3段ロケット打ち上げ機の最適設計を行った。エンジン性能、及び打ち上げ機の性能は平易な経験式・推算式を組み合わせる事で評価を行い、ペイロード・機体総重量比の最大化と機体総重量の最小化を設計目的とした。軌道投入や構造成立性などについて、6つの制約条件を課し、多目的問題を多目的遺伝的アルゴリズムにより解いた。また、並行座標表示により得られた解についての設計空間の観察も行い、必要に応じて設計空間の再設定を行った。多目的最適解についての情報以外に、燃焼工学、軌道解析などの制約も念頭に置きつつ、設計空間を観察し、範囲を再設定した結果を用いた結果、非劣解集合がより最適方向に前進する結果となった。それらの中から最もペイロード・総重量比が高く、コストパフォーマンスに優れると思われる機体性能を観察し、再設定前の設計空間から得られた最適解と比較する事で以下のような知見を得た。

- 燃焼室圧は比較的低い解のペイロード・総重量比が高い結果となったが、結果として酸化剤タンク圧、加圧タンク圧も低くなり、エンジンの構造重量が小さく出来た事によって考えられる。
- 燃焼室圧が低くなると推力自体は小さくなるが、本研究で得た解は長秒時燃焼を行うことで緩やかに所定の軌道に入る設計となっている。加速度が小さい事によって、ペイロードの負荷も小さくなると思われ、有望な解と考えられる。こうした事から、ハイブリッドロケットエンジンの長秒時燃焼技術

の確立を燃焼技術者に提案する事が出来ると考えられる。

- ロケット全体としては、細長胴体を持つ。これにより、圧力抵抗を低減し、良い性能を達していると考えられるが、ペイロードの収納性、制御性、射点設置時の構造成立性などを検討する必要がある。

今後は、これらの結果を参照し、5kN級の大型燃料を用いたハイブリッドロケットエンジンの燃焼試験が行われる予定である。こうした試験の結果により、燃料後退速度などの実験式をより大型機向けに更新できる事が期待される。さらに、本研究による推算では射点設置時や最大曲げ荷重が打ち上げ機にかかった時の成立性が検討されていないため、こうした事を評価した評価手法の確立も行う予定である。

参考文献

- [1] 柴藤羊二, ロケット工学, コロナ社, 2001年.
- [2] Thicksten, Z., et al. "Handling Considerations of Nitrous Oxide in Hybrid Rocket Motor Testing," AIAA Paper2008-4830, July 21-23, 2008.
- [3] Yuasa, S., et al, "Fuel Regression Rate Behavior in Swirling-Oxidizer-Flow-Type Hybrid Rocket Engines," 8th International Symposium on Special Topics in Chemical Propulsion, No. 143, 2009.
- [4] Hikone, S., et al, "Regression Rate Characteristics and Combustion Mechanism of Some Hybrid Rocket Fuels," Asian Joint Conference on Propulsion and Power, 2010.
- [5] Hori, K., "Application of Glycidyl Azide Polymer to Hybrid Rocket Motor," AIAA Paper 2009-5348, 2009.
- [6] Gordon, S., et al, "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications I. Analysis," NASA RP-1311, 1994.
- [7] Kanazaki, M., et al., "Exhaust Manifold Design with Tapered Pipes Using Divided Range MOGA," Engineering Optimization, Taylor&Francis, Vol. 36, No. 2, pp. 149-164, 2004.
- [8] http://www.jaxa.jp/projects/rockets/epsilon/index_j.html