多目的遺伝的アルゴリズムを用いた超音速燃焼器燃料噴射口形状の最適化^{*1}

Optimization of the Fuel Injector for the Supersonic Combustor Using a Multi Objective Genetic Algorithm

石 部 哲 史^{*2}・松 尾 亜 紀 子^{*3}
Satoshi ISHIBE and Akiko MATSUO

Key Words: Compressible Flows, Supersonic Combustor, Fuel Injector, Genetic Algorithm, Numerical Simulation

Abstract: The optimal fuel injector shape for a supersonic combustor is investigated in terms of rapid mixing of fuel jet and supersonic airstream. A Multi-Objective Genetic Algorithm (MOGA) has been applied to discover the optimal fuel injector shape, and two goals of the optimization are adopted. One is to maximize the jet core height, and the other is to minimize the total pressure loss. The algorithm works well, and the characteristics of the optimized shapes for the fuel injector are understood. The effects of the fuel injector shape, which is derived from the statistical process of the optimized shape, are numerically investigated on the jet core height and total pressure loss.

1. 緒 言

宇宙開発の発展に伴い低コストで信頼性の高い宇宙往還システムが必要となっている。現在提案されているシステムの1つとして、飛行場から水平に離着陸し大気圏内においては大気によって揚力を得るとともに大気をエンジン内に取り入れて酸化剤として用い、宇宙空間においてはロケットエンジンを用いるものがあり、スペースプレーンと呼ばれている。スペースプレーンを実現するためには、空気中の酸素を酸化剤として利用するエアブリージングエンジンが必要不可欠である。極超音速で飛行するスペースプレーンの推進装置として利用されるエンジンでは、従来のように空気取り入れ口において空気流を亜音速まで減少させると、空気流の温度と圧力がエンジン材料の強度を超えて上昇するとともに、燃料が熱分解して吸熱反応を起こすなど様々な問題が生じる。そこで従来のエンジンに代わる次世代の推進機関として燃焼器内においても空気流が超音速となるスクラムジェットエンジンが注目されている。スクラムジェットエンジンは高い全温を持つ主流を空気取り入れ口において衝撃波を用いて圧縮するため、タービンのような機械的可動部分を持たない。したがって構造は単純であるが燃焼器内での空気および燃料の滞留時間が $10^{-3} \sim 10^{-4}$ 秒と極めて短く、エンジン内での混合を促進することが重要な課題である。また、推進機関であることから全圧損失を最小にしながら混合を促進する必要がある。これらを達成するために、燃焼器形状や空気流中への燃料噴射法について様々な研究が行われている¹⁻⁸⁾。しかしながら超音速流

に対する実験的研究においては実験条件を自在に変化させることは難しく、CFDを用いることで燃焼器設計のための検討パラメータを変化させ設計期間の短縮が期待されている。

近年、CFDを用いた設計手法の1つとして遺伝的アルゴリズム(GA)^{9, 10)}が注目されている。GAは生物の進化に着想を得た確率的な最適解探索の一手法である。以下にその手法について簡単に説明する。最適化の目標を設定した上で、あるパラメータの値を生物学上の個体と考えて個体群から成る集団を構成する。世代が進むにつれて各個体の最適化目標に対する適合度が大きな値を持つように進化させ、最終的に最適解に到達させる。ただし、実際にGAを諸問題に適用する際には、最適化すべき目標が複数存在する場合が多い。このとき、解は最も優秀な単一の個体ではなく、「パレート最適解」と呼ばれる個体群として得られる。パレート最適解とはある目的関数の値を改善するためには少なくとも1つの他の目的関数値を悪化させなければならない解のことである。このような解を求めるためには多目的遺伝的アルゴリズム(MOGA)¹¹⁾が用いられる。MOGAでは複数の最適化目標を同時に考慮して適合度の評価を行うため、その点においてGAとは異なる手法が用いられる。

これまでにMOGAを用いて超音速翼やロケットの設計^{11, 12)}が行われ、その有用性が示されている。しかしながらMOGAを超音速燃焼器内の混合場を対象とする問題に適用した例はない。そこで本研究ではスクラムジェットエンジンの重要な構成要素である燃料噴射口の形状に注目し、MOGAを用いた最適化の可能性について明らかにする。また、世代数が進むにつれて変化する各個体の適合度に対して、その要因となる噴射口形状の特徴について検討を行う。さらにその特徴に基づいた形状を設定し流れ場を数値的に再現することで、MOGAを用いた最適化により示された噴射口形状について流体力学的見地より検討を行う。

*1 © 2003 日本航空宇宙学会

平成14年8月27日原稿受理

*2 慶應義塾大学大学院理工学研究科開放環境科学専攻

*3 慶應義塾大学理工学部機械工学科

第 1 図 流れ場の 3 次元概念図

2. MOGA のための設定

2.1 最適化目標の設定 下壁面に設置された燃料噴射口から超音速流中に噴射を行った際の流れ場の概念図を第 1 図に示す。このような流れ場においては噴流を高圧・高密度で噴射するほど噴流は高い位置まで到達する。これに伴って噴射口下流に形成される対向渦 (Counter-Rotating Vortex) が大規模となるため主流と噴流の混合が活発になる。しかし主流に対して噴流は流れに突き出た障害物として働くために、噴流の周囲には強い衝撃波が形成され、全圧損失が増大する。以上の状況をふまえて噴射口下流において主流に垂直な断面 (測定面) を考え、測定面内で最適化目標である目的関数を評価する。目的関数の候補として次の 4 つの物理量に着目した。1 つ目は噴流中心高さである。測定面内で噴射気体が最大となる点を噴流中心と定義し、噴流中心の下壁面からの高さを測定する。噴流中心の高さが大きいほど主流と噴流は混合しやすいと考えられる。2 つ目は全圧損失である。超音速燃焼器内の流れ場において全圧損失は推力の損失に相当する。したがって燃料の噴射による全圧損失は小さくする必要がある。本研究では全圧損失を以下の式で定義する。

$$\Pi = \int \rho u (p_{t,\infty} - p_t) dA$$

ここで ρ は密度、 u は x 方向の速度、 p_t は全圧である。また、 $p_{t,\infty}$ は主流全圧、 dA は測定面の微小面積である。3 つ目は噴流の断面積である。噴射気体の質量分率がある値以上となる領域の面積を噴流の断面積と定義する。噴流の断面積が大きいほど燃焼器内に広く噴流が拡散していることを示し、主流と噴流の混合が活発であると考えられる。4 つ目は噴射気体の最大質量分率である。主流と噴流の混合が活発であるほど下流断面における噴射気体の最大質量分率は速く低下するため、この値が小さいほど混合特性の優れた噴射口であると言える。今回は 4 つの目的関数のうち明らかにトレードオフの関係にあり、MOGA による最適化が有意義であると考えられる噴流中心高さと全圧損失の 2 つを目的関数として選択した。

遺伝子型

1	0	0	...	1
---	---	---	-----	---

遺伝子座番号 1 2 3 ... 121

遺伝子 { 1: 噴流噴射条件を与える
0: 壁面条件を与える

第 2 図 遺伝子型から噴射口形状への変換

噴射口付近の流れ場は諸量の変化が激しいため、測定面の位置が噴射口に近すぎるとその下流で目的関数値が変動し、他の個体との比較において優劣の逆転が生じる可能性がある。一方、測定面の位置を極端に下流側に設定すると計算領域が広くなり計算資源に無駄が生じる。そこで、測定面の位置は各個体の優劣が確定する最も上流側が適当である。本研究では次節に述べる計算条件のもとで測定面の位置を変化させ、 A_{GA} の中心から下流 50 mm を測定面とした。

2.2 遺伝子型から噴射口形状への変換方法 GA は生物の進化に着想を得た確率的な最適解探索の一手法である。まずあるパラメタの値を生物学上の個体と考えて個体群から成る集団を構成する。このとき、MOGA による遺伝的操作を行うために染色体のアナロジーである遺伝子型と呼ばれる一種のデータ形式を定義しておき、各個体の持つパラメタの値と相互に変換できるようにしておく。本研究では第 2 図に示すように各個体は 121 のビット列からなる遺伝子型を持つものとした。遺伝子型から噴射口形状への変換方法は、図に示すようにそれぞれの遺伝子座に噴流を噴射するか否かに対応する 1 または 0 の遺伝子を設定し、次いで図に示すように遺伝子座番号と格子点位置に代表される噴射面積を対応させ、遺伝子型から噴射口形状への変換を行う。ここで図中の A_{GA} は MOGA が境界条件を操作する領域で、121 の格子点を含む 10 mm × 10 mm の正方形である。したがって本研究では A_{GA} 内において噴射口形状が変化する。

3. 数値計算法

支配方程式は二気体種三次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式である。空間積分には Yee¹³⁾ の二次精度 non-MUSCL type TVD Upwind Scheme を用いた。時間積分には LU-ADI 法¹⁴⁾ を利用した。また、乱流モデルとして Baldwin-Lomax モデル¹⁵⁾ を用いた。

計算格子および計算領域は第 3 図に示した通りである。なお、第 3 図 (a) に灰色で示した部分については次章で述べる。格子点数は xyz 各方向に $63 \times 55 \times 61$ で約 21 万点である。ただし、第 3 図の格子線は 1 本おきに表示してい

第3図 計算格子 (単位: mm)

(a) 全体図, (b) 底面図, (c) 側面図.

る．以降の議論ではこれを格子 small と呼ぶ．また，第3図 (b) 中の A_{GA} は前節で述べた MOGA が境界条件を操作する領域で，この領域の中心 (重心) を原点とする．

GA パラメタとして，集団サイズは 30 を用いた．また，交叉方法は 2 点交叉とし，交叉確率を 0.8 とした．突然変異確率は 1~20 世代では 0.08 とし，21~100 世代では 0.04 とした．計算初期において突然変異確率を大きくすることにより解空間の広い範囲を探索可能とし，世代が進んでからは突然変異確率を小さくして解空間の狭い範囲を探索する．選択方法には現在の世代と 1 つ前の世代を合わせた個体群から上位半分の個体を選ぶ Best-N 選択を用いる．また，適応度はパレートランキング¹¹⁾ を割り振った後にニッチングの一手法である Fitness Sharing 法¹¹⁾ を適用して決定する．また，流体解析のためのパラメタは富岡ら⁶⁾ の実験条件と同様に設定した．主流，噴流ともに空気とし，主流についてはマッハ数 3.0，レイノルズ数 $5.0 \times 10^7/m$ ，全圧 620 kPa，全温 285 K とした．また，噴流については出口マッハ数 1.0，全温 385 K，運動量流量を 4.77 N とした．なお，噴射口位置での境界層厚さは 8.5 mm とし，下壁面の温度は 385 K とした．

4. 計算結果の信頼性の検証

本計算を行うに先立ち，噴射口形状についても富岡らの実験と同様に直径 4.2 mm の円形とし計算を行い，計算結果の信頼性について検証を行った．ただし，実験においては結果の測定が噴射口下流 110 mm で行われており，格子 small では測定を行うことができないため，第3図 (a) に灰色で示すように下流側に計算領域を拡張した．以降の議論ではこれを格子 large と呼ぶ．なお格子 large の格子点数は $83 \times 55 \times 61$ で約 28 万点である．

第4図は横軸が噴射気体の質量分率，縦軸が下壁面からの距離を示し， $x = 110 \text{ mm}$ ， $y = 0 \text{ mm}$ での実験値と格

第4図 $y = 0 \text{ mm}$ ， $x = 50, 110 \text{ mm}$ における噴射気体質量分率の高さ方向分布: $x = 110 \text{ mm}$ (●実験結果⁶⁾，○格子 large による計算結果)， $x = 50 \text{ mm}$ (□格子 large による計算結果，×格子 small による計算結果)

第5図 流れ方向位置と全圧損失の関係 (—格子 large による計算結果，○格子 small による計算結果)

子 large を用いた場合の計算結果を示す．また，格子 large および格子 small を用いた場合の $x = 50 \text{ mm}$ ， $y = 0 \text{ mm}$ での計算結果も合わせて示している．まず $x = 110 \text{ mm}$ における 2 つの結果を比較すると，計算結果と実験値の分布がよく一致していることが分かる．また，目的関数を測定する際に重要となる最大質量分率をとる点の高さは定量的に一致している．したがって今回用いた計算コードは今回対象としている流れ場の再現性において十分な信頼性を有すると判断できる．また，先に述べたように実際の計算では格子 small を用いるが， $x = 50 \text{ mm}$ での 2 つの計算結果の比較より計算領域を短くしても計算結果が変わらないことが確認できる．なお，図より直径 4.2 mm の円形噴射口を用いた場合の噴流中心高さは約 12 mm であることが分かる．

次に全圧損失に対する影響について，第5図に計算結果を示す．横軸は原点を A_{GA} 中心位置とし流れ方向位置を示す．縦軸は流入境界での値 Π_0 で無次元化された圧力損失である．目的関数は計算領域内において主流に垂直な任意の断面を考えてこの面内で求められる．また，第5図を上流側から見ていくと，噴射口より上流においては主に主

第 6 図 解空間における世代 1 (+), 10 (△), 20 (◇), 40 (○), 80 (◆), 100 (■) の個体群分布

流と壁面の摩擦により圧力損失が生じて Π/Π_0 の値は緩やかに増加する。A_{GA} の上流端にあたる $x = -5$ mm の位置においては主流と噴流が衝突することによって衝撃波が形成されるため圧力損失は急激に増大する。また、第 1 図に示すように下流にいくにつれてこの衝撃波は斜め衝撃波へと連続的に移行するため、衝撃波の強さは次第に小さくなる。これにともなって衝撃波形成による圧力損失も小さくなり、 Π/Π_0 の値の増加は次第に緩やかになる。以上のような特徴は、計算領域に因らず結果は一致していることが確認できる。なお、 $x = 50$ mm の位置での全圧損失は約 1.98 である。

5. MOGA を用いた噴射口形状の最適化

解空間での個体の分布状況を世代数 1~100 のうち 6 世代 (1, 10, 20, 40, 80, 100) について第 6 図に示す。横軸は全圧損失、縦軸は噴流中心高さを表す。本研究における最適化目標は、全圧損失を最小としながら噴流中心高さを最大にすることであるから、解空間の左上にある個体ほど優れていることになる。図より、世代数の増加にともなって個体の分布する領域が右下から左上へと扇状に広がっていくことが分かる。これは MOGA により 2 つの目的関数が同時に最適化されていることを示している。計算初期には個体群が急激に左上に移動していくが、世代数 80 をこえると個体群の分布する領域はあまり変化しなくなるから、世代数 80 付近で最適値の探索はほぼ収束していると判断できる。

本研究では得られる噴射口形状に対しては A_{GA} 内で変化させるという条件の他に何ら拘束条件を導入していない。したがって最適化された各個体の個々の噴射口形状は特定の傾向を持たない複雑な形状を示している。そこで第 7 図に示すように世代数 100 までに現われた全個体を解空間に配置し、特定の領域に位置する個体群が持つ共通の性質に着目する。第 7 図中に (a) で示した領域には貫通高さが 8 mm 以上の 52 個体が含まれる。また、(b) は 2 つの目的関数がともに良好となるような領域で、全圧損失を x 、噴流中心高さを y とすると $y - 0.0667x > -0.1110$ を満た

第 7 図 世代数 100 までに現われた全個体の分布
領域 (a) 貫通高さ 8 mm 以上の 52 個体、領域 (b) 2 つの目的関数が良好な 50 個体、領域 (c) 全圧損失 1.726 以下の 50 個体。

第 8 図 噴射頻度より得られる噴射口形状
(a) 第 7 図領域 (a), (b) 第 7 図領域 (b)。

す。この領域には 50 個体が含まれる。領域 (c) には全圧損失が 1.726 より小さい 50 個体が含まれる。3 つの領域に含まれる個体群それぞれについて、噴射口形状を決める 121 の各格子点について、噴流が噴射されている頻度を調べた。その結果、領域 (a) に含まれる個体群からは第 8 図 (a) が得られ、領域 (b) に含まれる個体群からは第 8 図 (b) が得られる。第 8 図は噴射口を真上から見た図で、主流は紙面左から右へ流れている。(a) の場合は頂点を上流に向け、各辺がわずかに内側に凹んだ三角形となり、(b) の場合には上流側の隅に 2 つのピット (小孔) が存在し (a) と同様に頂点を上流側に向けた二等辺三角形が中央に位置するような形状となる。第 5 図中の領域 (c) に含まれる個体群についても同様の処理を行ったが、噴射口の面積が大きくなるという傾向が得られるものの、形状については明らかな傾向は見られなかった。

6. 噴射口形状が流れ場に与える影響

MOGA による最適化により示される噴射口形状の指針である第 8 図 (a)(b) に基づいて、個体番号 1 (以降 #1) と #2 の噴射口形状を第 9 図 (a)(b) のように設定した。これらの噴射口形状の設定には著者らの主観が含まれることは

第9図 最適化指針に基づく噴射口形状

(a) 個体番号 1, (b) 個体番号 2, (c) 個体番号 3 (参照円形形状)。

第10図 個体番号 1~3 および MOGA による全個体の解空間における分布

否めない．設定された噴射口を用いて燃焼器中に確立される流れ場を再現し，MOGA による最適化から導かれる流れ場の性質について検討する．また，比較のために一般的に用いられている円形噴射口についても #3 として計算を行った．なお，第9図において外側の太枠は A_{GA} を表し，点線は格子線を示す．また，着色した領域が噴流を噴射する領域に対応する．

計算結果を第10図に示す．計算結果は菱形の点 (◆) として表されており，点の脇の数字は個体番号に対応している．また，図中には MOGA による個体群も合わせて白丸 (○) で示している．今回計算した3個体は MOGA により生成された個体群とは異なる領域に存在することが分かる．このような結果となる原因としては，第9図に示される噴射口形状の条件に著者らの潜在的な希望である単純形状という新たな制約条件が含まれるためである．よって，異なる最適化問題の解が示され，パレート面が移動したと考えられる．次に，今回計算した3個体に着目すると，噴流中心高さが大きい個体群の特徴を与えられた #1 は，3個体の中で最も噴流中心高さが大きくなっていることが分かる．また，#2 は噴流中心高さが #1 に劣るものの，全圧損失は3個体のうちで最小となっている．さらに #2 は #3 と比較して2つの目的関数がともに改善されており，従来の円形噴射口よりも優れた形状が提案できたといえる．

以降は #1 と #2 に注目し，両者の目的関数値に差が生じた原因について流れ場に基づいて考察を行う．噴射口中心

第11図 噴射口中心断面 ($y = 0$) における噴射口付近の圧力分布 (a) 個体番号 1, (b) 個体番号 2。

断面 ($y = 0$) における噴射口付近の圧力分布を第11図に示す．(b) #2 では (a) #1 に比べて噴射口上流の剥離領域が広く，高圧となっていることが分かる．両者の噴射口面積はほぼ等しいため，噴流の密度・圧力も等しい．よって剥離領域が高圧になると噴射口周囲の圧力 (背圧) に対する噴流の圧力は相対的に小さくなり，#2 では噴流の到達する高さが小さくなり，主流中に突き出た障害物としての働きが弱められる．したがって #2 の2つのピットは剥離領域を拡大し噴流上流を予圧縮することにより，噴射口の直上流に生じる弓形衝撃波を弱める働きを持ち，その結果全圧損失が小さくなると考えられる．

下流から上流側を見た場合の噴流付近の流れ線を第12図に示す．図中には第1図に示した対向渦が現れていることが分かる．両図の比較より，(b) #2 の流れの方が奥行き方向 (紙面では左右方向) に広がりを持っていることから，ピットの設置は噴射口の奥行き方向長さを大きくすることと同様の効果があると考えられる．これにより噴流の直上流から両脇へと分かれる主流も奥行き方向に広がるため噴流の背後に回り込みにくくなる．したがって噴流背後で再び合流する際の奥行き方向の速度成分は小さい．この結果，合流後に生じる高さ方向の速度成分が小さいため対向渦の中心位置が低くなり，噴流中心高さは #1 の値を下回ると思われる．

7. 結 論

超音速燃焼器開発のための基礎的研究として超音速空気

第 12 図 下流から見た噴射口付近の流れ線
(a) 個体番号 1, (b) 個体番号 2.

主流と燃料噴流の混合促進および推進機関の設計という観点から「噴流中心位置を高くすること」と「全圧損失を小さくすること」を目標として多目的遺伝的アルゴリズムを用いて燃料噴射口形状の最適化を行った。また、最適化された解から得られた指針に基づいて噴射口形状を設定し流れ場を再現し、噴射口形状が流れ場に与える影響を調査した。得られた結果は以下の 3 点である。

- 1) 多目的遺伝的アルゴリズムを用いることにより最適化目標に向けて集団を進化させることができた。
- 2) 統計的な処理を加えることにより、噴流中心高さが大きい個体群、および 2 つの目的関数値がともに良好となる個体群に共通する噴射口形状の特徴が把握できた。
- 3) 噴射口上流に設置されたピット（小孔）が流れ場に与える影響が明らかになった。

以上より、超音速燃焼器内の混合場を対象とする設計手法として MOGA が有効であることが示せた。

参 考 文 献

- 1) Ben-Yakar, A. and Hanson, R. K.: Supersonic Combustion of Cross-Flow Jets and the Influence of Cavity Flame-Holders, AIAA Paper 99-0484, 1999.
- 2) Baurle, R. A. and Gruber, M. R.: A Study of Recessed Cavity Flowfields for Supersonic Combustion Applications, AIAA Paper 98-0938, 1998.
- 3) Fuller, R. P., Wu, P. K., Nejad, A. S. and Schetz, J. A.: Comparison of Physical and Aerodynamic Ramps as Fuel Injectors in Supersonic Flow, J. Propul. Power, **14** (1998), pp. 135-145.
- 4) Gruber, M. R., Nejad, A. S., Chen, T. H. and Dutton, J. C.: Transverse Injection from Circular and Elliptic Nozzles into a Supersonic Crossflow, J. Propul. Power, **16** (2000), pp. 449-457.
- 5) Barber, M. J., Roe, L. A. and Schetz, J. A.: Simulated Injection through a Wedge-Shaped Orifice into Supersonic Flow, AIAA Paper 95-2559, 1995.
- 6) Tomioka, S., Jacobsen, L. S. and Schetz, J. A.: Interaction between a Supersonic Airstream and a Sonic Jet Injected through a Diamond-Shaped Orifice, AIAA Paper 2000-0088, 2000.
- 7) Mays, R. B., Thomas, R. H. and Schetz, J. A.: Low Angle Injection into a Supersonic Flow, AIAA Paper 89-2461, 1989.
- 8) McClinton, C. R.: The Effect of Injection Angle on the Interaction between Sonic Secondary Jets and a Supersonic Free Stream, NASA TN D-6669, 1972.
- 9) 北野宏明: 遺伝的アルゴリズム, 人工知能学会誌, **7** (1992), pp. 26-37.
- 10) 伊庭齊志: 遺伝的アルゴリズムの基礎 GA の謎を解く, オーム社, 東京, 1994, pp. 25-27.
- 11) 佐々木大輔, 竹口幸宏, 大林 茂, 中橋和博, 広瀬直喜: 次世代超音速輸送機主翼の超音速と遷音速巡航の多目的最適化, 日本航空宇宙学会論文集, **47** (1999), pp. 464-469.
- 12) Schoonover, P. L., Crossley, W. A. and Heister, S. D.: Application of a Genetic Algorithm to the Optimization of Hybrid Rockets, J. Spacecraft Rockets, **37** (2000), pp. 622-629.
- 13) Yee, H. C.: Upwind and Symmetric Shock-Capturing Schemes, NASA TM 89464, 1987.
- 14) Obayashi, S. and Kuwahara, K.: An Approximate LU Factorization Method for the Compressible Navier-Stokes Equations, J. Comput. Phys., **63** (1986), pp. 157-167.
- 15) Baldwin, B. S. and Lomax, H.: Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows, AIAA Paper 78-0257, 1978.