

# スクラムジェット上昇飛行に向けた 流線追跡法によるインテーク設計に関する数値的研究

藤尾 秩寛 (九州大学), 小川 秀朗 (九州大学)

## Parametric Characterization of Streamline Traced Intake Design for Scramjet-Powered Ascent Flight

FUJIO Chihiro (Kyushu University), OGAWA Hideaki (Kyushu University)

### ABSTRACT

Streamline tracing is an effective technique to design efficient and robust three-dimensional intakes for scramjet engines, a hypersonic airbreathing propulsion technology that offers promise for economical and flexible access-to-space. A parametric study has been conducted to classify possible geometries and characterize the relations between design variables and resultant geometries. Computational investigation has been performed for some representative geometries of each class to evaluate the performance and geometries, and to identify key design parameters. The physical insight gained in this study provides a guideline for the usage of the streamline tracing technique for high-performance scramjet intake design.

### 1. はじめに

宇宙輸送の需要増加に伴い、ロケットに代わる新たな輸送技術の開発が急務となっている。空気吸込式エンジンの1つであるスクラムジェット(超音速燃焼ラムジェット)エンジンは酸化剤を必要としないため高効率で、経済性、安全性、環境性に優れ、宇宙輸送システムの将来型推進機関として期待されている<sup>1)</sup>。近年、各国で研究開発が行われており、クイーンズランド大学(UQ)やNASAなどが飛行試験を含む著しい成果を上げている<sup>2,3)</sup>。

スクラムジェットを使用した宇宙輸送はUQのSCRAMSPACEプログラムにおいて研究されている<sup>4)</sup>。使用されている軸対称形態のスクラムジェットエンジンは空力効率や燃焼効率はもちろん、熱的・構造的観点からも優れている。更に、製造が容易という工業的側面の利点もあり、宇宙輸送に適したエンジン形態の一つであると考えられている。

軸対称形態のスクラムジェットは優れた特長を持つ一方で、インテークの高い収縮比のために流れが不始動状態に陥りやすいという問題がある。不始動状態ではインテークにおいて流れがチョークすることで内部が亜音速になり、インテーク前方に強い弓状衝撃波が形成される。その結果、質量流量が大幅に低下し、大きな抵抗が発生する。また弓状衝撃波下流では非常に高温になり、機体全体に悪影響を及ぼし得るため、不始動状態を回避することは重要である。インテークの始動性能はKantrowitzら<sup>5)</sup>によって、マッハ数と収縮比に関し解析的に示されている。不始動を回避するために様々な手法が検討されており、形状を加工し質量流出を生み出す方法<sup>6)</sup>や、隔膜破裂による非定常効果を利

用する方法<sup>7)</sup>が研究されている。しかしながら、これらの手法は製造や再使用が困難という問題点がある。

流線追跡法は圧縮流れ場内の流線からインテークの形状を生成する手法であり、軸対称インテークに近い性能を保ちながら自発的始動性をもつインテークを設計する手法として注目されている。この手法はBilligら<sup>8,9)</sup>やSmart<sup>10)</sup>によってスクラムジェットインテークの設計に導入された。非粘性流れ場に対して適用されるため、実際の設計においては境界層補正などと組み合わせて利用される。流線追跡法を用いて設計されたRESTインテークは設計点のみならず非設計点においても高い性能を示し<sup>11)</sup>、HiFIREプログラム(UQ)で採用されている<sup>12)</sup>。

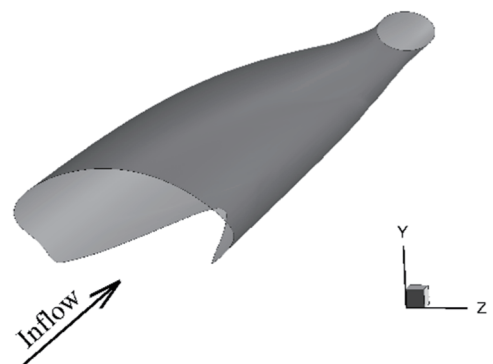


図 1 流線形インテークの例

図 1 は流線形インテークの一例であり、前縁部が複

雑な形状であることが分かる。これらのインテークは“Sugar Scoop”に似た形状であるためScoopインテークとも呼ばれる。流線形インテークは高い性能を示す一方で、流線追跡法によって生成されるインテーク形状は設計に用いる流線の選択によって大きく変化することが知られており、形状も複雑である場合が多い。このような流線追跡法の特徴は、複雑形状の場合、前縁部に熱的・構造的負荷を増加させるだけでなく、インテークを機体に取り付ける際に問題を生じさせることが予想される。そこで、流線の配置と得られる流線形インテーク形状の関係性を明らかにすることは流線追跡法を効果的に利用するために必要不可欠である。また、流線形インテークは元の流線を含む軸対称インテークに近い性能を示すことが期待されているが、流線追跡法によって生成されるあらゆるインテークに対し、その流れ場および性能が網羅的に数値計算によって示された例は公知文献にはない。

本研究では、流線追跡法に関して流線の配置と得られる流線形インテーク形状の間に定性的な関係性を見出し、さらに、流線形インテークの形状と空力性能および流れ場の関連性を明らかにすることを目的とする。ラテン超方格法から得られた設計変数の組み合わせに対して流線追跡法を適用、インテークを生成し、それらを形状的特徴に基づいて分類する。分類は前縁部の形状に基づいて行われる。さらに各分類内の代表的な形状に対し数値計算を行い流れ場およびインテーク性能を評価する。インテーク設計への効果的な流線追跡法の適用を可能にし、今後のスクラムジェットインテークの設計への重要な指針とすべく得られた洞察をまとめる。

## 2. 方法

### 2.1. 気流条件

スクラムジェット上昇飛行において一般的に用いられる動圧一定軌道 (49.7 kPa) を仮定し、高度30 km、迎角0度での条件を想定する。この時一様流は、 $M_\infty = 7.7$ ,  $p_\infty = 1197$  Pa,  $T_\infty = 226.5$  Kある。流線追跡法の特長から、非粘性の熱量的完全気体を仮定する。比熱比 $\gamma$ は1.4とした。

### 2.2. 流線追跡法

本研究では流線追跡法により生成されるインテークを対象とする。流線追跡法の手順をまとめる。

1) 圧縮比 $\bar{p}_2/\bar{p}_1$ 、インテーク出口温度 $\bar{T}_2$ など(添字1, 2はそれぞれインテーク入口, 出口を表す。また上棒は平均値を表す。) インテークとしての性能が望ましい値となる非粘性インテークを選択する。この流れ場に対して流線が計算され、生成される流線形インテークの性能はこのインテークの性能に大きく依存する。本研究ではBusemannインテーク<sup>13)</sup>を採用する。インテーク出口半径は0.1 mとした。

2) 図2に示すように、燃焼器の入口形状からインテーク出口の形状を決定する。また圧縮流れ場の出口平面

( $x = 0$ )内での配置を決定する。決定した形状の縁が流線追跡の開始点となる。開始点は必ず圧縮流れ場出口平面内でなければならない。本研究ではインテーク出口形状を楕円とし次の式で定義した。

$$\left(\frac{y - y_c}{a}\right)^2 + \left(\frac{z}{b}\right)^2 = 1 \quad (1)$$

$a$ を $y$ 方向の長径(短径),  $b$ を $z$ 方向の短径(長径)とし,  $(y, z) = (y_c, 0)$ は楕円の中心を表す。形状の対称性を保つため楕円の中心は $y$ 軸上とした。これらに加え後述の圧力比は設計変数であり、上限値, 下限値を設定した(表1)。また $R_c$ はBusemannインテークの中心軸から流線追跡開始点までの距離を表している。

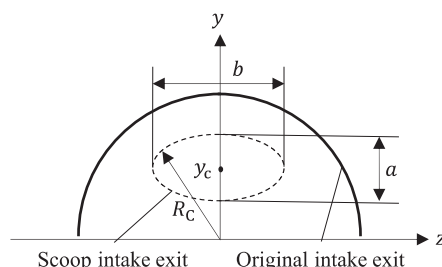


図 2 流線追跡の開始点(流線形インテーク出口形状)

表 1 設計変数の上限・下限値

Design variables	Lower limit	Upper limit
$y_c$ [m]	0	0.075
$b$ [m]	0.005	0.075
$a$ [m]	0.005	0.075
$\pi_{le}$	1	2

また、適当なインテーク出口形状を得るために楕円の縦横比 $AR$ は $1/3 < AR < 3$ とした。

3) 2)で決定した開始点から流線を計算する。このときインテーク出口の形状を決定しているために下流から上流に向かって流線が計算される。流線を抽出した例を図3に示す。

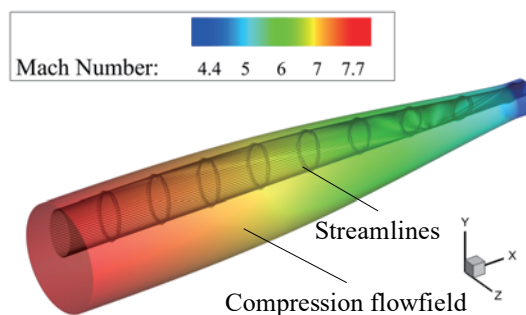


図 3 流線追跡法の計算例

得られた流線に対し、圧力上昇など流れの諸量に基づいて切り落としを行う。これにより、図1にあるような前縁部が形成される。最後に、補間により流線同士をつなぐ曲面を形成するとインテーク形状が生成できる。本研究では圧力比 $\pi_{le} = p_{le}/p_\infty$ を切り落としの基準とし、表1に示す上限と下限を設けた。

### 2.3. サンプルング

ラテン超方格法(LHS)は実験計画法の一つであり、指定した数のサンプル点を設計空間内に可能な限り均一に分布させ、効率よく様々な設計変数の組を得られる手法である<sup>14)</sup>。本研究では点数を500とし、3.2.に示す方法で数値計算を行う対象を決定した。図4には本研究で用いたサンプル点の分布を示す。

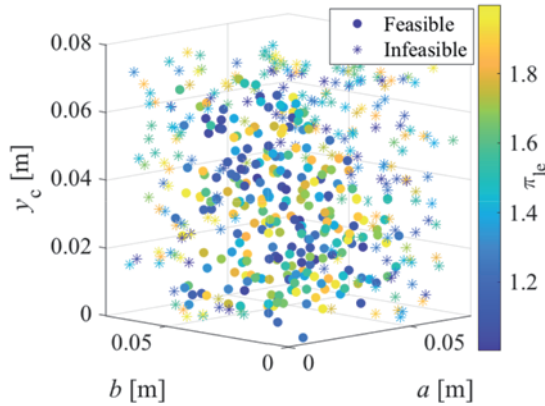


図 4 LHSサンプル点分布

サンプル点のうち、開始点が圧縮流れ場の出口平面外の場合と縦横比に関する基準を満たさない場合には不適切な出口形状とし、流線追跡法を適用していない。得られた各サンプル点数を表 2 にまとめる。

表 2 LHSサンプル点数

Number of samples	Feasible	Infeasible
500	264	246

### 2.4. 形状分類

流線追跡法は多様なインテーク形状を生成するため、その設計変数であるインテーク出口形状（または燃焼器の形状）によってどのような形状が生成されるかを理解することは、実際のエンジン設計に適用する際に不可欠である。とりわけ前縁部は、元の軸対称流れ場の圧力分布に大きく依存し特徴的な複雑形状となる。そこで本研究では前縁部の形状に注目し流線形インテークを分類する。

インテーク前縁の流れ方向座標であるx座標とy座標に基づいて、LHSによって得られた264個のインテーク形状を分類する。図5に前縁部の模式図を示す。

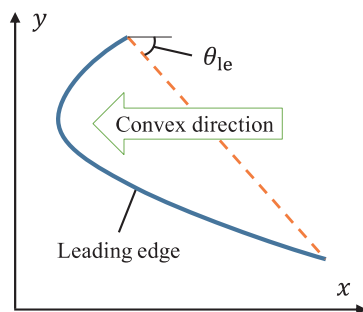


図 5 インテーク前縁部模式図

まず初めに前縁部の切り落とし角 $\theta_{le}$ によって分類を行う。 $\theta_{le}$ が大きい場合、流線形インテークは軸対称形に近い形状となり、 $\theta_{le}$ が小さい場合切り落としが広範囲にわたり前縁部の断面積が大きくなると考えられる。また流線形インテーク形状の特徴でもある前縁部の凹凸の向き、数によっても分類される。分類の手順を図6にまとめる。

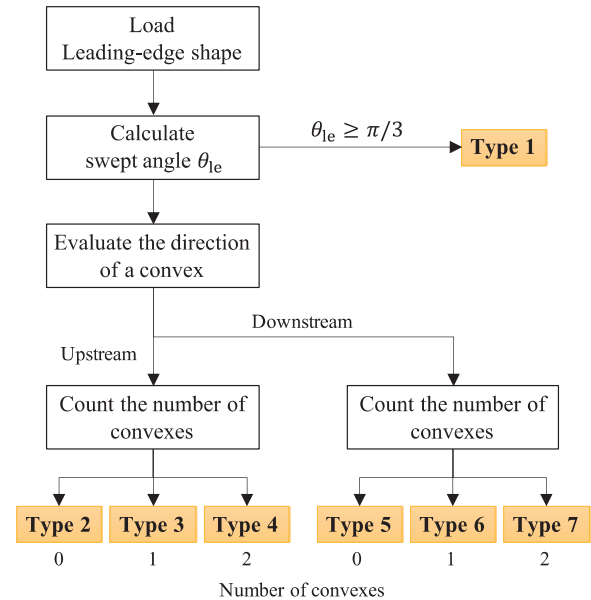


図 6 形状分類の手順

### 2.5. 数値流体力学 (CFD)

圧縮性数値解析コードANSYS Fluentを用いてインテーク内部の定常流れ場を計算した<sup>15)</sup>。インテーク形状を精確に表現するために計算格子には非構造格子を用い、空間二次精度AUSMスキームで計算した。エネルギー残差 $10^{-5}$ 以下により収束判定を行った。図7にはインテーク前縁部の計算格子を示す。

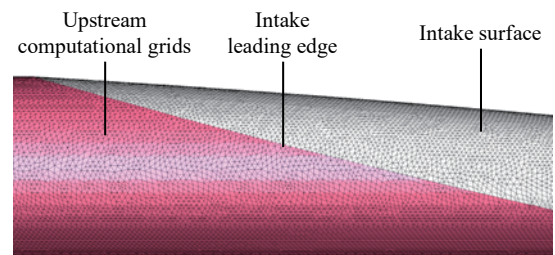


図 7 インテーク前縁部計算格子の例

格子の解像度を決定するために格子感度解析を実施した。格子点数を変化させた3種類の格子を用いて計算し、リチャードソンの方法<sup>16)</sup>により圧縮効率 $\eta_B$ の外挿値を求め、比較・評価した。結果を図8と表3に示す。表中のNormalized grid spacing  $r$ は次式(2)のように計算できる。

$$r = \left( \frac{N_{ref}}{N} \right)^{\frac{1}{3}} \quad (2)$$

$N_{\text{ref}}$ は格子解像度が最も高い場合の格子点数で、 $N$ は対象となる格子の格子点数である。

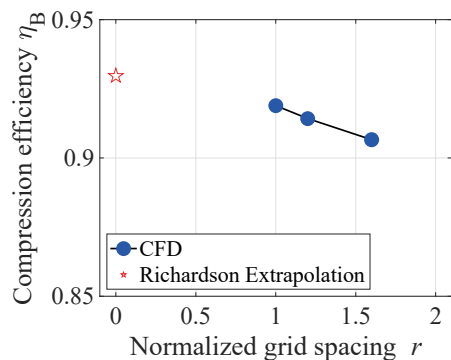


図 8 格子感度解析における圧縮効率の分布

表 3 格子感度解析の結果

	$N$	$r$	$\eta_B$
Coarse	4389313	1.599	0.9066
Nominal	10409476	1.199	0.9142
Fine	17956563	1.000	0.9189
Richardson Extrapolation	$\infty$	0	0.9296

図 8 では格子点数の増加に応じて単調な収束性が見られる。リチャードソンの外挿と Nominal, Fine の間では、圧縮効率に関してそれぞれ 1.7%, 1.2% の差が見られた。2 つの場合の誤差は十分に小さいと考えられるため、本研究では Nominal の格子を用いて計算を行うこととした。流線追跡法によって得られるインテークは、形状、サイズともに多様であるため、インテーク出口面積に応じて格子の最大・最小サイズを変化させることで解像度を一定に保つ。

### 3. 結果

#### 3.1. インテーク形状の分類

前述の方法で分類を行ったところ、表 4 に示す結果となった。Type 7 に分類される形状は得られなかった。各個体の設計空間内の分布を図 9 に示す。

表 4 各形状タイプの個体数

Type	1	2	3	4	5	6	7
個体数	9	101	81	2	22	49	0

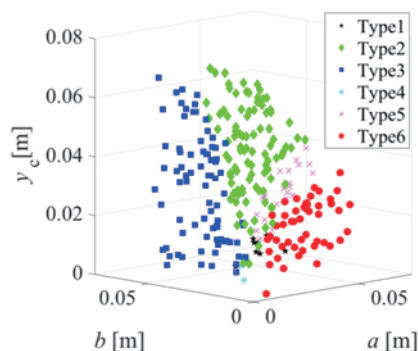


図 9 各形状タイプの分布

各形状の代表的な個体を図 10 に示す。これらの形状に対し CFD 計算を行い、流れ場と性能を評価した。

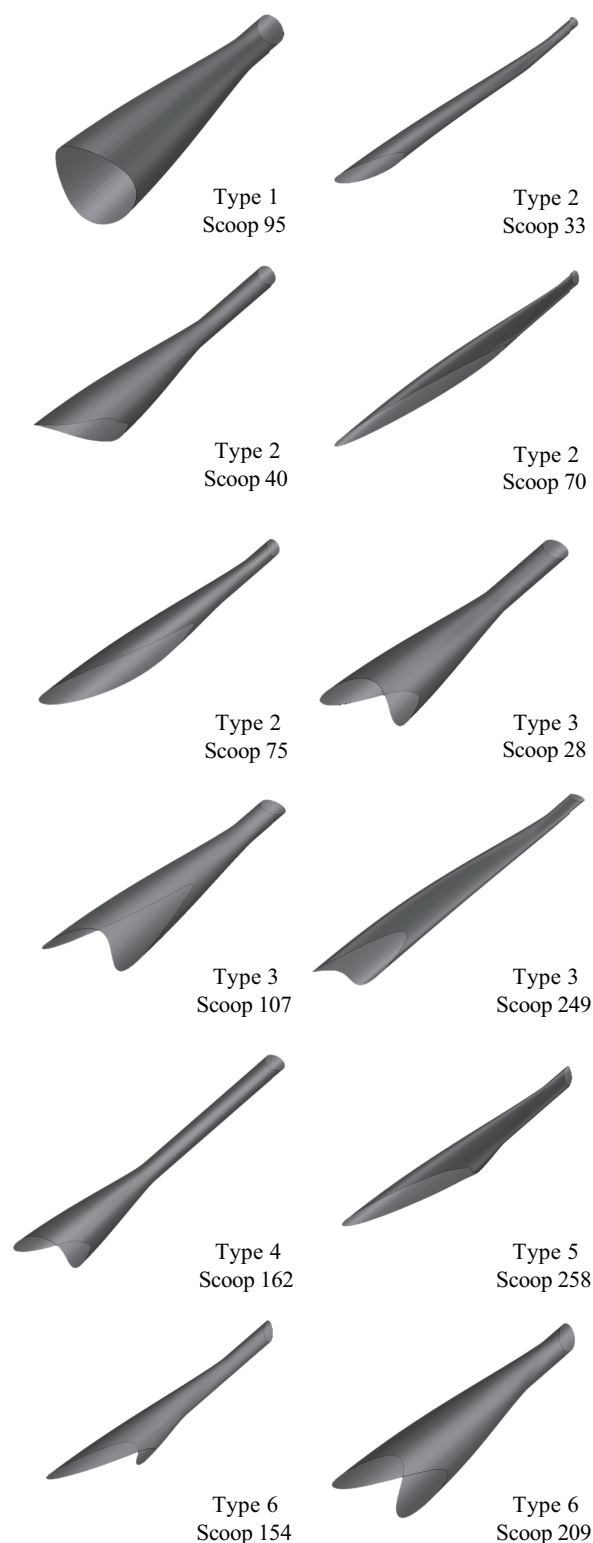


図 10 代表的な流線形インテークの形状と分類



また、表 5 にはそれぞれの設計変数の値を示す。

表 5 CFD対象形状の設計変数値

ID	Type	$y_c$ [m]	$a$ [m]	$b$ [m]	$\pi_{le}$
95	1	0.0046	0.0750	0.0688	1.836
33	2	0.0692	0.0198	0.0178	1.979
40	2	0.0154	0.0339	0.0351	1.529
70	2	0.0472	0.0441	0.0196	1.139
75	2	0.0437	0.0417	0.0336	1.437
28	3	0.0114	0.0323	0.0477	1.873
107	3	0.0307	0.0329	0.0648	1.645
249	3	0.0631	0.0154	0.0420	1.157
162	4	0.0073	0.0171	0.0231	1.999
258	5	0.0380	0.0483	0.0219	1.599
209	6	0.0186	0.0714	0.0405	1.504
154	6	0.0245	0.0415	0.0168	1.965

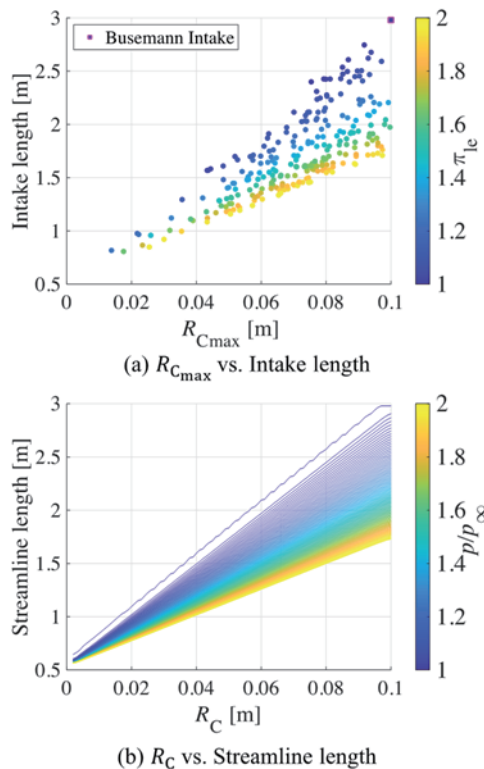


図 11 (a)インテーク全長及び(b)流線の長さと圧力比及び流線追跡開始点と中心軸との距離の関係

図 10 中の Type 1 は前縁部の切り落とし角が大きい形状で軸対称に近い形状である。予想されたように Type 1 に分類される設計変数の組はいずれも  $y_c$  が小さく、最大で 0.0046 m であった。図 9 から読み取れるように、Type 2 と Type 5, Type 3 と Type 6 は  $a = b$  に対し対称的に分布している。また、燃焼器入口形状内に対称軸を含まず、 $a \geq b$  である場合には Type 2 のように直線的な前縁形状が得られることが分かった。インテーク前縁形状は燃焼器入口形状と強く関連する一方で、インテーク全長は圧力比  $\pi_{le}$  と燃焼器入口内で最も対称軸から遠い点までの距離  $R_{C_{\max}}$  のみによって決まることが分かった。これは図 11 に示すように圧力比に基づいて切り落とされたのちの流線の長さがインテーク出

口平面内の中心からの距離  $R_C$  と圧力比によってのみ決定されることから説明できる。

本研究で採用した軸対称インテークである Busemann インテークは図 12 に示すように等エントロピーの圧縮波が 1 点に集中するという特性がある。圧力比等高線が直線的な分布であるために、流線長さは  $R_C$  に対応して変化する。軸対称圧縮場として他の流れ場を適用した場合にも圧力比の等高線に対応して流線形インテークの全長及び形状が決定される。流れ場の圧力比等高線の複雑さが増すほど流線形インテーク前縁形状も複雑になりうると考えられる。

円錐衝撃波下流で流線形インテークの壁面が主流に平行となっているが、これは Busemann インテークの特長の 1 つである流れの一様性によるものである。本研究ではインテーク出口の  $x$  座標を軸対称インテークと同じ  $x = 0$  m とした。

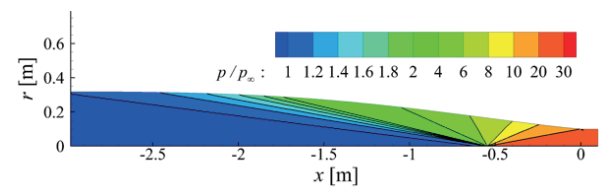


図 12 Busemannインテーク内の圧力比等高線

### 3.2. インテーク内部流れ場

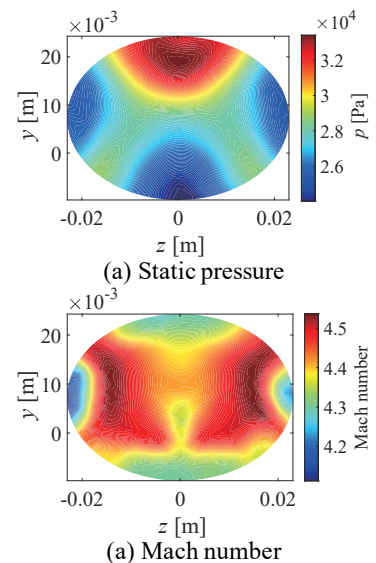


図 13 出口平面内(a)圧力、(b)マッハ数分布図 (Scoop 162)

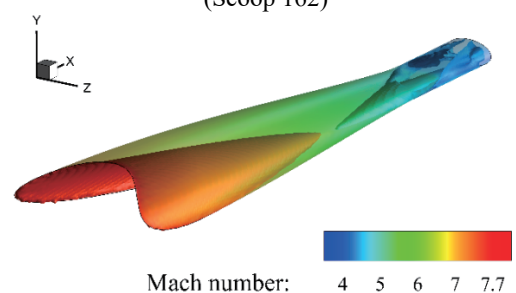
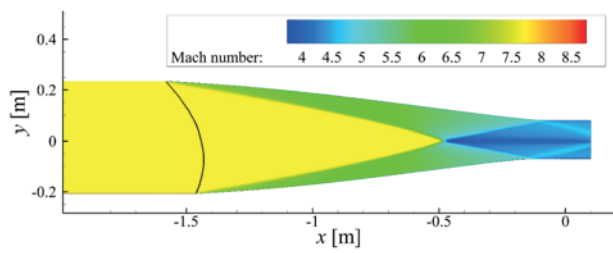
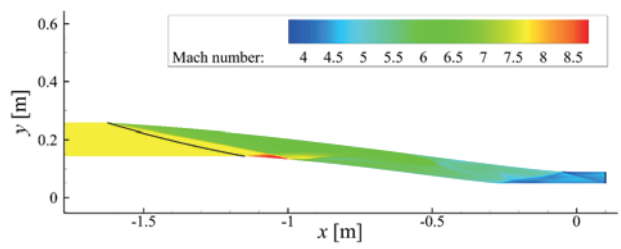


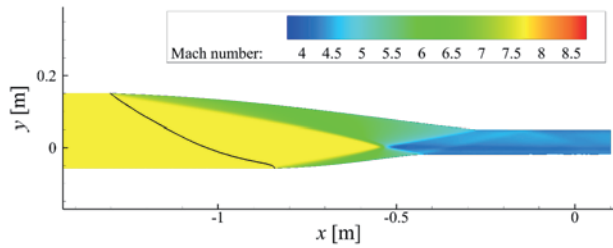
図 14 インテーク内部等マッハ数面(Scoop 107)



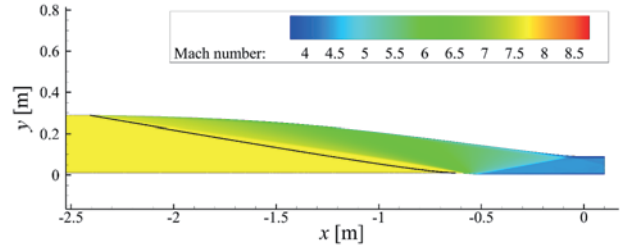
(a) Type 1 – Scoop 95



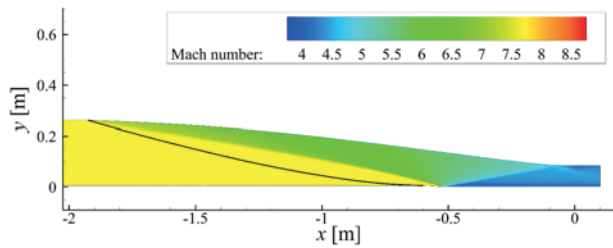
(b) Type 2 – Scoop 33



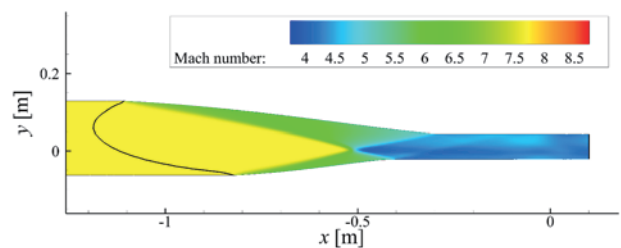
(c) Type 2 – Scoop 40



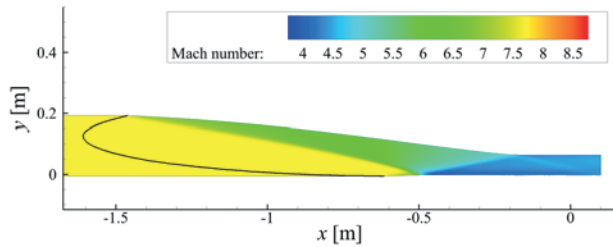
(d) Type 2 – Scoop 70



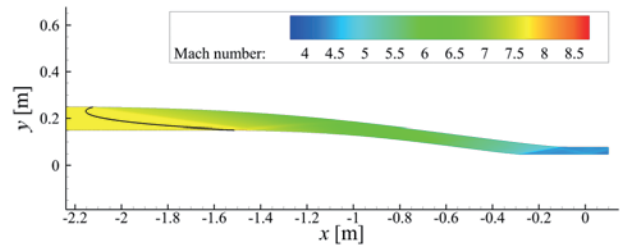
(e) Type 2 – Scoop 75



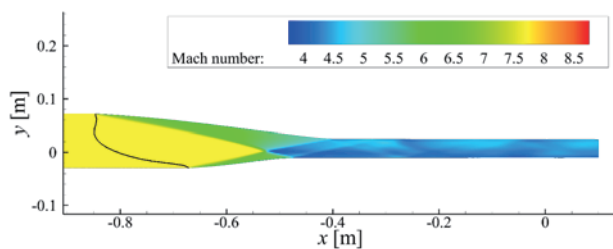
(f) Type 3 – Scoop 28



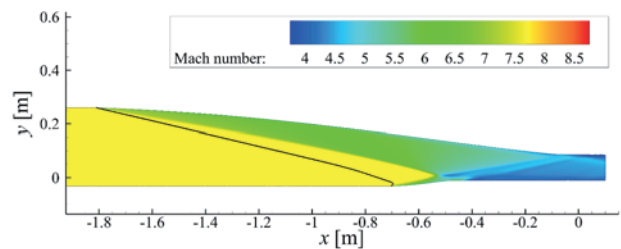
(g) Type 3 – Scoop 107



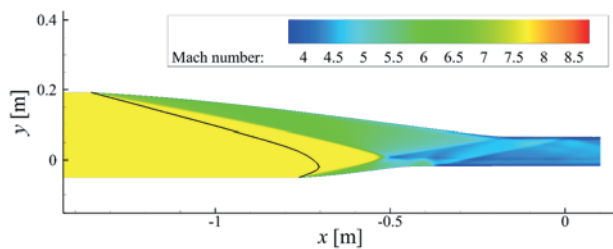
(h) Type 3 – Scoop 249



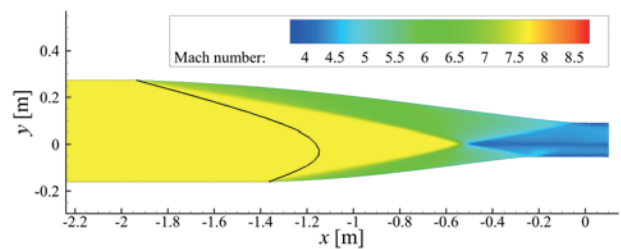
(i) Type 4 – Scoop 162



(j) Type 5 – Scoop 258



(k) Type 6 – Scoop 154



(l) Type 6 – Scoop 209

図 15 流線形インテーク流れ場  $z = 0$  平面のマッハ数分布(黒線はインテーク前縁を表す)

図 10 に示す形状に対し CFD による数値計算を行った。これらの形状は、各分類の個体数とインテーク全長に応じて  $k$ -medoids 法<sup>17)</sup>に基づき選定された。図 13 にはインテーク出口平面( $x = 0$ )の圧力、マッハ数分布を示す。幾何学的な対称面である  $x$ - $y$  平面に関する対称性は見られるが圧力、マッハ数ともに不均一に分布している。図 14 には三次元形状のインテーク内部の等マッハ数面を、図 15 には  $x$ - $y$  平面( $z = 0$ )におけるインテーク内部流れ場を示す。図中の曲線はインテーク前縁を表している。全形状で Busemann インテークの特徴である圧縮波の集中により発生する円錐衝撃波が再現されている。Busemann インテークにおけるこの円錐衝撃波はインテーク出口で壁面に衝突し、燃焼器に流入する流れを一樣にする。流線形インテークにおいても衝撃波の衝突に関して同様の傾向が見られるが、円錐衝撃波の壁面からの反射の影響のため流れの一樣性は再現されていない。Type 2, Scoop 33 においてはインテーク前縁下部に局所的な膨張が見られる。この膨張波と入射衝撃波の干渉により元の流れ場とは異なった流れ場となり、衝撃波の壁面への衝突も見られるものの円錐衝撃波の特徴は再現されている。局所的な膨張波は Type 2, Scoop 75 にも見られる。

### 3.3. インテーク性能

スクラムジェットインテークの性能は、主に圧縮効率、抵抗、出口温度などによって評価される。これらの値は Stream-thrust 平均値を用いて計算される<sup>18,19)</sup>。圧縮効率は式(3)(4)によって定義される。

$$\eta_B = \frac{h(\bar{T}_{2,\text{isen}}) - h(\bar{T}_1)}{h(\bar{T}_2) - h(\bar{T}_1)} \quad (3)$$

$$\bar{T}_{2,\text{isen}} = \left(\frac{\bar{p}_2}{\bar{p}_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \bar{T}_1 \quad (4)$$

ここで  $h$  はエンタルピーである。非粘性流を仮定しているため、抵抗は圧力のみに起因し、式(5)により計算される。

$$Drag = \int_S p \sin \theta dS \quad (5)$$

ただし  $\theta$  はインテーク壁面の主流に対する角度で  $S$  はインテーク表面である。ここではインテーク内部流による抵抗のみを評価し、外部流による抵抗は考慮しない。本研究ではインテークに流入する質量流量が形状により異なるため、公平のために質量流量  $\dot{m}$  [kg/s] で正規化した抵抗値を比較に用いる。表 6 に各形状および Busemann インテークの圧縮効率  $\eta_B$ 、抵抗値  $Drag/\dot{m}$

[N/(kg/s)]、インテーク出口温度  $\bar{T}_2$  [K] をまとめる。前縁部の切り落としにより、Busemann インテークでは存在しなかった入射衝撃波が前縁部から生じるため圧縮効率が最大 8.9% (Scoop 162) 低下している。また、図 16 にはタイプ別のインテーク性能を示す。インテークの性能パラメータと形状のタイプの間には関連がないことが明らかになった。形状のタイプは燃焼器入口形状、すなわち  $a$ ,  $b$ ,  $y_c$  によって決定される。一方でインテークの性能を決定する支配的な設計変数は前縁の切り落とし基準である圧力比  $\pi_{le}$  であると考えられる。

表 6 流線形インテークの性能

ID	$\eta_B$	$Drag/\dot{m}$	$\bar{T}_2$
95	0.9357	110.2	584.2
33	0.9142	112.6	588.9
40	0.9444	113.1	596.7
70	0.9564	117.8	609.6
75	0.9498	114.7	598.8
28	0.9232	111.7	588.9
107	0.9377	113.4	594.0
249	0.9605	118.4	606.6
162	0.9058	112.3	592.0
258	0.9408	114.2	593.3
154	0.9091	112.6	590.7
209	0.9449	113.8	597.7
Busemann	0.9949	114.2	593.3

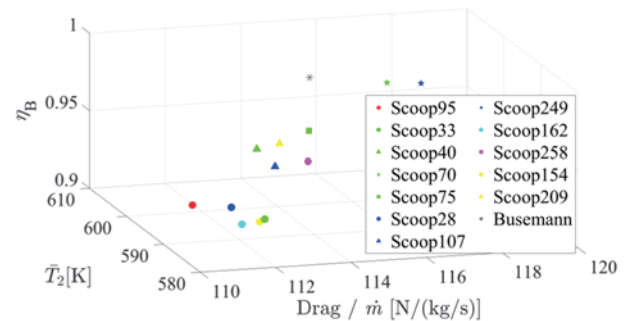


図 16 タイプ別のインテーク性能

収縮比と圧力比  $\pi_{le}$  の関係を図 17 に示す。ここで  $A_1$  はインテーク入口面積の主流垂直方向成分であり、インテーク入口面積  $A_1$  は流線から得られた前縁部の座標を用いて台形則により計算した。 $A_2$  はインテーク出口面積である。圧力比  $\pi_{le}$  が増加するにつれて収縮比の減少がみられる。これは図 11 からわかるように、 $\pi_{le}$  が小さいほど流線長が大きくなり、それに伴い前縁部の中心軸からの距離が大きくなることに対応する。収縮比はインテークの性能を決める重要なパラメータであり、圧力比  $\pi_{le}$  がインテーク性能の決定に支配的であることが説明できる。

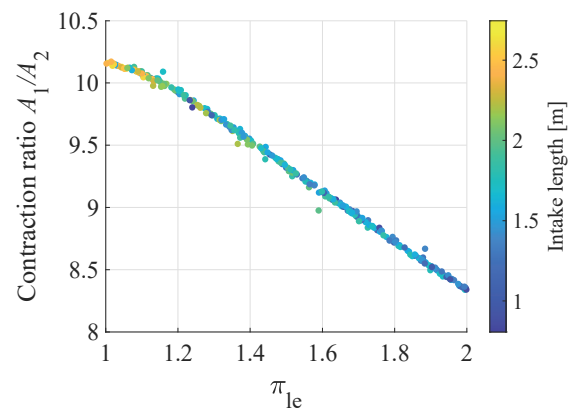


図 17 収縮比と圧力比  $\pi_{le}$  の関係

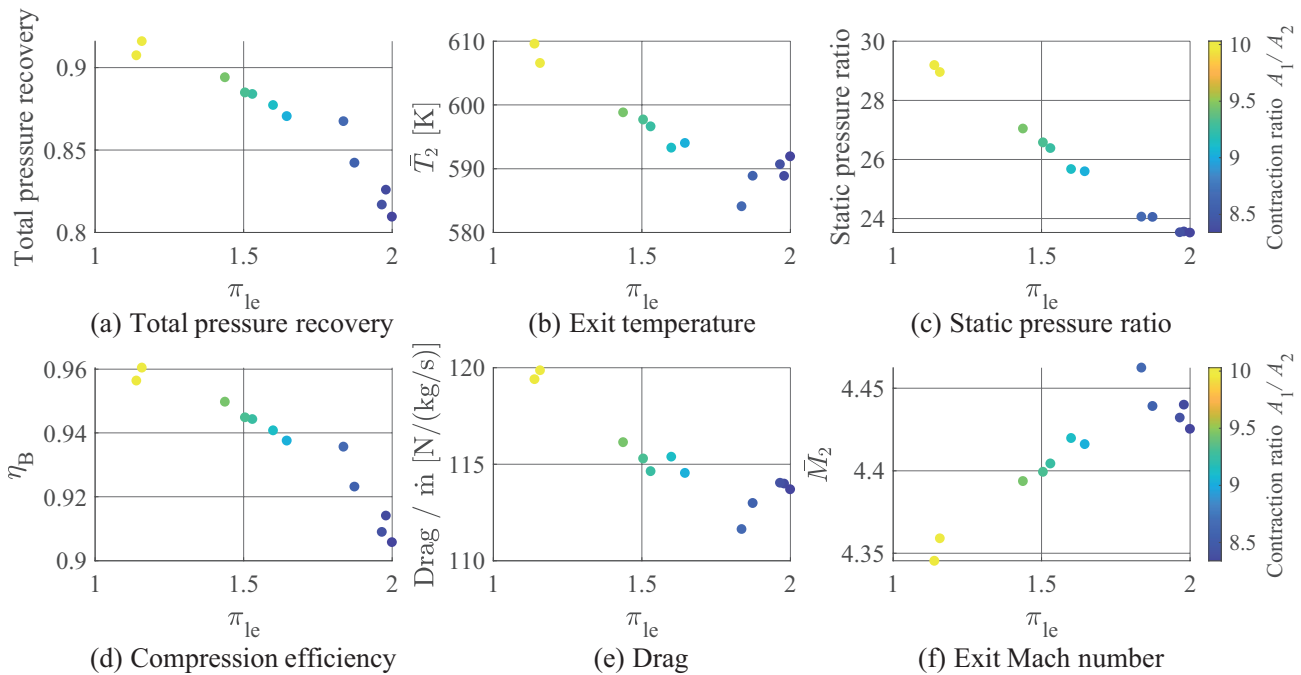
図 18 インテーク性能パラメータと圧力比 $\pi_{le}$ の関係

図18に圧力比 $\pi_{le}$ と収縮比 $A_1/A_2$ に関して性能パラメータを示す。圧縮効率、抵抗、出口温度のすべてにおいて圧力比 $\pi_{le}$ の変化に伴いおおよそ単調に変化している。Busemannインテークから派生した流線形インテークの収縮比に関して前縁基準 $\pi_{le}$ が決定に支配的なパラメータであることが明らかになった。また収縮比と圧縮比、全圧回復に関して質量流量保存則から次の式が得られる<sup>20)</sup>。

$$\frac{\eta}{\pi} = \left\{ \frac{1}{2\beta_1} + \sqrt{\left(\frac{1}{2\beta_1}\right)^2 + \frac{\gamma-1}{2\beta_1} \left(\frac{\alpha}{\pi}\right)^2 M_1^2} \right\}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (6)$$

ただし、 $\eta$ は全圧回復( $\equiv \bar{p}_{02}/\bar{p}_{01}$ )、 $\pi$ は静圧比( $\equiv \bar{p}_2/\bar{p}_1$ )、 $\alpha$ は収縮比、 $\beta_1 = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2$ である。主流が軸に平行であれば質量流量の流出はなく、流線形インテークに対しても成り立つことが確かめられた。図19からCFDによって得られた値と式(6)によって計算された値がほぼ完全に一致していることが分かる。

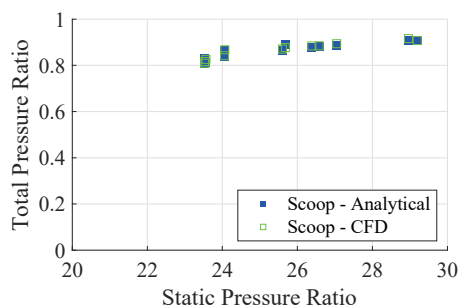


図 19 全圧回復と圧縮比の関係

図18(b)の出口温度と(e)の抵抗に注目すると、類似した分布を示すことが分かる。これはインテークの抵抗が出口温度のみによって決まることを示している<sup>21)</sup>。ま

た、(a)全圧損失と(e)の圧縮効率も同様の分布を示すが、これは圧縮効率がエントロピー変化に基づき算出され、全圧損失と等価の特性を持つためである。

### 3.4. 軸対称インテークとの比較

流線形インテークの三次元効果を調査する目的で、流線追跡法により生成された軸対称インテークとの比較を行った。Busemannインテークは軸周辺の局所的な領域を除けば圧縮波の集中点に関して相似性がある。このため $y_c = 0$ かつ $a = b$ であれば $a$ 、 $b$ によらず同じ形状が生成される。ここでは $a = b = 0.1$  mとし、切り落とし基準 $\pi_{le}$ を0.1ずつ変化させた。 $\pi_{le} = 1.0$ の場合の流線形インテークはBusemannインテークに一致する。図20には $\pi_{le} = 1, 1.5, 2$ の流れ場を示す。

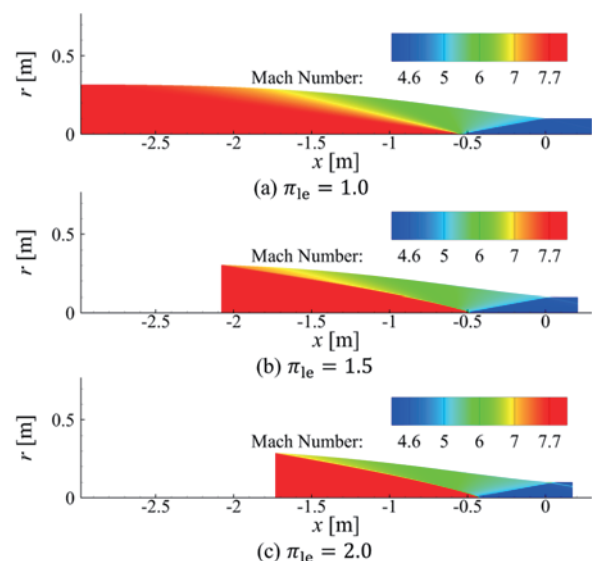


図 20 軸対称流線形インテーク流れ場



$\pi_{le}$ が大きくなるにつれて入射衝撃波による圧縮は大きくなる一方で、収縮比が小さくなるために静圧比は小さくなる。図21では収縮比に関して、図22では式(6)によって計算される全圧損失と圧縮比の関係を三次元流線形インテークと比較して表す。

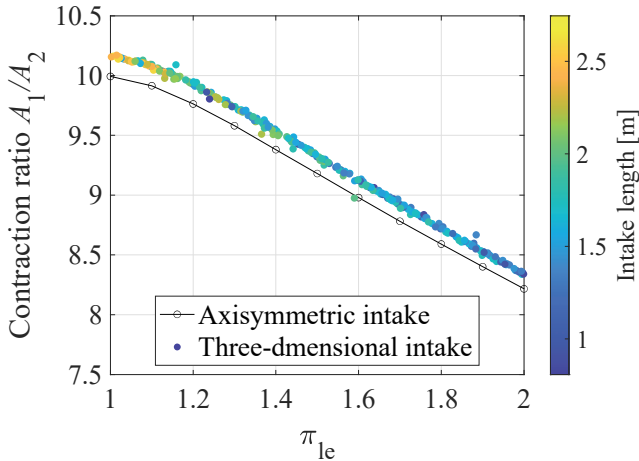


図 21 収縮比と前縁基準の関係の比較

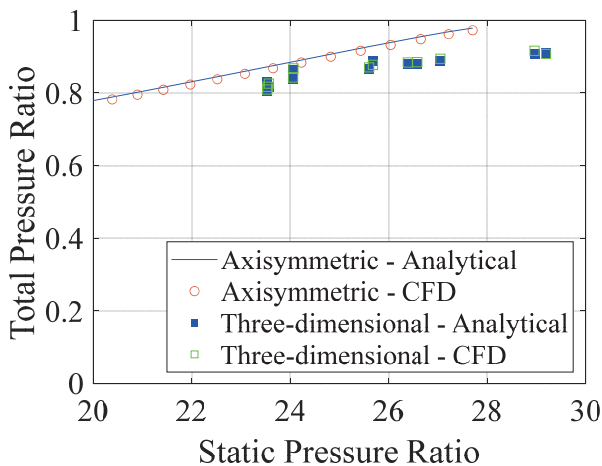


図 22 全圧回復と圧縮比の関係の比較

収縮比と前縁基準の関係について、同様の傾向を示した一方で、同じ $\pi_{le}$ の値に対して、三次元インテークがより高い収縮比を示した。また、全圧回復と圧縮比については、三次元インテークがより高い全圧損失および圧縮比を示した。これには2つの要因が考えられる。1つ目は軸対称インテークに比べ高い収縮比をもつためである。上流の条件が同じであれば、収縮比が高いほど大きい圧力上昇が得られる。2つ目の要因として、軸対称インテークにおいては圧縮波により生じる円錐衝撃波がインテーク出口において衝突により消失しているのに対し、三次元形状においては同様の衝撃波構造は見られるもののx-y平面以外の非対称性のために壁面で反射していることが挙げられる。これにより、より大きい全圧損失を生み出すことが考えられる。図20に示すような軸対称インテークに比べ図14や図15の三次元インテークでは下流に複雑な衝撃波構造をもつことから確かめられる。

### 3.5. 流線追跡開始点(インテーク出口)位置の選定

本研究においては流線追跡開始点を $x = 0$ とした。しかし図14や図15から分かるように、円錐衝撃波は $x = 0$ より上流側で壁面に衝突しており、Busemann インテークと同程度の圧縮が達成されている。このことは図23からも確認できる。

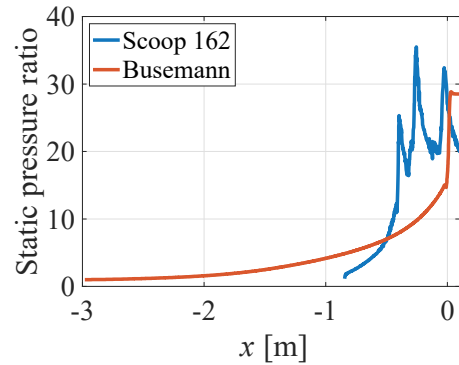


図 23 Scoop 162( $x=0, y>0$ )とBusemannインテークの壁面静圧比の比較

壁面での反射衝撃波により全圧損失が増加していると考えられ、このことから壁面に円錐衝撃波が入射した位置をインテーク出口とした場合、圧縮効率が増加すると考えられる。衝撃波の壁面での反射が最も上流で起こるScoop 162ではインテーク出口を $x = -0.4056$  mとした場合、 $\eta_B = 0.9183$ であり、1.3%増加した。このことから、インテーク出口を元の軸対称流れ場の円錐衝撃波に対応して上流側に設定することでより圧縮効率が高いインテーク形状が得られると考えられる。

## 4. 結論

流線追跡法の効果的な適用法を与え、流線追跡法から得られる多様な流線形インテークの空力性能に対し包括的な洞察を獲得するため、数値流体力学を用いたパラメトリックな研究を行った。ラテン超方格法を用いた効果的なサンプリングのもと、264個の流線形インテークを生成し、その幾何的特徴、とりわけインテーク前縁形状に基づいて、7タイプに分類した。更に、各タイプにおいてk-medoids法を用い選択された計12形状に対してCFDによる数値計算を行い、流れ場および性能を比較、考察した。

形状の分類の結果、Busemannインテークを用いた場合には流線形インテークの前縁形状は燃焼器入口形状によってのみ決まり、インテーク全長は、流線追跡開始点のうち最も中心軸から遠い点と軸の距離 $R_{Cmax}$ と流線の切り落とし基準である圧力比 $\pi_{le}$ によってのみ決まることが明らかとなった。また、性能を決定する重要なパラメータの一つである収縮比は $\pi_{le}$ によって支配的に決定されることが分かった。このことから、流線形インテークの性能は同一の軸対称流れ場内においては $\pi_{le}$ に大きく依存して決まると言える。これは流線追跡法に関する非常に重要な知見であり、流線追跡法のみならず、今後のインテーク設計において重要な指針となることが見込まれる。また、 $\pi_{le}$ が増加すると

圧縮効率が高まる一方で抵抗が大きくなるといった明確なトレードオフ（相反関係）が確認された。このことは流線追跡法の適用において、何らかの最適化を適用することが効果的であることを示唆している。

本研究ではインテーク出口を $x = 0$ に固定したが、元の軸対称流れ場で起こる圧縮と同等の圧縮は $x = 0$ より上流側で完了していることがわかった。このことから、元の軸対称インテークに近い性能の流線型インテークを形成するためには流線型インテークの出口を円錐衝撃波下流でより上流側に設定する必要があると考えられる。

また、流線追跡法により生成された軸対称インテークとの比較により流線形インテークの三次元的流れ場の影響を調査した。流線形インテークでは軸対称インテークと比べ、衝撃波構造の違いからより高い圧縮比が得られることが定性的に示された。詳細な三次元効果についてはさらなる研究が必要である。本研究においては、解析的設計手法に関する知見の獲得を目的としたため、粘性や流線形インテークの特性である自発的始動性能・ロバスト性に関しては考慮していない。これらは実際の設計開発の観点からは考慮すべき要因であり、今後の研究において調査すべき課題であると考えている。

## 謝辞

本研究は科研費（17K20144）の助成を受け実施し、ここに謝意を表します。

## 参考文献

- (1) Preller, D., and Smart, M. K. "Reusable Launch of Small Satellites Using Scramjets." *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 54, No. 6, 2017, pp. 1317-1329.
- (2) McClinton, C. R. "X-43 - Scramjet Power Breaks the Hypersonic Barrier Dryden Lectureship in Research for 2006." 44<sup>th</sup> AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, 2006.
- (3) Smart, M. K., Hass, N. E., and Paull, A. "Flight Data Analysis of the HyShot 2 Scramjet Flight Experiment." *AIAA Journal*, Vol. 44, No. 10, 2006, pp. 2366-2375.
- (4) Boyce, R. R. "SCRAMSPACE: Scramjet-Based Access-to-Space Systems." 14<sup>th</sup> Australian International Aerospace Congress, 2011.
- (5) Kantrowitz, A., and Donaldson, C., "Preliminary Investigation of Supersonic Diffusers." NACA ACR-L5D20, May 1945.
- (6) Mölder, S., Timofeev, E., and Tahir, R. "Flow Starting in High Compression Hypersonic Air Inlets by Mass Spillage." 40<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2004.
- (7) Ogawa, H., Grainger, A. L., and Boyce, R. R. "Inlet Starting of High-Contraction Axisymmetric Scramjets." *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 26, No. 6, 2010, pp. 1247-1258.
- (8) Billig, F. S., and Kothari, A. P. "Streamline Tracing: Technique for Designing Hypersonic Vehicles." *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 16, No. 3, 2000, pp. 465-471.
- (9) Billig, F. S., Tam, C., and Wornom, S. F. "Design and Analysis of Streamline Traced Hypersonic Inlets." 9<sup>th</sup> International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference and 3<sup>rd</sup> Weakly Ionized Gases Workshop, 1999.
- (10) Smart, M. K. "Design of Three-Dimensional Hypersonic Inlets with Rectangular-to-Elliptical Shape Transition." *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 15, No. 3, 1999, pp. 408-416.
- (11) Smart, M. K., and Trexler, C. A. "Mach 4 Performance of Hypersonic Inlet with Rectangular-to-Elliptical Shape Transition." *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 20, No. 2, 2004, pp. 288-293.
- (12) Chan, W. Y. K., Razzaqi, S. A., Turner, J. C., Suraweera, M. V., and Smart, M. K. "Freejet Testing of the HiFIRE 7 Scramjet Flowpath at Mach 7.5." *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 34, No. 4, 2018, pp. 844-853.
- (13) Mölder, S., and Szpiro, E. J. "Busemann Inlet for Hypersonic Speeds." *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 3, No. 8, 1966, pp. 1303-1304.
- (14) Stein, M. "Large Sample Properties of Simulations Using Latin Hypercube Sampling." *Technometrics*, Vol. 29, No. 2, 1987, pp. 143-151.
- (15) ANSYS Inc., *Release Notes: ANSYS 19.1*. Canonsburg, PA, 2018.
- (16) Celik, I., and Karatekin, O. "Numerical Experiments on Application of Richardson Extrapolation with Nonuniform Grids." *Journal of Fluids Engineering, Transactions of the ASME*, Vol. 119, No. 3, 1997, pp. 584-590.
- (17) Park, H. S., and Jun, C. H. "A Simple and Fast Algorithm for K-Medoids Clustering." *Expert Systems with Applications*, Vol. 36, No. 2 PART 2, 2009, pp. 3336-3341.
- (18) Riggins, D. W. "Thrust Losses in Hypersonic Engines Part 1: Methodology." *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 13, No. 2, 1997, pp. 281-287.
- (19) Riggins, D. W., and McClinton, C. R. "Analysis of Losses in Supersonic Mixing and Reacting Flows." 27<sup>th</sup> Joint Propulsion Conference, 1991.
- (20) Ogawa, H., Mölder, S., and Boyce, R. "Effects of Leading-Edge Truncation and Stunting on Drag and Efficiency of Busemann Intakes for Axisymmetric Scramjet Engines." *Journal of Fluid Science and Technology*, Vol. 8, No. 2, 2013, pp. 186-199.
- (21) Ogawa, H., and Boyce, R. R. "Physical Insight into Scramjet Inlet Behavior via Multi-Objective Design Optimization." *AIAA Journal*, Vol. 50, No. 8, 2012, pp. 1773-1783.