

楕円-矩形型ブーセマンインテークの数値解析

Numerical Study of Elliptical to Rectangular Busemann Inlet

○ 小林航, M. Rizal Rosli, 高橋将大, 佐藤哲也 (早稲田大学)
橋本敦, 青山剛史 (JAXA)

Wataru Kobayashi, M. Rizal Rosli, Masahiro Takahashi, Tetsuya Sato (Waseda University)
Atsushi Hashimoto, Takashi Aoyama (JAXA)

Abstract

Performance analysis for the streamline-traced Busemann inlet with design point of $M=5.0$, which has an elliptical-to-rectangular shape, was numerically implemented. The inlet provides reduction of 16.3% in the length of compression surface in comparison to rectangular-to-rectangular shape inlet. Compared to the ideal axisymmetric Busemann inlet, it is approximately 10% lower in total pressure recovery (TPR) and an accelerating flow region occurs at the bottom part of the inlet caused by the convex surface. We designed a new shape inlet which has semi-elliptical, semi-rectangle entrance and rectangular exit. Its TPR was improved by 6.2% compared with the elliptical-to-rectangular shape. Performance at off-design point of $M=4.8$ and 5.2 showed approximately similar to performance at on-design point.

記号

M	マッハ数
M_∞	主流マッハ数
γ	比熱比
T_t	全温度
$T_{t\infty}$	主流全温度
T_∞	主流静温度
P_t	全圧
$P_{t\infty}$	主流全圧
P_∞	主流静圧
\dot{m}	質量流量
\dot{m}_∞	主流質量流量
ρ	密度
MCR	流量捕獲率
TPR	全圧回復率
A_i	入口投影面積
A_t	スロート断面積
CR	面積比
L	インテーク長

極超音速 ABE においては、空気の取り入れ口であるエアインテークが重要となる。エアインテークの主な役割は、空気密度の小さい高高度において十分な空気流量の確保すること、安定な燃焼を行うために超音速で流入する空気を減速することである。コアエンジンに流入する空気はすべてエアインテークを通過するため、エンジンシステム全体の性能を大きく左右する要素である。

従来の極超音速エンジン用エアインテークは矩形または軸対称型の二次元形状である。これらは複数の衝撃波の組み合わせによる減速方式を採用しているため衝撃波による損失が大きい。また空気を圧縮するのに十分な面積比を有していないために、面積比を変化させるための可変機構を搭載しているものが多く、これによる構造複雑性が問題となる。

これらの問題の改善策として、Busemann によって等エントロピー圧縮特性を利用したエアインテーク (図2) が提案されており、理論的に高い性能を得られることが証明されている⁽³⁾。Busemann インテークにおいては壁面から発生する圧縮波が 1 点に集まり円錐型衝撃波を形成する。インテークに流入した気流は圧縮波により等エントロピー的に圧縮され、衝撃波を通過することにより更に減速圧縮される。この円錐型衝撃波がインテークスロート壁面に理想的に衝突した場合、壁面において衝撃波の反射が発生せず、インテーク後流では減速圧縮された一様流が得られる。

1. はじめに

近年、スクラムジェットエンジンやターボジェットエンジンといった空気吸い込み式エンジン (Air-Breathing Engine: ABE) を用いた極超音速輸送機の研究開発が活発化している⁽¹⁾。日本では宇宙航空研究開発機構 (Japan Aerospace Exploration Agency: JAXA) が、Mach5 クラスの極超音速旅客機実現に向けた飛行実証試験用小型予冷ターボジェットエンジン (通称 S エンジン) を開発し、各種運転試験を行っている⁽²⁾。図1に ABE を推進系とする極超音速輸送機概形を示す。



図1 極超音速輸送機

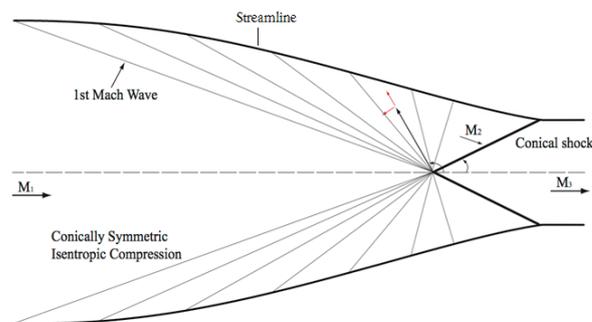


図2 Busemannインテークの流れ場

オリジナルの Busemann インテークは図3に示すように完全に内部圧縮型の軸対称インテークであり、等エントロピー圧縮によって理想的に減速することができるため衝撃波損失が小さく、高い

インテーク効率が得られる。しかし、インテーク長の増大、それによる超音速境界層損失の増大、自己始動性の低下といった問題点があり、実際の極超音速エンジン用として Busemann インテークを採用している例はほとんどない。

軸対称形状の始動性を改善する目的で、Mölder によって Streamline traced technique と呼ばれる設計方法が提案された⁽³⁾。これにより、等エントロピー圧縮特性、流れの軸対称性を保持しつつ始動性を解消することが可能となる。Streamline traced technique を用いて設計されたインテークは図 4、図 5 に示すように切り込みのあるカウル部を持ち、入口と出口が同一形状となるのが特徴である。またエンジン形状との適合性の改善案として、近年 Smart ら⁽⁴⁾によって REST (Rectangular-to-Elliptical Shape Transition) と呼ばれる入口、出口形状の変形手法を用いた極超音速エンジンインテークの設計、検討が行われており、Busemann 型インテークの実機搭載への期待が高まっている。

本研究では、現在 JAXA で研究開発中の S エンジンに装着することを想定し、流れを亜音速まで減速させるラムインテークとしての Busemann インテーク設計を行った。過去の Busemann インテーク研究では収縮比増大による始動性低下等の問題から作動 Mach 数の高いスクラムインテークとして設計されたものがほとんどであり、本研究のようにラムインテークを対象とした研究はほぼ行われていない。

S エンジンにおいては矩形型プリクーラに形状を合わせるため、インテーク出口形状を矩形にする必要があるが、従来の Streamline traced technique を用いて設計された矩形—矩形形状の Busemann インテークは、図 4 のように前縁部に尖鋭部があり、インテーク長は軸対称形状と同じである。一方、同手法にて設計された楕円—楕円形状は、図 5 のように尖鋭部はなく、インテーク長を短くすることができる。そこで、これらのインテークを組み合わせることで出口を矩形形状とし、かつインテーク長の短い、楕円—矩形形状、半楕円・半矩形—矩形形状の Busemann インテークを設計した⁽⁵⁾。楕円—矩形形状を図 6 に、半楕円・半矩形—矩形形状を図 7 に示す。

本研究の目的は、出入口形状の異なる Busemann インテークを対象とした三次元非粘性解析を行い、インテーク性能の評価をすることである。出口形状が矩形であるインテークを中心に性能、長さ、エンジンとの形状適合性の観点から比較検討を行い、設計形状の評価および設計方法の妥当性検証、また今後の形状最適化に向けて問題点を把握する。

2. 解析対象

S エンジンのインテーク出口はアスペクト比 (1.42=100.0/70.5) の矩形断面形状であり、これに適合する出口形状を持つことが望ましい。

本解析の対象はオリジナル軸対称形状 (以降、形状 A とする)、Streamline traced technique を用いて設計された矩形—矩形形状 (形状 B)、楕円—楕円形状 (形状 C)、出口形状の適合性とインテーク長の削減を目的として設計された楕円—矩形形状 (形状 D)、半楕円・半矩形—矩形形状 (形状 E) の 5 形状である。これらを図 3 から図 7 に示す。

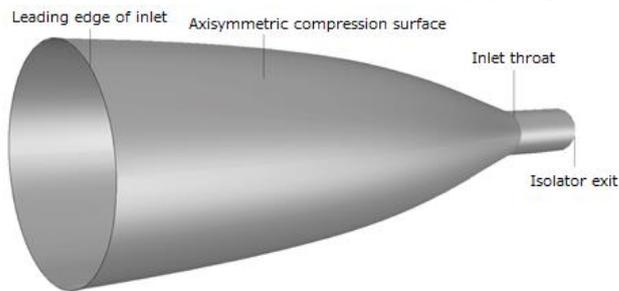


図 3 軸対称 Busemann インテーク (形状 A)

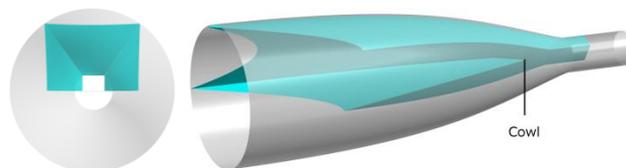


図 4 矩形—矩形形状 Busemann インテーク (形状 B)

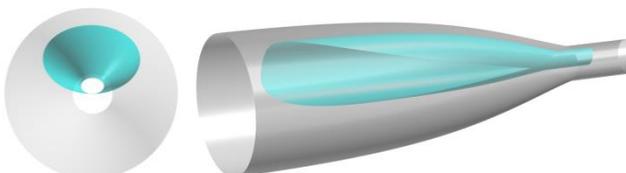


図 5 楕円—楕円形状 Busemann インテーク (形状 C)

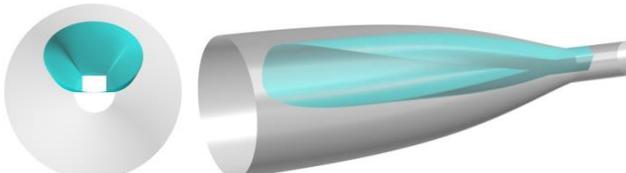


図 6 楕円—矩形形状 Busemann インテーク (形状 D)

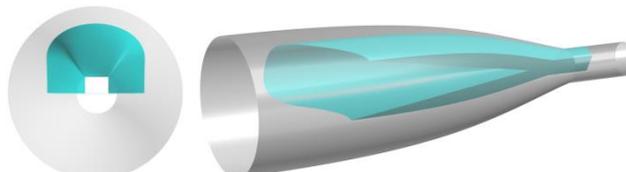


図 7 半楕円・半矩形—矩形形状 Busemann インテーク (形状 E)

表 1 に各形状の諸元を示す。インテーク入口/スロート面積比 (Contraction ratio:CR) は入口投影面積と出口面積の比で、式(1)のように表される。CR は始動性の指標ともなっており、値が小さいほど自己始動性が良い。

$$CR = \frac{A_i}{A_t} \quad (1)$$

表 1 各形状の諸元

形状	A	B	C	D	E
入口形状	円	矩形	楕円	楕円	半楕円 半矩形
出口形状	円	矩形	楕円	矩形	矩形
入口高さ mm	172.9	70.5	70.5	70.5	70.5
入口幅 mm	172.9	100.0	100.0	100.0	100.0
L mm	478.4	478.4	400.4	400.4	400.4
CR	14.64	14.64	14.64	11.50	13.07

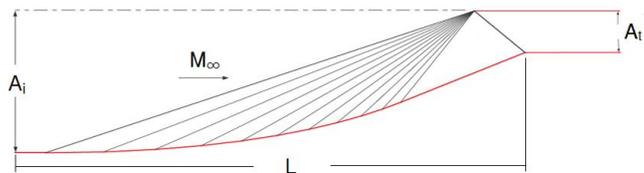


図8 面積, 長さの定義

3. 数値計算

数値計算は, JAXA で開発中の高速流体ソルバ FaSTAR[®]を用いて行った. 表2に解析条件を示す. また表3に主流条件を示す. 主流条件は, 過去に JAXA で行われた風洞試験条件を参考に設定した⁷⁾.

表2 解析条件

支配方程式	3次元圧縮性 Euler 方程式
流束評価法	HLLEW
空間精度	MUSCL 法による空間2次精度
時間積分	LU-SGS 法 (定常計算)

表3 主流条件

M_∞	5.0
$T_{t\infty}$ K	690
$P_{t\infty}$ kPa	1000
T_∞ K	115.0
P_∞ kPa	1.89
ρ kg/m ³	5.73×10^{-2}
γ	1.4

格子は, 形状 A は構造格子, 形状 B, C, D, E については非構造格子 (四面体:Tetra) で作成した. 格子の概略図を図 9, 図 10 にそれぞれ示す.

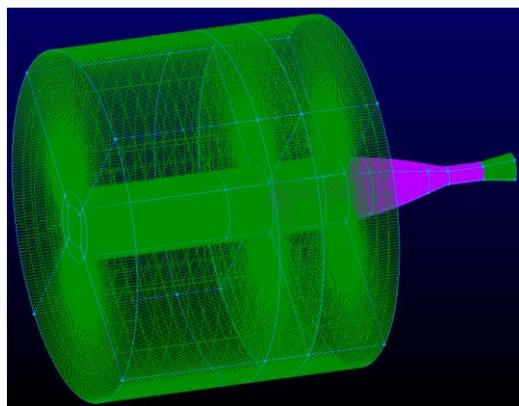


図9 形状 A 格子

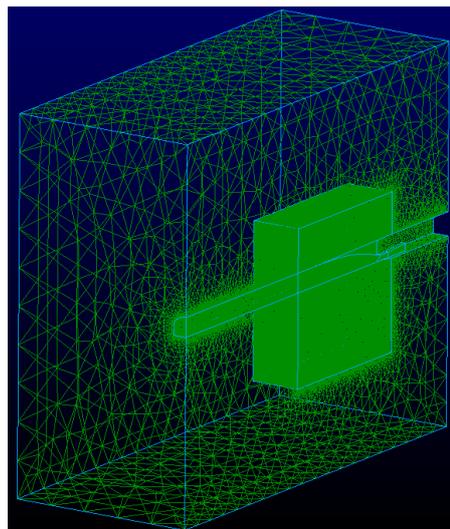


図10 形状 B, C, D, E 格子

形状 A についてはセル数約 700 万セルであり, セル中心法により空間離散化を行った. 形状 B, C, D, E についてはセル中心法より Tetra メッシュにより適したセル節点法で離散化を行っている. この場合計算は節点数に依存し, 節点数はいずれも約 90 万点となる.

形状 A は不始動時に弧状衝撃波がインテーク外部に吐き出されるため, それを捉えるためにインテーク前方に外部領域を設けた.

形状 B, C, D, E については中心面を対称面として半分のみを計算領域とした. また不始動時にインテーク中腹に垂直衝撃波が発生するため, それを捉えるためにインテーク周囲に格子を密に配置した.

4. 結果と考察

4. 1 設計点

形状 A の中心面および形状 B, C, D の対称面における Mach 数分布を図 11, 図 12, 図 13, 図 14 に示す. また形状 B, D のインテーク壁面 Mach 数分布を図 15, 図 16 に示す.

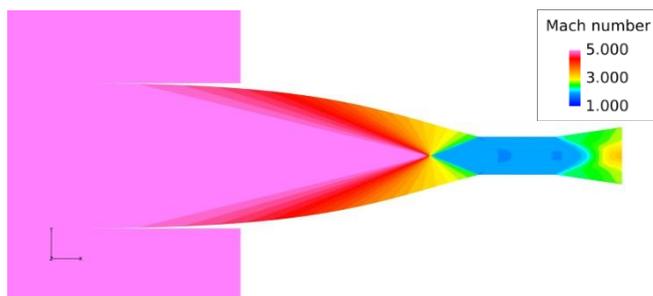


図11 形状 A 中心面 Mach 数分布

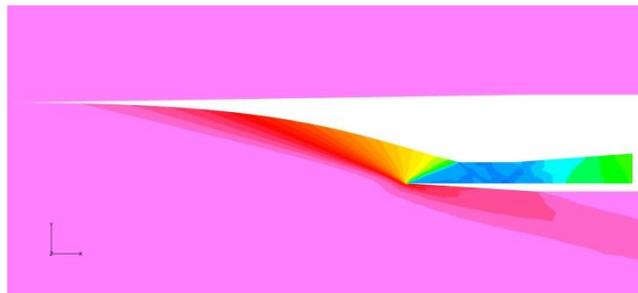


図12 形状 B 対称面 Mach 数分布

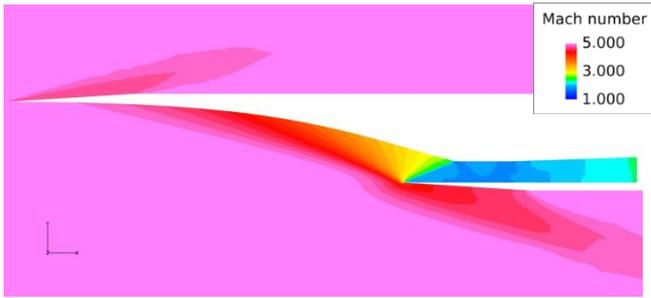


図 13 形状 C 対称面 Mach 数分布

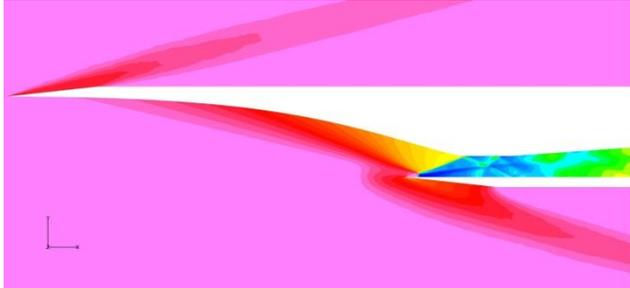


図 14 形状 D 対称面 Mach 数分布

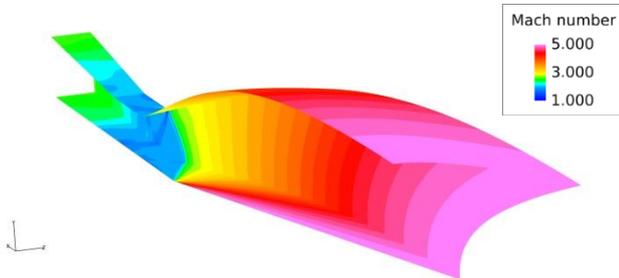


図 15 形状 B 壁面 Mach 数分布

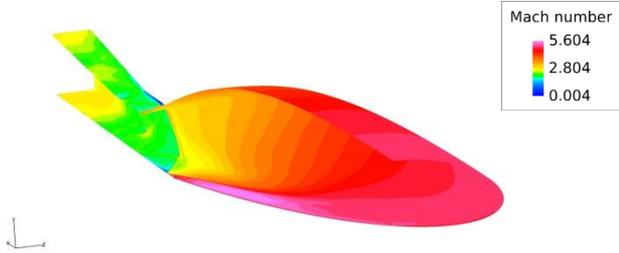


図 16 形状 D 壁面 Mach 数分布

図 11 より、形状 A では図 2 で示した理論と同様な流れ場の様子が確認された。Streamline traced technique を用いて設計された形状 B, C についても同様に言える。一方図 14 より、断面形状の変化する形状 D については圧縮波が発生し徐々に減速する様子は見られるものの、円錐衝撃波後に非一様な流れが見られた。図 17 に形状 D のスロート部の拡大図を示す。

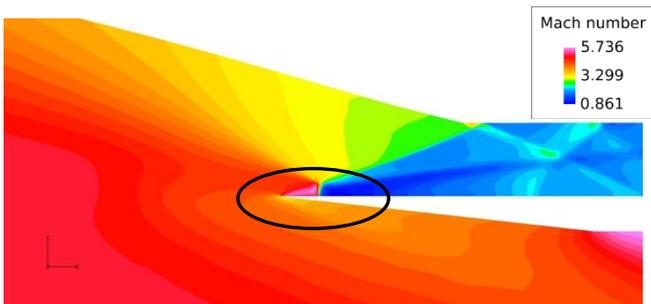


図 17 形状 D スロート部拡大図

図 17 より、インテーク壁面から発生した圧縮波の焦点がずれ、円錐衝撃波がインテーク出口側へと移動したことでスロート肩部でのキャンセルが起こらず、内部に反射したことにより円錐衝撃波後の非一様な流れが生じたといえる。また円錐衝撃波の先端部に局所的に強い衝撃波が発生し、後方に大きな亜音速領域が現れた。図 16 の壁面 Mach 数分布からわかるように、形状 D ではインテーク下部において加速部が見られ、この加速した流れによって強い衝撃波が発生した。このような現象は形状 B については見られない。

中心軸からの壁面距離と壁面 Streamline における Mach 数の関係を図 18 に示す。これは Busemann インテークの圧縮特性について表しており、設計値の値に近いほど良い圧縮特性であると言える。

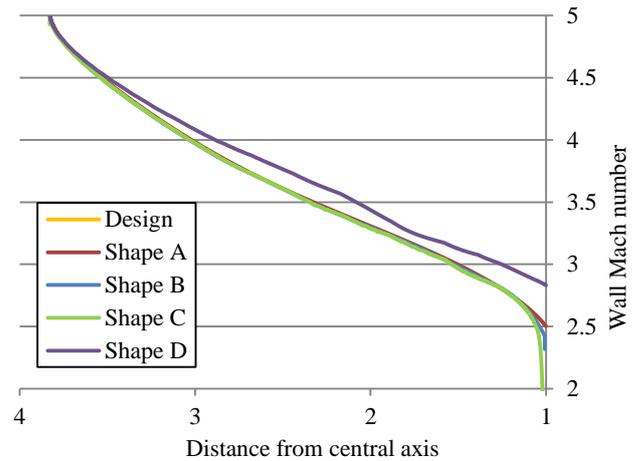


図 18 Streamline 上 Mach 数分布と軸からの距離の関係

図 18 より、形状 A, B, C については設計値とほぼ一致しており、Streamline traced technique によって圧縮特性が保持されることが確認された。一方形状 D については全体的に Mach 数が高く圧縮特性は保持されていない。その原因の一つとして、面積比の違いが挙げられる。形状 D は他形状に比べて収縮比が小さく、これにより自己始動性の向上については期待されるが、収縮率も小さくなり、十分な減速や圧力上昇が見込みないという欠点もある。

次に各形状の性能比較を行った。インテーク性能の計算結果を表 4 に示す。ここで流量捕獲率 (MCR) とはインテーク前面を流れる空気をどれだけインテークが捕獲できているかを表す指標であり、全圧回復率 (TPR) は、主流全圧に対する捕獲された空気的全圧の比である。共にインテークの性能を評価する指標である。

以下に MCR, TPR の計算式を示す。

$$MCR = \frac{\dot{m}}{\dot{m}_\infty} = \frac{\int_A \rho u dA}{\dot{m}_\infty} \quad (2)$$

$$TPR = \frac{P_t}{P_{t\infty}} = \frac{\int_A P_t p u dA}{P_{t\infty} \dot{m}_\infty} \quad (3)$$

表 4 各形状の性能比較

形状	A	B	C	D
MCR	1.00	1.00	1.00	1.00
TPR	0.943	0.920	0.916	0.839

Streamline traced technique を用いて設計された形状 B, C については、形状 A と同等の性能を示すことが確認されたが、形状 D については他形状に比べて TPR が約 10% 低い値となった。局所的な加速により強い衝撃波が発生したことで、衝撃波での損失が大きくなったことが主な原因だと考えられる。

4. 2 楕円—矩形形状の改善

4 章 1 節では、形状 D は他形状と比べ TPR が低いことが確認された。他形状では見られない現象が多く、形状依存の問題であると考えられる。そのため楕円入口—矩形出口形状からの形状改善を試みた。

図 19 は形状 D の正面図であるが、断面形状が入口の楕円形状から出口の矩形形状に変化する過程において、下面に膨らむ断面が存在する。Busemann インテークの流れ場は凹面壁におけるプラントルマイヤー流れと類似しており、膨らむ部分は凸面壁に相当するため加速が起きたと考えられる。そこでインテーク長の利のある上部については修正せず、下部形状のみ修正を行った。

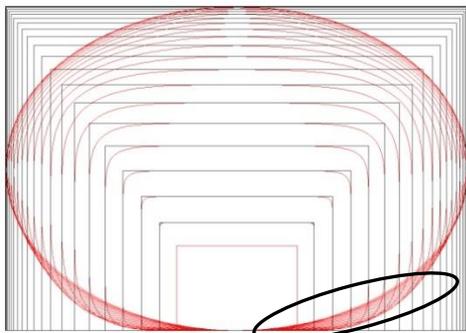


図 19 形状 D 正面図

出口形状が矩形であること、下部で加速が見られないこと、また楕円形状と矩形形状の側面部の曲線 (Streamline) が一致していることなどから、形状 B と組み合わせることで新たに半楕円・半矩形入口—矩形出口を持つ Busemann インテーク (形状 E) を設計した。図 20 に形状 E の正面図を示す。

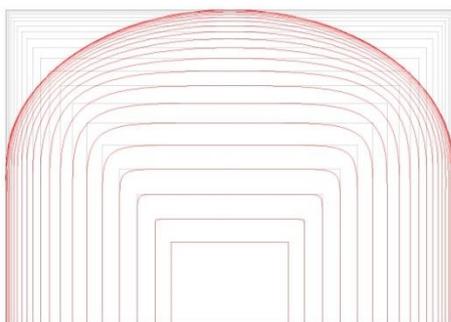


図 20 形状 E 正面図

形状 E の解析結果として、対称面における Mach 数分布を図 21 に、壁面 Mach 数分布を図 22 に示す。また形状 D との性能比較を行い、その結果を表 5 に示す。

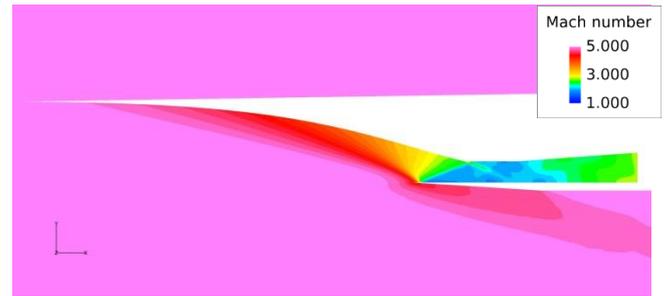


図 21 形状 E 中心面 Mach 数分布

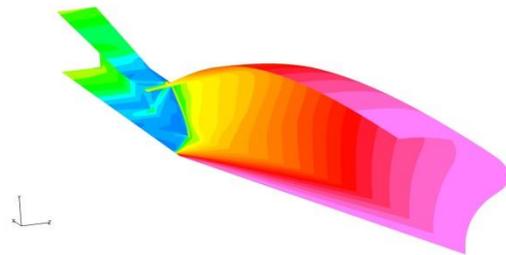


図 22 形状 E 壁面 Mach 数分布

表 5 形状 D と形状 E の性能比較

形状	D	E
MCR	1.00	1.00
TPR	0.839	0.901

図 21, 図 22 より、形状 D で見られたカウル部における強い衝撃波やインテーク下部における加速は改善されたといえる。しかし、圧縮波の焦点はややインテーク出口寄りであり、衝撃波が反射している様子が見られる。この点に関しては今後改善の余地がある。インテーク性能については形状 D と比べ TPR が 6.2% 増加し、下面を修正したことによる影響が大きく反映された結果と言える。

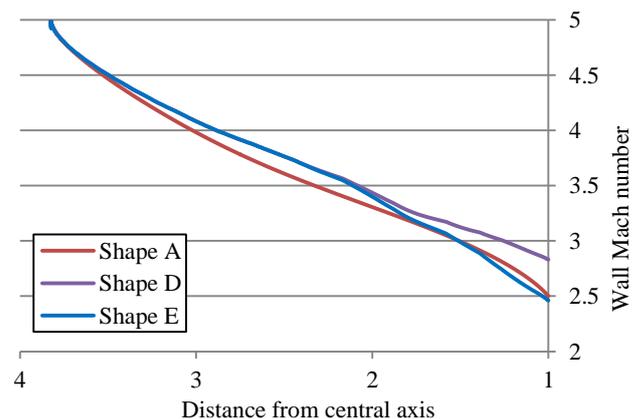


図 23 Streamline 上 Mach 数分布と軸からの距離の関係

また、図 18 と同様にして形状 E の圧縮特性についてみると、横軸 1 から 2 の範囲 (インテーク中腹からスロートの範囲) で違いが顕著に現れた。形状 A に近い値となったことから、圧縮特性についても改善されたと言える。

4. 3 非設計点

非設計点として、主流 Mach 数 4.8 および主流 Mach 数 5.2 における計算を行った。各形状の性能比較を表 6, 表 7 に示す。

表 6 非設計点における性能比較 (M4.8)

	A	B	C	D	E
MCR	1.00	0.997	1.00	1.00	1.00
TPR	0.911	0.879	0.890	0.889	0.922
設計点における TPR との差	-0.032	-0.041	-0.026	+0.050	+0.021

表 7 非設計点における性能比較 (M5.2)

	A	B	C	D	E
MCR	1.00	1.00	1.00	1.00	1.00
TPR	0.906	0.901	0.894	0.799	0.847
設計点における TPR との差	-0.037	-0.019	-0.022	-0.040	-0.054

いずれの形状も主流条件の変化による大きな性能の低下は見られない。形状 D, E については Mach4.8 において設計点より TPR が高くなるという結果が得られた。主流 Mach 数を下げていくと、インテーク壁面から発生する圧縮波の角度は大きくなるために、圧縮波の集中する点がインテークの入り口側へとずれる。形状 D, E は設計点において焦点が出口側へとずれる様子が見られたが、主流速度を落とすことで円錐衝撃波がインテークの肩部にちょうど当たる方向へとはたらき、設計点よりも高い性能が得られた。

5. 結論

Busemann インテークを対象とした CFD 解析を行い、MCR, TPR によってインテーク性能の評価を行うことで以下の結論を得た。

1. Streamline traced technique を用いて設計された楕円入口—楕円出口形状および矩形入口—矩形出口形状の Busemann インテークの解析を行い、設計の基本となった軸対称形状と同等の性能が得られることが確かめられた。
2. インテーク長の削減を目的に設計された楕円入口—矩形出口 Busemann インテークの解析を行ったところ、インテーク下部で加速が起こり、それによる衝撃波損失が増大したことにより、矩形入口—矩形出口形状と比べ TPR が約 10% 低い TPR=0.839 となった。
3. 楕円入口—矩形出口 Busemann インテークの下部形状を修正し、新たに半楕円・半矩形入口—矩形出口 Busemann インテークを設計、解析を行い、楕円入口—矩形出口形状と比べて TPR が 6.2% 改善した。
4. 非設計点においては、いずれの形状も良い性能を示した。楕円—矩形形状、半楕円・半矩形—矩形形状については、主流 Mach 数 4.8 において設計点よりも高い TPR となった。
5. 出口矩形形状のインテークについては、性能の観点からは矩形—矩形形状が最も良く、インテーク長の観点からは半楕円・半矩形—矩形形状が最も良いことがわかった。

6. 参考文献

- (1) AIAA HyTASP Prigram Committee Newsletter, 2008.
- (2) 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, 2009.
- (3) Mölder, S., and Szpiro, E. J., "Busemann Inlet for Hypersonic Speeds," Journal of Spacecraft and Rocket, Vol.3, No.8, pp.1303-1304, 1996.
- (4) M. K. Smart., "Experimental Testing of a Hypersonic Inlet with Rectangular-to-Elliptical Shape Transition" Journal of Propulsion and Power, Vol.17, No.2, 2001.
- (5) M. Rizal Rosli, Masahiro Takahashi, Tetsuya Sato, Takayuki Kojima, Yusuke Maru Hideyuki Taguchi, "Streamline Tracing

Technique Based Design of Elliptical-to-Rectangular Transitioning Hypersonic Inlet," AIAA, 2013-2665.

- (6) Atsushi Hashimoto, Keiichi Murakami, Takashi Aoyama, Keiichi Ishiko, Manabu Hishida, Masahide Sakashita, Paulus Lahur., "Toward the Fastest Unstructured CFD Code 'FaSTAR,'" AIAA, 2012-1075.
- (7) 田口秀之, 藤田和央, "極超音速機のマッハ 5 空力特性試験," JAXA-RR-07-047, 2008.