

# Study on the Affects of Mounting Axisymmetric Inlet to Airframe

Yohei ANDO<sup>1</sup>, Akiko MATSUO<sup>2</sup>, Takayuki KOJIMA<sup>3</sup>, Yusuke MARU<sup>4</sup>, and Tetsuya SATO<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Graduate School of Science and Technology, Keio University, y11513@educ.cc.keio.ac.jp  
3-14-1, Hiyoshi, Kohoku-ku, Yokohama, Kanagawa, 223-8522, Japan

<sup>2</sup>Department of Mechanical Engineering, Keio University, matsuo@mech.keio.ac.jp  
3-14-1, Hiyoshi, Kohoku-ku, Yokohama, Kanagawa, 223-8522, Japan

<sup>3</sup>Institute of Space Technology and Aeronautics (ISTA), Japan Aerospace  
7-44-1 Jindaijihigashi-machi, Chofu, Tokyo 182-8522 Japan

<sup>4</sup>Graduate School of Engineering, The University of Tokyo  
3-1-1 Yoshinodai, Sagami-hara, Kanagawa, 229-8510, Japan

Keywords: Supersonic Inlet, Axi-symmetrical Inlet, Shock Wave Interaction

## Abstract

In this study, the affect of mounting axisymmetrical supersonic inlet to airfoil, which has 65 degree swept angle was numerically investigated. The parameter for this calculation are free stream Mach number  $M=2.0$  and  $2.5$ , the distance between inlet spike and airfoil lower surface  $L_{sw}/R_{cowl} = 1.21-1.54$  and angle of attack to the airfoil  $0 - 4$ .

The mass capture ratio improved 3points in  $M=2.0$  condition and 1points in  $M=2.5$  while the mass capture ratio without airfoil surface was 57% and 71% for each case. These are the result from increase of density and change of velocity deflection by the shock wave structure formed between inlet and airfoil surface. On the other hand, the distortion of Mach number at cowl lip plane increased by 13% in  $M=2.0$ , 3% in  $M=2.5$  condition. The effects of the angle attack on the mass capture ratio is greater than that of the shock wave interaction between inlet and cowl, but the effects to the distortion is smaller in the range of this calculation condition.

In the condition of  $M=2.0$  with 4 degrees of angle of attack, inlet distortion of Mach number is mainly caused by the affects of the shock wave interaction between inlet and airfoil surface, while the largest angle of the velocity vector in the radial direction at cowl lip plane is caused by the affect of angle of attack. This large velocity vector made the flow inside the cowl subsonic and caused spillage, which interfere with the boundary layer of airfoil surface.

## はじめに

日本では、再使用型宇宙輸送システムの研究開発構想における、今後 10 年から 20 年の間の中期的な目標として、現在の 1/10 程度の輸送コストの低減を掲げ、再使用宇宙往還機の開発を進めている。宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部（旧文部科学省宇宙科学研究所宇宙推進研究系推進機構学部門、以下宇宙研）では、1986 年から再使用型 2 段式スペースプレーンの第 1 段目の推進機関として、超音速空気吸入型エンジンである ATREX<sup>1)</sup>の研究開発を行っている。

ATREX エンジンは、地上静止状態から高度約 35km、マッハ数 6 までの広範囲を作動範囲とし、液体酸素燃料による予冷却によりサイクル効率を高めた空気吸い込み式のエンジンである。

ATREX エンジンで採用している混合圧縮型の軸対称型インテークは、主流方向に対して形状が対称であるため、矩形型に存在するような形状の特異点が存在しないことから、圧力容器としての性能が矩形型よりも優れているとされている。しかしながら、機体統合時には、インテークと機体との空力干渉や、圧縮効率を高めるための機体や翼による予圧縮により、流入面における流れの軸対称性が失われるため、インテークの機体取り付け効果について調べる必要がある。そこで本研究では、軸対称型のインテークを対象とし、機体、ここでは翼下壁面への取り付けによるインテーク流入面における非軸対称性およびインテーク性能への影響を数値計算によって定量的に評価することを目的とする。

## 数値計算法

### 基礎方程式と解析手法

本数値計算においては、支配方程式をファール平均した 3 次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式とし、有限差分法による解析を行った。乱流モデルには、Wilcox の  $k-\omega$ <sup>2)</sup>を用いた。方程式中の対流項の差分には Yee's Non-MUSCL type 2nd-order Upwind TVD Scheme、拡散項の差分には、2 次精度の中心差分、時間積分は LU-ADI<sup>3)</sup>を用いた。また、翼、カウル、スパイク等の全ての壁面に垂直な格子を単一の構造格子で形成することは困難であり、翼の形状および壁面の形状、機体とインテークとの距離、インテークの設置位置をパラメトリックに変化させる解析が必要であることから、Fujii<sup>4)</sup>による解強制置換法 (Fortified Solution Algorithm) を用い、2 つの構造格子を重合させて解析を行った。

### 計算対象と計算条件

本研究で計算の対象とするインテークは、宇宙研において設計されたインテーク Type-C 改形

状とし、取り付ける翼面は後退角 65 度の平面翼とした。Fig. 1 に計算格子および計算領域の 1 例を示す。計算格子は、スパイクおよびカウル壁面への直交性のある軸対称型計算格子と翼壁面に対して直交性を維持する計算格子の 2 つを用いた。

Zone1: 翼壁面直交型格子  
Zone2: 軸対称型格子

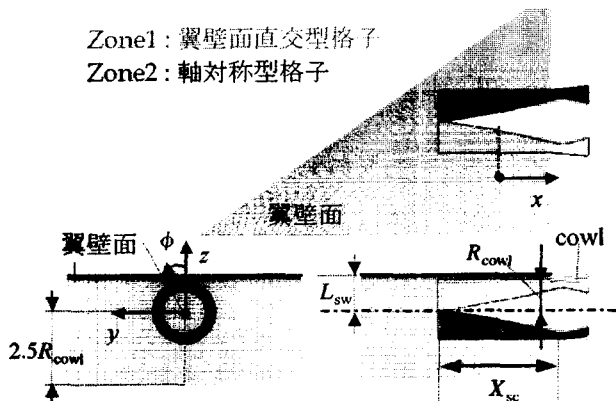


Fig. 1 Computational grid and computational domain

ここに示した軸対称型の格子には、主流方向 130 点、周方向に 70 点、半径方向に 57 点とし、壁面直交格子は、機体壁面水平方向に 120 点、スパン方向に 83 点、鉛直方向に 51 点とした。計算領域は、カウルリップにおけるカウル半径  $R_{cowl}$  を基準とし、鉛直方向についてはインテーク下部方向(-z 方向)にスパイク中心からの距離が 2.5 とし、流れ方向にはスパイクリップとカウルリップまでの距離に応じた領域を設定した。スパイクリップとカウルリップまでの距離  $X_{sc}$  は、実際には飛行状態に応じた可変構造であるが、ここではインテーク単体性能における最高性能取得時の位置等を参考に Table 1 のように設定した。翼壁面による影響を調べるため、本研究ではスパイク中心から翼壁面までの距離  $L_{sw}$  を、Table 1 に示すとおり 3 通りに変化させた。

流入気体条件は、マッハ数を 2.0, 2.5 の 2 通りに変化させ、気流条件には Table 1 に示す通り宇宙研の超音速風洞と同じものを用いた。気体は熱量的完全気体を仮定し、全ての壁面境界において断熱滑り無し壁条件を用いた。

Table 1 Numerical Condition

M	2.0	2.5
Po(kPa)	2.4196	3.0970
To(K)	281.0	281.0
Re(m <sup>-1</sup> )	3.284 × 10 <sup>7</sup>	3.317 × 10 <sup>7</sup>
$L_{sw}/R_{cowl}$	1.21/1.38/1.54	
$X_{sc}/R_{cowl}$	3.600	3.420

### 結果および考察

#### 流れ場の概要

対象とする衝撃波構造として、M2.5,  $L_{sp}/R_{cowl}=1.21$ , スパン方向中心面( $y=0$ )におけるシ

ュリーレンイメージを Fig.2 に示す。スパイクからの反射波が翼壁面へと入射し、その反射波がカウルリップより手前の位置においてスパイクへと再入射していることが確認される。

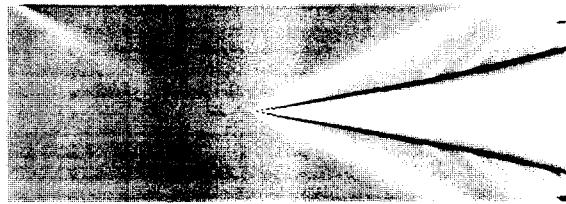


Fig. 2 Computed Schlieren Photography at Spanwise center plane (M2.5,  $L_{sw}/R_{cowl}=1.21$ )

#### 機体取り付けによる影響

ここでは、機体とインテーク間における衝撃波の干渉によるインテーク性能への影響を示す。マッハ数の非軸対称性指数としディストーション C.D.I. (circumferential distortion index)を式(1)で定義する。

$$C.D.I.(M) = \frac{\bar{M}_{max} - \bar{M}_{min}}{\bar{M}_{ave}} \quad (1)$$

ここで、 $\bar{M}$  は半径方向の質量流量平均したマッハ数であり、完全な軸対称流れではディストーション C.D.I. は 0 となる。

Fig.3 に、各壁面-インテーク間距離  $L_{sw}/R_{cowl}$  におけるカウルリップ断面における断面平均マッハ数およびそのディストーションを示す。

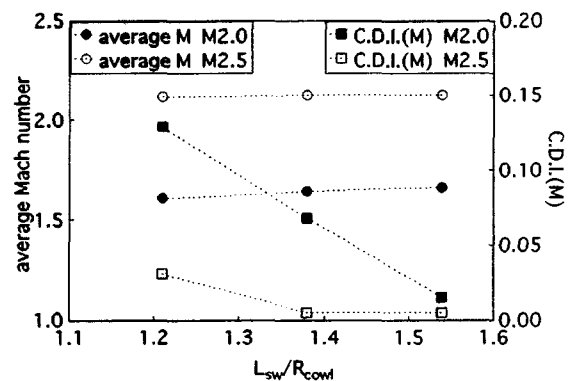


Fig. 3 Mass flow Averaged Mach Number and C.D.I.(M) at cowl lip plane (angle of attack = 0.0degree)

M2.0 においては、平均マッハ数は 0.05 程度しか変化しないが、ディストーションは  $L_{sw}/R_{cowl}=1.21$  においてマッハ数が 0.15 の範囲で周方向に変化し、ディストーションとして 13% と大きな値を示す。また、M2.5 においては、ディストーションが最大でも 3% と小さく、マッハ数の変化範囲は 0.07 程度である。このように、同じ  $L_{sw}$  ではマッハ数が低いほど壁面からの反射波の影響が大きく、平均マッハ数も小さいため、

ディストーションには大きな差が生じることになる。

式(2)で定義する質量流量捕獲率 M.C.R.を Fig4 示す。

$$M.C.R. = \frac{\int \rho u dA|_{cowl}}{\rho_{\infty} u_{\infty} A_{cowl}} \quad (2)$$

式中の $\infty$ は主流状態量, 添え字の cowl はカウルリップにおける等  $x$  断面に関する算出値である. 図中に示す single は, 翼壁面のないインテーク単体の解析結果である. インテークを翼壁面に近づけることで質量流量は増加する傾向にあり, また, 低マッハ数ほどその傾向は著しい. M2.0 では,  $L_{sw}/R_{cowl}=1.21$  において単体より 2.9 ポイント増加しているのに比べ, M2.5 では, 圧縮波による転向がマッハ数の増加により相対的に小さくなるため, 1.0 ポイントと捕獲流量にほとんど差がない.

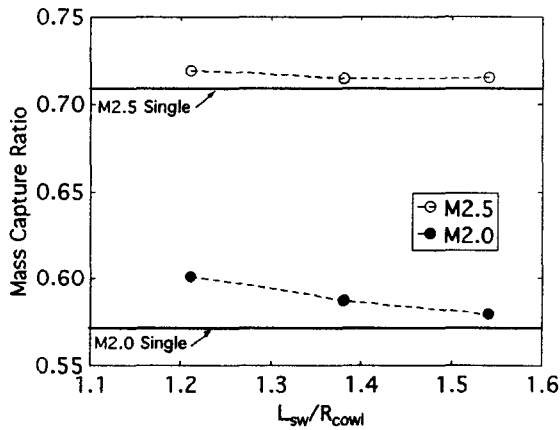


Fig. 4 M.C.R. with change of  $L_{sw}$  (angle of attack = 0.0degree)

Fig.4 における M.C.R.の変化の理由として, 壁面からの圧縮波の影響をより明確に調べるため, 非粘性計算を行った. Fig.5 に, 翼下壁面からの反射波のみによる流れの転向角分布を示す. この図は, 計算によって得られたカウルリップ面における速度ベクトルから, 翼平面のないインテーク単体における同様の速度ベクトルを差し引くことによって, 反射波のみによる転向を算出したものである. Fig.5(a)は, 円外側から中心へ向かう方向を正とし, 半径方向への転向を示し, Fig.5(b)はインテーク周方向の転向角の増加分を示す. Fig.5(a)より, この条件では $\phi=0$ 度付近における転向が比較的大きく, 外側への溢流はそれに比べて小さいことがわかる. そのため, Fig.4 に示したとおり, 翼壁面からの圧縮波により, 中心軸方向へ向かう流量と圧縮波による質量増加によって, 翼壁面へインテークを近づけ

ることによって M.C.R.が増加することが理解できる.

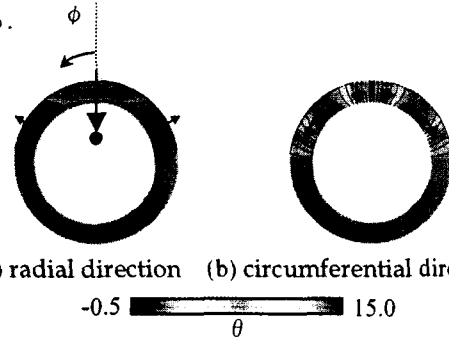


Fig. 5 Deflection angle distribution (inviscid calculation, M2.5, inlet Type-M,  $L_{sw}/R_{cowl}=1.15$ )

### 迎角のある場合の影響

迎角を持って流入することで,  $65^\circ$  の後退角を持った翼先端からスパン方向に傾いた衝撃波が生じ, インテーク流入面に対して  $y$  方向に正の偏角のある流れがインテークに流入する.

Fig.6 に, 迎角をつけた場合の断面平均マッハ数とそのディストーションを示す. ここで各値は, M2.0 においては  $L_{sw}/R_{cowl}=1.38$ , M2.5 においては  $L_{sw}/R_{cowl}=1.21$  に関して示している.

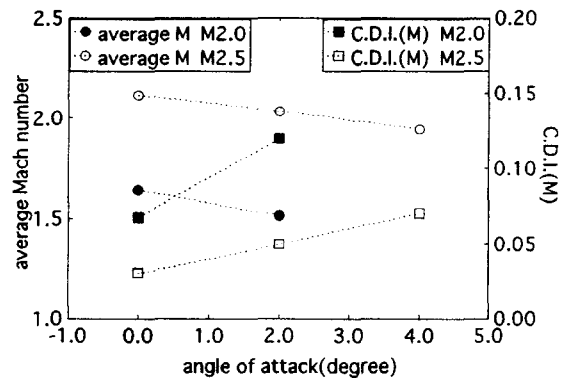


Fig. 6 Mass flow Averaged Mach Number and C.D.I.(M) at cowl lip plane with change of angle of attack ( $L_{sw}/R_{cowl}=1.38$  (M2.0),  $1.21$  (M2.5))

翼先端における予圧縮と一連の圧縮波によってインテーク入り口マッハ数は 0.1 程度落ち, 周方向のディストーションは M2.0, M2.5 それぞれ 6%, 4%生じている. 従って, M2.0 においては迎角 2 度で, 周方向に 0.18 の分布が生じる. ディストーションがさらに増す迎角 4.0 においては, カウルリップ直後方で亜音速となったため, ここでは示していない.

Fig.7 に, 翼壁面に対する迎角がある際の流量捕獲率を示す. ここでは Fig.6 と同様に, M2.0 については  $L_{sw}/R_{cowl}=1.38$ , M2.5 については  $L_{sw}/R_{cowl}=1.21$  に関して示している. また, M2.0 の迎角 4 度の条件では, Fig.6 と同様に計算領域終端において流れが亜音速になったため, こ

では結果として示していない。M2.0については、予圧縮による主流マッハ数が減少し、翼壁面で反射した衝撃波がスパイクで反射することで溢流を起こすが、予圧縮の効果と Fig.4 における圧縮波による転向によって捕獲量が、増加している。 $L_{sw}/R_{cowl}$ が1.21~1.54、迎角0~4度の本条件では、M.C.R.は迎角2度で、M2.0で4.8ポイント、M2.5で5.5ポイント程度の値が向上した。

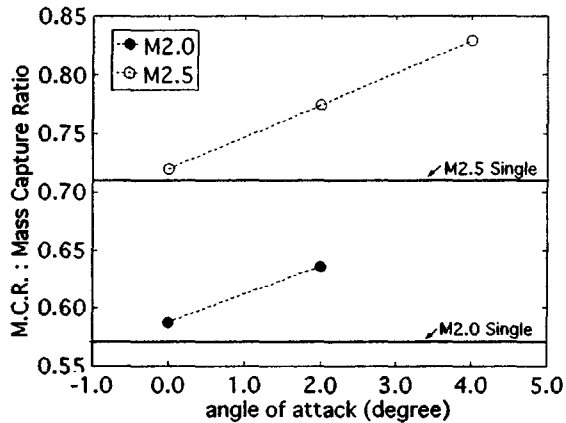
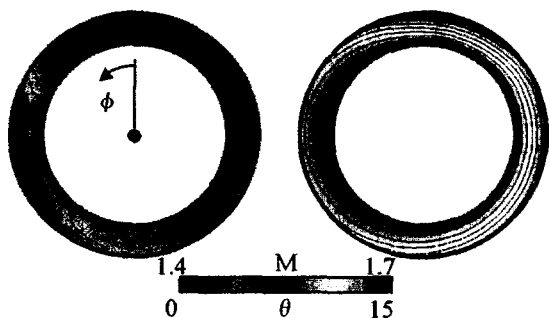


Fig. 7 M.C.R. with change of angle of attack ( $L_{sw}/R_{cowl}=1.38$  (M2.0), 1.21(M2.5))

Fig.8に、M2.0、迎角2.0度におけるカウルリップ  $x$  断面におけるマッハ数分布と速度ベクトルと  $x$  軸のなす角度の分布を示す。Fig.8(a)のマッハ数分布において、 $\phi=0$ 度付近の翼壁面との衝撃波の干渉による圧縮の方が、 $\phi=270$ 度付近の迎角による衝撃波による圧縮よりも大きいことが分かる。しかし、Fig.8(b)よりベクトルの向きとしては、 $\phi=90$ 度付近において、 $x$ 軸となす角度の大きい領域があることから、迎角による影響が大きいことが分かる。これは、この条件下では翼壁面反射波がスパイクでさらに反射し、反射波による転向と逆向きに働くためである。



(a) Mach number (b) radial deflection angle  
Fig.8 Mach number and radius vector angle contour at cowl lip plane (M2.0,  $L_{sw}/R_{cowl}=1.38$ , angle of attack=2.0)

迎角が4.0度とさらに迎角による特性が強まった場合、流れ場の時間発展的な観察により、以下のことが観察された。はじめにカウルリップによる転向が大きな $\phi=90$ 度付近において流れが亜音速となり、それに伴い $\phi=0$ 付近で溢流が生じ、その流れにより翼面境界層内の擾乱が翼先端まで遡り、その結果として上流の流れ場を変化させた。

## 結論

ATREX エンジンエアインテーク Type-C 改を計算対象インテークとし、このインテークが $65^\circ$ の後退角を持つ翼下壁面に取り付けられた際の反射波の干渉構造を再現し、以下の知見を得た。

- ・ インテーク入り口面のディストーションは、翼壁面に対して、迎角を持たない流れに対して、M2.0の条件においては、13%程度、M2.5では3%であった。
- ・ M.C.R.は、翼壁面とインテーク間距離 $L_{sw}/R_{cowl}=1.21$ の条件で、M2.0においては3ポイント、M2.5に関しては1ポイント程度、翼への取り付け前の単体性能よりも向上した。これは、スパイク圧縮波、翼壁面の反射波、スパイク壁面からの反射波による密度増加と、それぞれの転向角といった衝撃波構造によるものであった。
- ・ M2.0における翼に対する迎角のある流れ場では、翼壁面とインテーク間との衝撃波の干渉による流れの転向より、迎角によるものが支配的になり、カウルリップによる転向が大きな $\phi=90$ 度付近において流れが亜音速となり、それに伴い $\phi=0$ 付近で溢流が生じ、その流れにより翼面境界層内の擾乱が翼先端まで遡り、その結果として上流の流れ場を変化させた。

## References

- 1) 小島孝之, 佐藤哲也, 棚次巨弘, 榎本吉也, : 加減速環境下における超音速軸対称型インテークの制御に関する実験的研究, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.51, No.596, 2003, pp.459-468.
- 2) Wilcox, D.C. : Turbulence Modeling for CFD, DCW Industries, 1998, pp. 119-122.
- 3) Fujii, K. : Unified Zonal Method Based on the Fortified Solution Algorithm., *Journal of Computational Physics*, 1995, pp. 92-106.
- 4) Fujii, K. and Obayashi, S. : Pactical Applications of New LU-ADI Scheme for the Three-Dimensional Navier-Stokes Computation of 1Transonic Viscous Flows., AIAA-86-0513, 1986