

# 三次元形状超音速インテークの風洞試験および数値解析

## Wind Tunnel Testing and Numerical Study of Three-dimensional Hypersonic Inlet

○ 小林航, M. Rizal Rosli, 澤田秀貴, 佐藤哲也 (早稲田大学)

小島孝之, 丸祐介 (JAXA)

Wataru Kobayashi, M. Rizal Rosli, Hideki Sawada, Tetsuya Sato (Waseda University)

Takayuki Kojima, Yusuke Maru (JAXA)

### Abstract

A streamline-traced Busemann inlet, which has semi-elliptical, semi-rectangle entrance and rectangular exit, was tested in Wind Tunnel Lab. of ISAS in a Mach 4.0 freestream flow and numerical analysis was implemented. To achieve inlet starting at low speed, a sliding door was incorporated in the inlet cowl to reduce the internal contraction ratio. Because of this mechanism, MCR(mass capture ratio) and TPR(total pressure recovery) were measured in both start and unstart condition. At starting condition, MCR=34.0% and TPR=41.8%. Numerical study was performed in using a fast unstructured CFD code FaSTAR. Compared to experimental results, CFD simulations predicted flow field in the isentropic area, but had a large error in the inlet performance.

	記号
M	マッハ数
$M_\infty$	主流マッハ数
$\gamma$	比熱比
$T_{t\infty}$	全温度
$T_t$	主流全温度
$T_\infty$	主流静温度
$P_t$	全圧
$P_{t\infty}$	主流全圧
$P_{s\infty}$	主流静圧
$P_{wall}$	壁面静圧
$\dot{m}$	質量流量
$\dot{m}_\infty$	主流質量流量
$\rho$	密度
MCR	流量捕獲率
TPR	全圧回復率
$A_i$	入口投影面積
$A_c$	内部入口面積
$A_t$	スロート断面積
CR	面積比
$CR_m$	内部面積比
L	インテーク長

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部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。

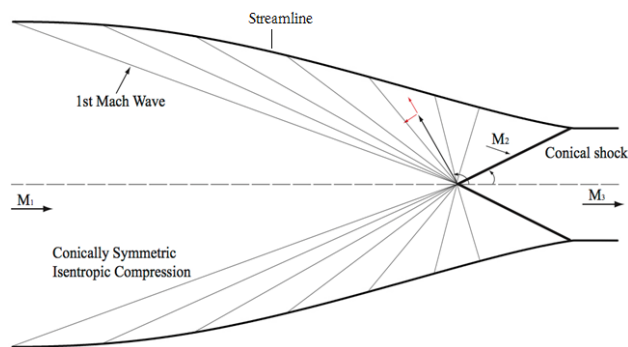


図1 Busemannインテークの流れ場

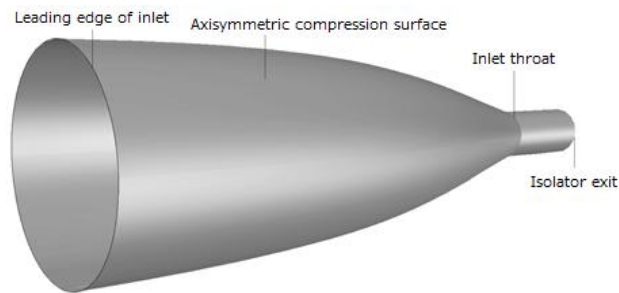


図2 軸対称Busemannインテーク

### 1. はじめに

極超音速空気吸い込み式エンジンにおいては、空気を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。前者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ことが問題となる。後者は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1)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<sup>(1)</sup>。Busemann

オリジナルである Busemann インテークは図2に示すように完全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、それに伴う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へ Busemann インテークを採用している例はほとんどない。

先行研究において、上述の問題点を改善する手法が提案されている。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<sup>(1)</sup>。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

表1 供試体諸元

入口高さ mm	70.5
入口幅 mm	100
L mm	400.4
CR	13.07
CR <sub>in</sub>	2.85

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 Busemann インテークは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。また形状適合性の改善案として、Smart ら<sup>(2)</sup>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。また Rizal らは Lofting procedure を適用したインテークの短縮手法を提案した<sup>(3)</sup>。Streamline traced technique を用いて設計された複数の Busemann インテークを組み合わせることで入口から出口へと断面形状の遷移するインテーク設計が可能となる。これにより設計形状の自由度が増し、先端角をつけることなくインテーク長を短縮することができる。

本研究では、現在宇宙航空研究開発機構 (JAXA) で研究開発中の予冷ターボジェットエンジン (S エンジン) に装着することを想定し、設計 Mach 数 5.0、流れを亜音速まで減速させるラムインテークとしての設計を行った。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 エンジンのダクト形状に合わせ、インテーク出口形状を矩形に設定する必要があり、かつインテーク長の短縮を目的とし、Lofting procedure を用いて入口が楕円と矩形を組み合わせた形状、出口矩形形状とした半楕円・半矩形—矩形断面を有する Busemann インテークの設計を行った (図3)。

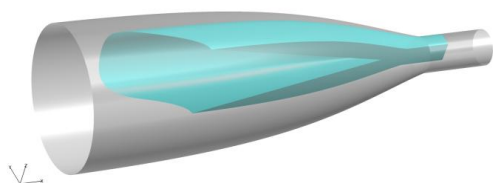


図7 半楕円・半矩形—矩形形状 Busemann インテーク

本研究の目的は、設計形状について実験的、数値的に解析を行うことで、設計手法の妥当性検証及び性能評価を行うことである。本稿では非設計点 Mach4.0 で行った風洞試験結果及び数値解析 (CFD) との比較検討について論じる。

## 2. 風洞試験

風洞試験は宇宙科学研究所 (ISAS) の極超音速風洞にて実施した。この風洞では最大 Mach4.0 までの通風が可能であり、またエジェクターにより全圧の調整を行うことができる。

### 2.1 試験供試体

試験供試体を図4に示す。供試体はハイキャスト 3166 を用い、光造形加工により製作した。供試体諸元を表1に示す。



図4 試験供試体

面積比 (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。また内部面積比 (CR<sub>in</sub>) はインテーク内部圧縮部の入口面積と出口面積の比で、式 (2) のように表される。CR および CR<sub>in</sub> は始動性の指標であり、値が小さいほど自己始動性が良いと言える。

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

$$CR_{in} = \frac{A_c}{A_t} \quad (2)$$

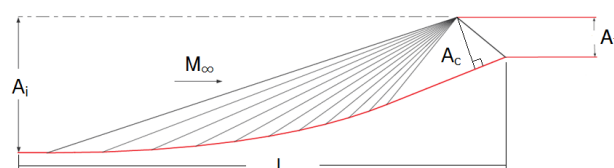


図5 面積、長さの定義

本供試体は始動性の調査を目的とし、スライディングドア機構を搭載している<sup>(4)</sup>。スライディングドアを開きカウル先端位置を変更することで内部収縮比を低下させることができる (図6)。これによりインテーク始動性が改善される。

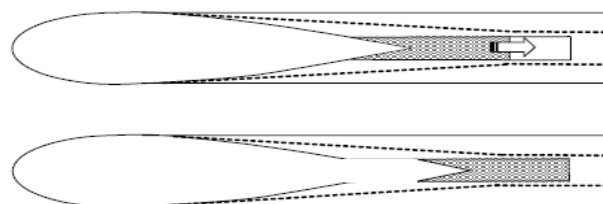


図6 スライディングドア

### 2.2 試験方法

図7に風洞試験概念図を示す。

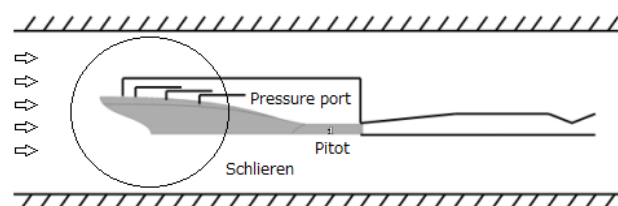


図7 風洞試験概念図

計測点は壁面静圧 14 点、スロート部での全圧 1 点の計 15 点であり、各圧力ポートからチューブで 32chPSI に接続し計測を行った。またシュリーレン撮影法により流れ場の可視化を行った。

供試体に搭載したスライディングドア機構は固定式であり、通風毎に内部面積比を変更して通風を行う内部面積比は CR<sub>in</sub>=1.0 (全開) から CR<sub>in</sub>=2.85 (全閉, 設計値) まで変更可能である。また供試体後方には可動ダクトが設置しており、出口面積を変更することができる。

風洞起動と同時に計測を開始し、数秒後に整定、その後試験シーケンスを開始する。通風時間は 6 秒から 12 秒程度である。

2. 3 試験結果

スライディングドア全開（以下 RUN-A）および全開（以下 RUN-B）の試験結果を以下に示す。表2に通風条件を示す。

表2 通風条件

$M_\infty$	4.00
$T_{t\infty}$ K	300
$P_{t\infty}$ kPa	441
$T_\infty$ K	71.4
$P_\infty$ kPa	2.91
$\rho$ kg/m <sup>3</sup>	$1.42 \times 10^{-4}$
$\gamma$	1.40

図8, 9に試験時のシュリーレン画像を示す。また計測した壁面静圧分布を図10に、算出されたインテーク性能を表3に示す。

インテーク性能は流量捕獲率および全圧回復率で評価する。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 の定義式を示す。

$$MCR = \frac{\dot{m}}{\dot{m}_\infty} \tag{3}$$

$$TPR = \frac{P_t}{P_{t\infty}} \tag{4}$$



図8 RUN-A シュリーレン画像（ドア全開）

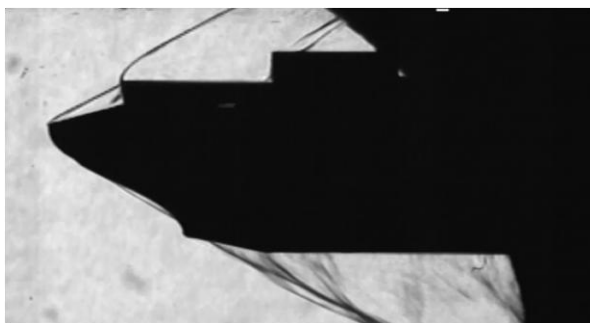


図9 RUN-B シュリーレン画像（ドア全開）

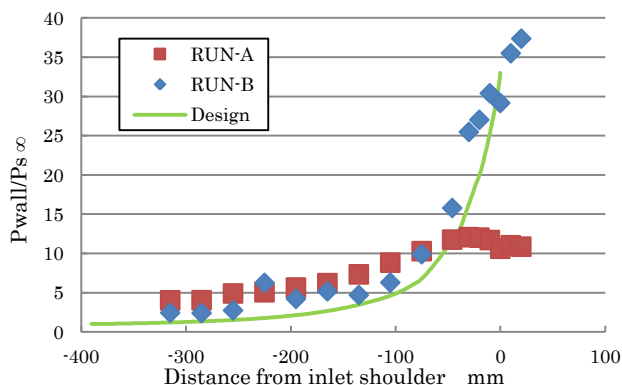


図10 壁面静圧分布

表3 インテーク性能

	MCR	TPR
RUN-A	0.0543	0.0851
RUN-B	0.340	0.418

図8より RUN-A ではインテーク先端部から強い衝撃波が形成されており、不始動状態であると考えられる。これは性能値が非常に小さい値であることから予想される。一方で RUN-B においては RUN-A で形成されたような衝撃波は見られず、インテークが衝撃波を呑み込んでいる状態、すなわち始動状態であるといえる。インテーク始動時の性能は MCR, TPR とともに良好な値を示した。

壁面静圧を比較すると、始動した RUN-B は設計値と非常に良い一致を示しており、等エントロピー圧縮がなされていたと考えられる。不始動である RUN-A では、圧力比としては10程度となり、始動時と比較すると小さい値となった。また計測値では圧力の不連続上昇が見られず、これは衝撃波が計測点よりも前方に位置していたことが原因と考えられる。

3. 数値計算

3. 1 数値解析手法

数値解析の実行に当たっては JAXA Supercomputer System2 (JSS2) にて実行した。計算ソルバは JAXA 数値解析グループで研究開発中の高速流体ソルバ FaSTAR<sup>(5)</sup>を用いて行った。表4に解析条件を示す。主流条件は通風条件と同じである。また計算格子を図11に示す。

表4 解析条件

支配方程式	3次元圧縮性 Euler	3次元圧縮性 NS
乱流モデル	—	SA-noft2-R
流束評価法	HLLW	
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)	
勾配計算	GLSQ	

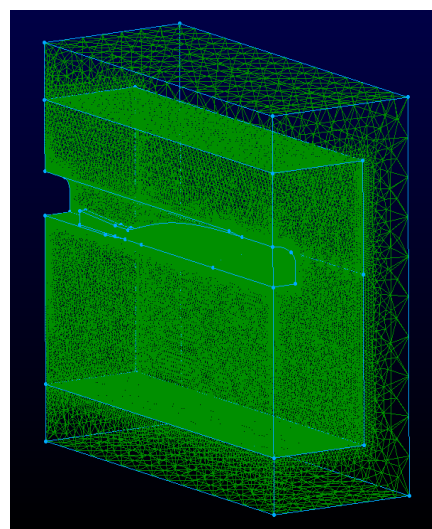


図11 計算格子

格子は Tetra メッシュで生成されており、セル節点法で離散化を行っている。セル数は約1600満点だが、セル節点法の場合計算は節点数に依存し、節点数は約600万点となる。

対称形状であるため、計算格子は半裁とした。また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大きく外部領域を設けている。インテーク



ク後方のダクトは模擬せず、どのような場合でも出口境界において超音速流出となるようにスロート後わずかに拡大している。最小格子幅は壁距離の目安である  $y^+=2.0$  とし、 $\Delta=4.0 \times 10^5$  とした。

### 3. 2 数値解析結果および比較

図 12, 13 に CFD 結果と RUN-A, RUN-B との比較を示す。また 5, 6 にインテーク性能の比較を示す。

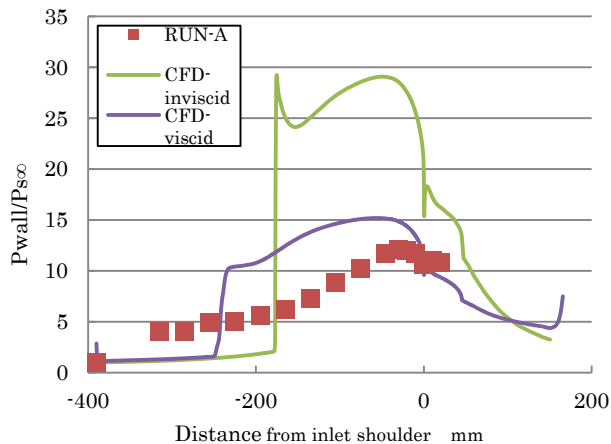


図 12 不始動時における比較

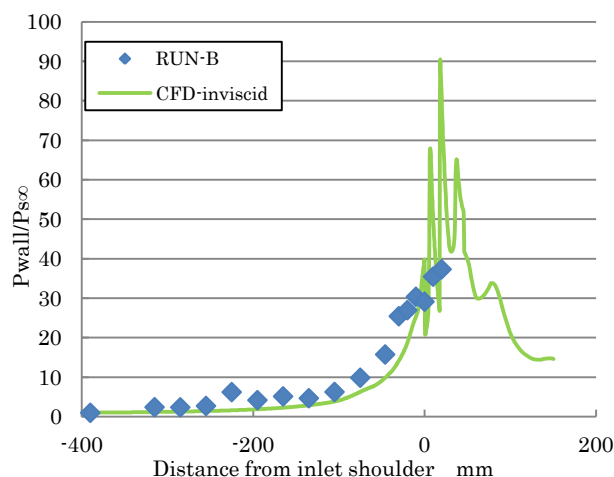


図 13 始動時における比較

表 5 性能比較 (RUN-A)

	MCR	TPR
RUN-A	0.0543	0.0851
CFD (非粘性)	0.159	0.195
CFD (粘性)	0.0790	0.0952

表 6 性能比較 (RUN-B)

	MCR	TPR
RUN-B	0.340	0.418
CFD (非粘性)	0.701	0.936

図 12 より、CFD と風洞試験とで衝撃波の位置に大きな差があることがわかる。衝撃波が前方に出る原因としては、境界層の厚さの影響、剥離の影響などが挙げられる。ここで、CFD で得られた流れ場を図 14 に示す。

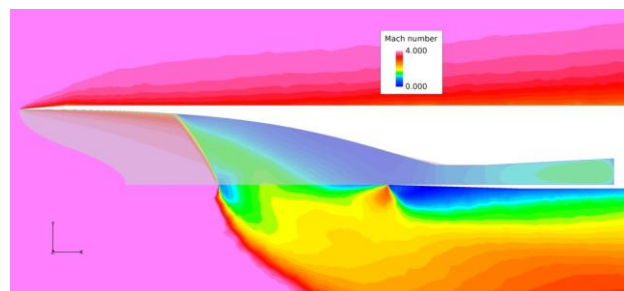


図 14 対称面 Mach 数分布 (粘性)

インテーク中腹において、衝撃波の形成とともに大規模な剥離を生じており、典型的な不始動時の流れ場であるといえる。従来インテークと比して面積比が小さいため、スロートはすべて剥離領域に覆われており、これが大きな流量低下の原因である。

風洞試験とのずれの原因としては、CFD では、境界層厚さの過小評価、大規模剥離の予測の問題が挙げられる。後者については乱流モデルの適切な選択や層流計算を行うことで剥離を起こしやすくするといった改善案が考えられる。

また風洞試験においては、乱流強制遷移機構を取り付ける、前方の可視化などを行うことで、試験時の流れ場の確認が必要である。

次に、図 13 より、インテーク始動時については等エントロピー領域において良好な一致が見られる。CFD ではその後円錐衝撃波を通過することによる圧力上昇が見られるが、風洞試験ではそのような上昇は見られなかった。Busemann インテークは無数の圧縮波を集めることで円錐衝撃波を形成するが、実際の流れにおいては境界層などの影響により圧縮波が曲げられ、設計通りの衝撃波が形成しなかったものと考えられる。

インテーク性能については、始動、不始動いずれにおいても大きなずれが見られる。値としては MCR, TPR とともに非粘性計算の半分程度、粘性計算とは 20~30% 程の誤差が見られる。CFD においては断面平均をとり性能算出を行っているが、試験では点での計測のため、流れ場の分布などによる影響が考えられる。

### 4. 結論

三次元形状インテークである Busemann インテークを対象とした風洞試験及び CFD 解析を行い以下の結論を得た。

1. 半楕円・半矩形入口-矩形出口を有する Busemann インテークの試験供試体を作成、非設計点 Mach4.0 での風洞試験を行い、スライディングドア機構を用いることで始動・不始動の両データを取得した。
2. インテーク性能は始動時には MCR=0.340, TPR=0.418, 不始動時には MCR=0.0543, TPR=0.0851 であった。また、シュリーレン撮影法により流れ場の確認を行った。
3. CFD との比較を行い、始動時の等エントロピー区間については良い一致が見られたが、インテーク性能、不始動時の衝撃波位置に大きなずれが見られた。これは不始動時に起こる大規模剥離の予測などが原因として考えられる。

### 5. 参考文献

- (1) Mölder, S., and Szpiro, E. J., "Busemann Inlet for Hypersonic Speeds," Journal of Spacecraft and Rocket, Vol.3, No.8, pp.1303-1304, 1996.
- (2) 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.
- (3) 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.

- (4) Lance S. Jacobsen, et al. "Starting and Operation of a Streamline-Traced Busemann Inlet at Mach 4," AIAA, 2006.
- (5) 橋本敦ら, 高速流体ソルバ FaSTAR の開発, 第 42 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010.