

## 2次元スクラムジェットエンジン・インレットの数値解析

長谷川 進 (宇宙航空研究開発機構 総合技術研究本部 角田宇宙センター)

## Numerical Analysis of Two Dimensional Scramjet Inlet

Susumu Hasegawa (Kakuda Space Center, ISTS, JAXA)

### Abstract

An automated design optimization process is applied to both single and multi objective optimization problems of scramjet engine inlet design. This optimization process integrates together an optimizer with a mesh generator, a flow solver, and an objective analysis tool into an automated optimization loops because the flow simulation is required for every step along the line search and finding the feasible direction. This paper presents the implementation of these new design techniques by the gradient-based optimizer Sequential Quadratic Programming (SQP) and their application to scramjet engine inlet case in flight condition of Mach 8. The performance of scramjet inlets with uniform inflow is improved, and the optimized functions, that is, the total pressure recovery coefficient increases. The trade-off (also known as the  $\epsilon$ -constraint) method is applied and implemented to find the Pareto optimal set formed by the nondominated solutions of the feasible design. The objective functions are the total pressure loss and the drag, and some solutions are obtained to analyze the relations between the total pressure loss and the drag.

### 1. 緒言

宇宙往還機や超音速航空機の推進システムとしてスクラムジェットエンジンが有望視されており、近年、その研究が盛んに行われている。2003年10月1日に発足した宇宙航空研究開発機構(JAXA)においても、将来の宇宙往還機の極超音速飛行用エンジンとしてスクラムジェットエンジンの研究<sup>1) - 6)</sup>を進めている。そのための試験設備であるラムジェット試験設備(RJTF)、高温衝撃風洞(HEST)を用いて、各種飛行条件の気流条件下でエンジン試験を進めており、エンジン内部の様々な現象を明らかにしてきた。

エンジン内の流れは、非常に高速なので実験的研究では把握しきれない現象も数多く存在し、数値計算による現象の解明<sup>7) - 10)</sup>、および数値最適化によるエンジン設計<sup>11) - 17)</sup>を必要とされている。特に、スクラムジェットエンジンのように作動条件が厳しいエンジンでは、各性能を最適化し、十分な推力を得ることが出来るエンジンをコンピュータ上で設計することが求められている。特に、実験的資源、お

よび人的資源に限られるために、コンピュータ上に設計したエンジンの仮想実験を繰り返し最適化するプロセスを自動化して、最適解を見出す研究<sup>18) - 20)</sup>が不可欠になりつつある。

本研究では、スクラムジェットエンジンのインレットの数値最適化の研究を進めた。

### 2. インレット形状と格子生成

2次元の超音速インレットを最適化するにあたり、インレット形状を設計空間で定義する必要がある。図1には、この研究で用いられる超音速インレットを示す。このインレットは、表1に示される6変数、および、表2に示される5の拘束条件で定義される。図1は、インレット部、および分離部からなる。

インレット部は、[0.2 m, 1.25 m]であり、スクラムジェットエンジンの空気圧縮システムである。図1に示すように、インレットは3つのランプを持ち、第1ランプ、第2ランプ、および第3ランプの角度をそれぞれ、 $\theta_1, \theta_2, \theta_3$ とする。分離部は、[1.25 m, 1.45 m]であり、インレット部と燃焼器の間にあ

る。

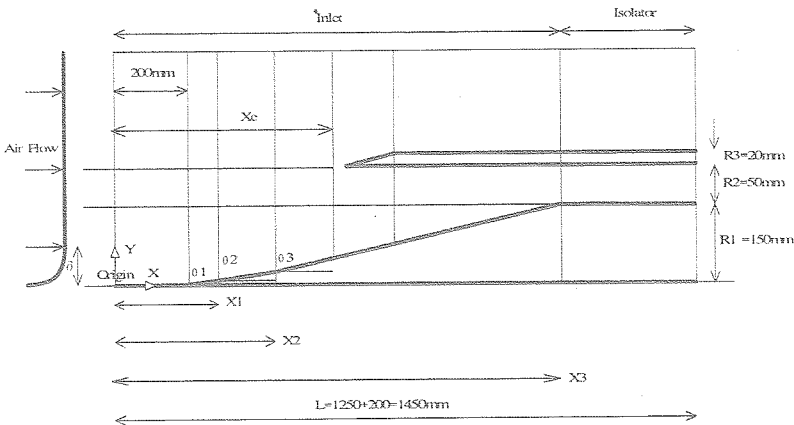


図1 スクラムジェットエンジンのインレット図

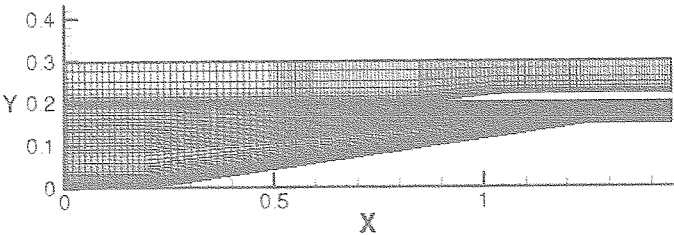


図2 インレットの格子

表1 設計変数

番号	パラメータ	定義
1	$X_1$	第1ランプの後端の位置
2	$X_2$	第2ランプの後端の位置
3	$X_c$	カウルの前縁の位置
4	$\theta_1$	第1ランプ角
5	$\theta_2$	第2ランプ角
6	$\theta_3$	第3ランプ角

幾何学的拘束条件は、線形不等式拘束条件、および非線形等式拘束条件である。明確な幾何学的拘束条件

$$0 \leq \theta_1 \leq \theta_2 \leq \theta_3, 0.2 \leq X_1 \leq X_2 \leq 1.25, 0.2 \leq X_c \leq 1.25$$

の他に、次のような幾何学的圧縮率を固定するための非線形拘束条件が付加される。

$$(X_1 - 0.2) \tan(\theta_1) + (X_2 - X_1) \tan(\theta_2) + (1.25 - X_2) \tan(\theta_3) = 0.15$$

本研究において、格子生成プログラムは、FORTRAN言語により作成された自作プログラムである。2次元の格子は、4つの領域に分割されている(図2に

表2 固定変数

番号	パラメータ	定義
1	$R_1 = 150 \text{ mm}$	ランプの厚さ
2	$R_2 = 50 \text{ mm}$	分離部の幅
3	$R_3 = 20 \text{ mm}$	カウルの厚さ
4	$L_1 = 1250 \text{ mm}$	第3ランプの後端の位置
5	$L_2 = 1450 \text{ mm}$	インレット、および分離部の長さ

示される)。4つの領域の格子の次元は、 $82 \times 70$ (領域1)、 $108 \times 70$ (領域2)、 $82 \times 18$ (領域3)、 $108 \times 18$ (領域4)である。壁面周りの最小格子は理論的な計算により求められ、格子の正当性はCFD計算にもとづき確認された。

### 3. 数値流体力学手法

本研究で用いた基礎方程式は、3次元 Reynolds-Averaged Compressible Navier-Stokes 方程式である。以下に、数値流体力学的手法についてまとめる。

- Cell 中心の有限体積法
- MUSCLE 型
- 非粘性流速は3次精度の MinMod 制限を

伴った Roe's Method

- ・ 時間積分は、Gauss-Seidel relaxation 法
- ・ 乱流モデルは、Wilcox's k- $\omega$  モデル<sup>2.1)</sup>
- ・ 粘性項は、中心差分
- ・ マルチブロック構造格子
- ・ MPI 法

また、インレットに流入する主流条件は、表3に示されており飛行条件8に対応している。その条件下で計算したインレット内の流れのマッハ数分布を図3に示す。ランプからの衝撃波がカウルに反射し、その反射衝撃波が分離部に衝突している。さらに、インレット部と分離部の角から生じる膨張波が生じている。

表3 飛行マッハ数8の条件

飛行マッハ数	8
高度	35 km
流入マッハ数	6.73
流入速度	2546 m/sec
静温	324 K
静圧	1.6 kPa

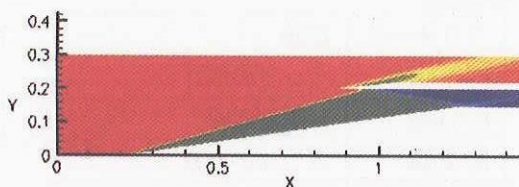


図3 初期形状のマッハ数の分布

#### 4. 最適化アルゴリズム

今回のインレット最適化問題において、目的関数は総圧回復率  $\eta$ <sup>2.2)~2.4)</sup> とする。よって、上記の幾何学的拘束条件下において、総圧回復率  $\eta$  を最大にする解を求めることになる。

各種のプログラムのツールを自動化し実行するためのデータの流れ図を、図4に示す。ここで最適化に用いるアルゴリズムは、逐次2次計画法(SQP法)である。以下で記述した(1)~(5)のプログラムをC言語によりリンクし自動下し、解が収束するまで繰り返す。

- (1) 最適化プログラム Optimizer からインレットの設計変数を入力する。
- (2) インレットの設計変数から、新しい格子を出力する。
- (3) 新しい格子から、CFD計算によりインレット内の流れを求める。
- (4) インレット内の流れから、目的関数の総圧回復率  $\eta$  を求める。
- (5) 目的関数の総圧回復率  $\eta$  を最適化プログラム Optimizer に入力する。

ここで、逐次2次計画法とは勾配法的一种であり、次の3つのプロセスからなる。

- ・ 探索方向を決める。
- ・ ステップ幅を決めるために一次元探索を実行する
- ・ 収束判定を行う。

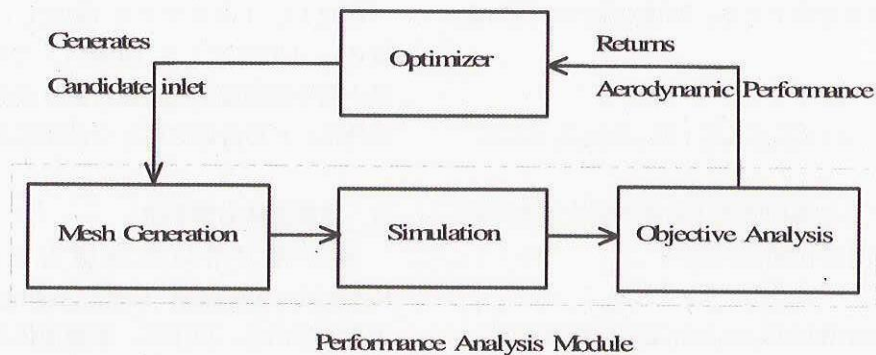


図4 自動最適化のループ

最適化アルゴリズムSQPを用いて、いくつかの最適計算が行われた。勾配法を用いた最適化においては、最適化のための初期設計変数が必要である。

この初期設計変数を用いて計算した、総圧損失  $\eta_0$  は、0.545 である。

最適化プログラムSQPのパラメータの中で、差分



法で勾配を計算するために  $u_{\delta}$  を導入する。異なるパラメータ  $u_{\delta}$  を与えて、最適値を検索した結果を表4に示す。この中で、最も大きな総圧回復率  $\eta_{\max}$  は、0.599である。その時の流れを図5に示す。

表4 SQP 最適化

Run	$u_{\delta}$	$\eta_{\max}$
1	$\delta$	0.546
2	$2\delta$	0.599
3	$3\delta$	0.568
4	$4\delta$	0.551
5	$5\delta$	0.554

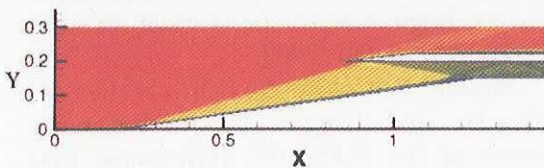


図5 最適化されたマッハ数の分布

## 5. 多目的最適化

この研究の目的は、多目的最適化アルゴリズムをスクラムジェットインレット設計に適用することである。以下で、数値最適化の手法、および、アルゴリズムについての概要をまとめる。

$$\text{Minimize } f_i(\mathbf{x}) \quad (\text{or Maximize } f_i(\mathbf{x})), \\ i=1, \dots, m$$

複数の目的関数を有する最適化問題は多目的最適化問題として知られており、工学的設計問題の多くは複数の目的関数がある。これらの目的関数はお互いに相反する可能性があり、一つの解を求めるといよりも、むしろ一組の良い妥協的な解を求めることになります。意思決定者の望ましい設計変数の解の集合は、パレート最適と呼ばれている。

多目的最適化問題は、目的関数のベクトルをスカラーにして、単一目的関数として扱える。ここで、トレード・オフ法 ( $\epsilon$ -制約) を我々の最適化問題を解決するために用い、以下のように多目的関数をスカラー化する。図6は、トレード・オフ法に基づいたフローチャートを示す。

$$\text{Minimize } f_i(\mathbf{x}) \quad (\text{or Maximize } f_i(\mathbf{x})) \\ \text{s.t. } f_j(\mathbf{x}) \leq \epsilon, j \neq i$$

本研究の最適化問題において目的関数は、総圧回復率  $\eta (= \phi_1)$  と抗力  $D (= f_2)$  である。よって、最適化問題は、以下のように表せる。

$$\begin{aligned} &\text{Maximize } f_1 = \eta \\ &\text{Minimize } f_2 = D \\ &\text{s.t. Geometrical Constraints} \end{aligned}$$

上記の問題にトレード・オフ法を適用して、問題を次のようにスカラー化される。

$$\begin{aligned} &\text{Maximize } f_1 = \eta \\ &\text{s.t. } f_2 = D \leq \epsilon, \text{ and Geometrical Constraints} \end{aligned}$$

勾配法の一つであるSQP法を用いて、数値最適化を行った。検索過程において、検索を始める初期点が必要であり、初期形状においては総圧回復率  $\eta_0$  が 0.545、抗力  $D_0$  が 2985N である。最適解を求めるプロセスを繰り返して、いくつかの解を求め、図7に表示する。

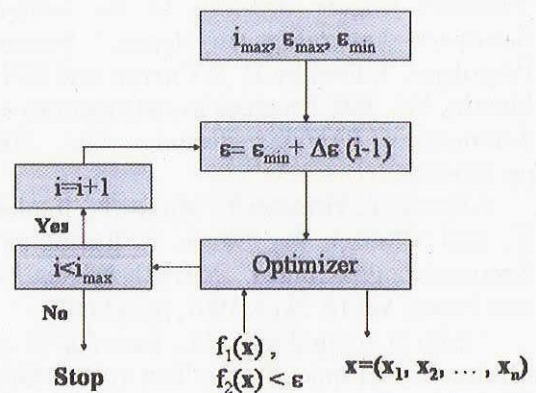


図6 トレードオフ法のフローチャート

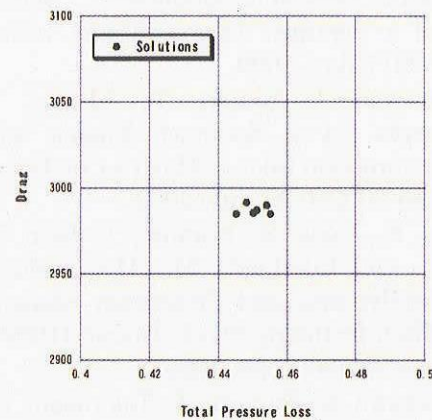


図7 トレード・オフ法により求められた解

## 6. 結論と課題

2次元スクラムジェットエンジンのインレットの最適化するシステムを開発した。最適化の目的は、幾何学的収縮比を一定に保ちながら総圧回復最大にすることである。勾配法一つである逐次2次計画法 (SQP 法) を用いて、6つの設計変数と5つの固定変数率のインレットの最適化を行い、目的関数を約増加させた。トレード・オフ法がインレットの多目的最適化問題に適応された。目的関数を総圧回復率と抗力とする多目的最適化問題を数値的に解き、いくつかの解を求めた。

今後の課題としては、現実的な設計に向けて次のような要素を取り入れ最適化をする必要がある。すなわち、現実的な要素とは、インレットの3次元性、気流の境界層の効果、また複数の飛行条件の効果などである。また、遺伝的アルゴリズム等の大域的な最適化手法の適用により、最適値の検証等を行う必要がある。

## 参考文献

- <sup>1</sup> Chinzei, N. Mitani, T., and Yatsuyanagi, Y., "Scramjet Engine Research at the National Aerospace Laboratory in Japan," Scramjet Propulsion. Edited by E. T. Curran and S.N.B. Murthy, Vol. 189, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Reston, VA, 2001, pp.159-222.
- <sup>2</sup> Kanda, T., Hiraiwa, T., Mitani, T., Tomioka, S., and Chinzei, N., "Mach 6 Testing of a Scramjet Engine Model," Journal of Propulsion and Power, Vol.13, No.4, 1997, pp.543-551.
- <sup>3</sup> Sato S., Izumikawa, M., Tomioka, S. and Mitani, T., "Scramjet Engine Test at the Mach 6 Flight Condition," AIAA Paper 97-3021, July 1997.
- <sup>4</sup> Kanda, T., Wakamatsu, Y., Ono, F., Kudo, K., Murakami, A., and Izumikawa, M., "Mach 8 Testing of a Scramjet Engine Model," AIAA Paper 99-0617, Jan. 1999.
- <sup>5</sup> Hiraiwa, T. Kanda, T., Mitani, T., "Experiments on a Scramjet Engine with Ramp-Compression Inlet at Mach 8 Condition," AIAA Paper 2002-4129, July 2002.
- <sup>6</sup> Itoh, K., Ueda, S., Komuro, T., Sato, K., Tanno, H., and Takahashi, M., "Hypervelocity Aerothermodynamic and Propulsion Research Using a High Enthalpy Shock Tunnel HIEST," AIAA Paper 99-4960, Nov. 1999.
- <sup>7</sup> Hasegawa, S., Sunami, T., Takahashi, M., Mochizuki, M., Miyajima, H., Itoh, K., Vogels, M.E.S., "The Virtual Test Bed Environment at NAL-Kakuda Research Center," Parallel Computational Fluid Dynamics 1999, pp.233-240, Elsevier Science, Amsterdam, 2000.
- <sup>8</sup> Hasegawa, S., Tani, K. and Sato, S., "Numerical Simulation of Scramjet Inlets on a Vector-Parallel Supercomputer," Parallel Computational Fluid Dynamics 2001, pp.159-166, Elsevier Science, Amsterdam, 2002.
- <sup>9</sup> Hasegawa, S., Tani, K. and Sato, S., "Aerodynamic Computation of a Scramjet Engine on Vector-Parallel Supercomputers," Parallel Computational Fluid Dynamics 2002, Elsevier Science, Amsterdam, 2003.
- <sup>10</sup> Hasegawa, S., Tani, K. and Sato, S., "Aerodynamic Analysis of Scramjet Engines under the Flight Conditions of Mach 6," AIAA Paper 2002-5128, Oct. 2002.
- <sup>11</sup> Shukla, V., Gelsey, A., Schwabacher, M., Smith, D., and Knight, D., "Automated Redesign of the NASA P8 Hypersonic Inlet Using Numerical Optimization", AIAA Paper No. 96-2549, 1996.
- <sup>12</sup> Zha, G.-C., Smith, D., Schwabacher, M., Rasheed, K., Gelsey, A., and Knight, D., "High Performance Supersonic Missile Inlet Design Using Automated Optimization", AIAA Paper No. 96-4142, 1996.
- <sup>13</sup> Shukla, V., Gelsey, A., Schwabacher, M., Smith, D., and Knight, D., "Automated Design Optimization for the P2 and P8 Hypersonic Inlets", Journal of Aircraft, Vol. 34, No. 2, March-April 1997, pp. 228-235.
- <sup>14</sup> Zha, G.-C., Smith, D., Schwabacher, M., Rasheed, K., Gelsey, A., Knight, D., and Haas, M., "High Performance Supersonic Missile Inlet Design Using Automated Optimization", Journal of Aircraft, Vol. 34, No. 6, November-December 1997, pp. 697-705.
- <sup>15</sup> Blaize, M., Knight, D., and Rasheed, K., "Automated Optimal Design of Two Dimensional High Speed Missile Inlets", AIAA Paper No. 98-0950, 1998.
- <sup>16</sup> Knight, D., "Automated Optimal Design of Supersonic and Subsonic Diffusers Using CFD", ECCOMAS 2000, Barcelona, Spain, September 2000.
- <sup>17</sup> Knight, D., "Application of Genetic Algorithms to High Speed Air Intake Design", VKI Lecture Series Course on Genetic Algorithms for Optimisation in Aeronautics and Turbomachinery, May 2000.
- <sup>18</sup> Lawrence, C., Zhou, J., and Tits, A., User's Guide for CFSQP Version 2.1: A C Code for Solving (Large Scale) Constrained Nonlinear

(Minimax) Optimization Problems, Generating Iterates Satisfying All Inequality Constraints, Electrical Engineering Department and Institute for Systems Research, University of Maryland, College Park, MD 20742

<sup>19</sup> Michalewicz, Z., ``Genetic Algorithms + Data Structures = Evolution Programs'', Springer Verlag, 3rd Revision edition, Oct., 1997.

<sup>20</sup> Michalewicz, Z., Fogel, D., ``How to Solve It: Modern Heuristics'', Springer Verlag, Dec., 1999.

<sup>21</sup> Wilcox, D., ``Turbulence Modeling for CFD'', DCW Industries, 2nd edition, Dec., 2002.

<sup>22</sup> Curran, E.T. Leingang, J., Carreiro, L., and Petters, D., ``Further Studies of Kinetic Energy Methods in High Speed Ramjet Cycle Analysis'', AIAA Paper 92-3805, July. 1992.

<sup>23</sup> Heiser, W.H., Pratt, D.T., ``Hypersonic Airbreathing Propulsion'', American Institute of Aeronautics and Astronautics, June, 1994.

<sup>24</sup> Kanda, T., Kudo, K., ``A Conceptual Study of a Combined Cycle Engine for an Aerospace Plane'', AIAA Paper No. 2002-5146, Oct. 2002.