

# 完全再使用型単段式宇宙航空機 (SSTO) 周りの 流れ場解析

中村弘明\* 真鍋圭司\*\* 西尾正富\*\*

Flowfield Analysis around Space Plane

Hiroaki NAKAMURA\*, Keiji MANABE\*\*, and Masatomi NISHIO\*\*

## ABSTRACT

The flowfield analysis around a model of space plane traveling at Mach 10 has been carried out utilizing an Electrical Discharge Method and a Finite Element Method (FEM) scheme. The Electrical Discharge Method can be visualized almost all important hypersonic flowfield phenomena, such as three-dimensional shock shapes, streamlines near wall surface, distant streamlines from wall surface, and boundary layers etc. In this study, the experiments and the numerical simulations were carried out under the conditions the angle of attack were 0 and 10 deg. Furthermore, the experimental results were compared with the numerical ones. In these comparisons, it was found that they were relatively in good agreement.

キーワード：スペースプレーン，放電発光法，有限要素法

Keywords: Space Plane, Hypersonic Flow, Electrical Discharge Method, and Finite Element  
Method

## 1. はじめに

近年の航空宇宙理工学分野の飛躍的発展に伴い、様々な研究が世界各地で行われている。中でも、経済性(機体を再使用することによるコストの低減)、環境適合性(使い捨てロケットの地球への落下を皆無にする、宇宙空間におけるデブリの発生を防止する)などを考慮した将来型宇宙輸送システム(再使用型輸送機(RLV))の開発が欧米を中心に盛んになっており、我が国でも再使用型の二段式推進システム(TSTO: Two-Stage-To-Orbit)を一つの可能性とした宇宙輸送システムをはじめ、垂直離着陸型RLVの構築など様々な輸送システムの検討が提唱されている。

このような宇宙輸送システムは、自在性をもつことが特に必要とされ、現段階では、その一環として

従来の使い切り型宇宙輸送システム(ELV: Expendable Launch Vehicle)から再使用型宇宙輸送システム(RLV: Reusable Launch Vehicle)への転換が検討されている<sup>1-3</sup>。そして、将来(2020年代)はこれを完全再使用とすることにより、需要の大幅増加による低コスト化および安全性、信頼性、利便性、環境適合性の向上を目指している。

現在、我が国では、先に述べた計画の最終目標を完全再使用型単段式宇宙航空機(スペースプレーン)(SSTO: Single-Stage-To-Orbit)の研究開発に設定している。このシステムの研究開発の流れは以下の3段階に設定されている<sup>4,5</sup>。すなわち、第1段階ではシステムトレードオフを行いつつ、エアブリージングエンジン推進ステージ(初段高速航空機)のエンジン研究開発と再使用型ロケットエンジン推進ス

\* 福山大学大学院工学研究科設計生産工学専攻

\*\* 福山大学工学部機械システム工学科

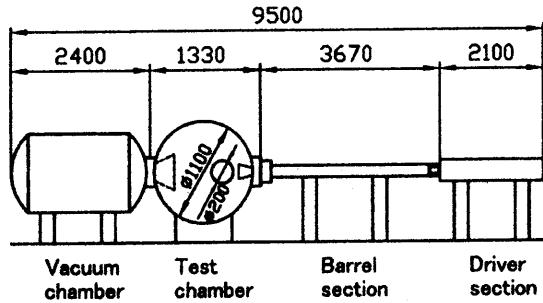


図1 極超音速風洞装置概略図

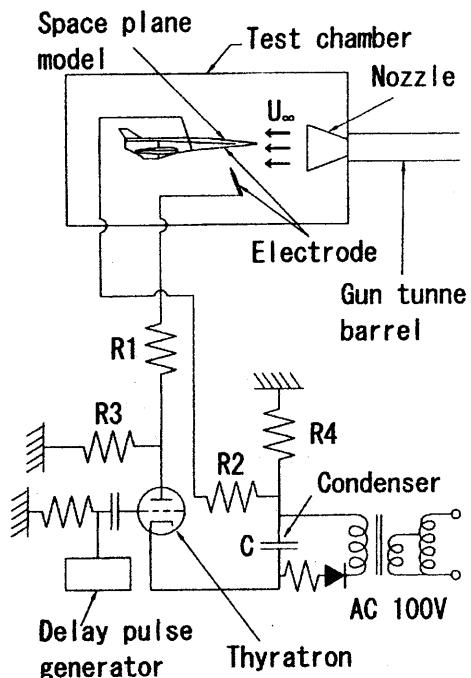


図2 放電回路図

テージ（上段有翼宇宙機）のエンジン研究開発を行う。第2段階では初段高速航空機のエンジン／機体統合システム実証機（サブスケール機）とフルスケールの再使用型ロケット実証機による飛行実証を行う。第3段階ではフルスケールの二段式スペースプレーン（TSTO：Two-Stage-To-Orbit）実証機による飛行実証を行う。これらの段階を経て SSTO 実機の実用化を目指している。

本研究では、先に述べた計画の最終目標である極超音速飛行するスペースプレーン周りの流れ場を、従来のシュリーレン法に代表される気流の側方からの2次元的な観測だけではなく、これまで実験的に明らかにされることがなかった任意の断面における衝撃波形状、特に、選択する飛行領域および飛行形態に起因する機体先端からの衝撃波とエンジン部からの衝撃波の衝撃波／衝撃波干渉の様子を3次元的に可視化・観測し、より安全で信頼性の高い飛翔体

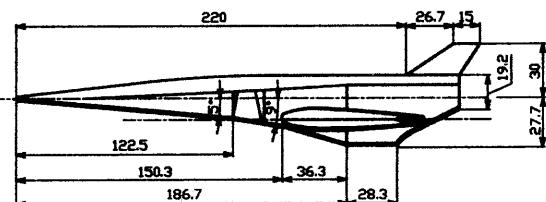
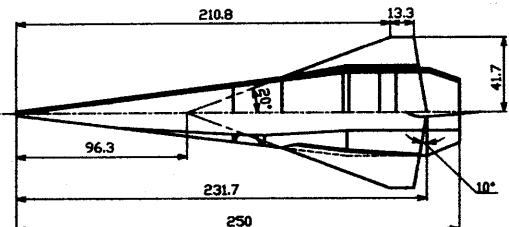


図3 スペースプレーン概略図

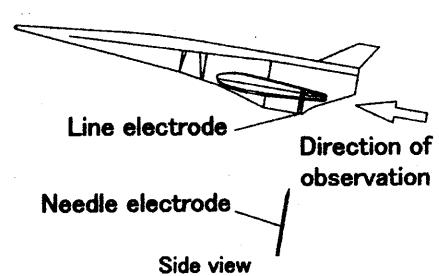
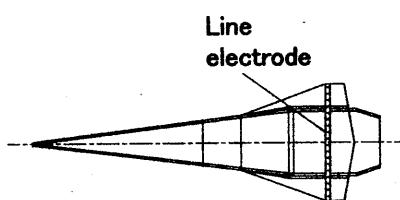
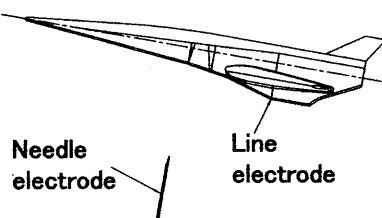
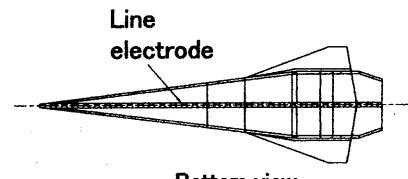


図4 模型と電極の配置図

の設計に向けて重要となる流れ場のデータ取得を行うことを目的とする。なお、これら流れ場の研究に関しては、著者らの考案した放電発光法<sup>6-8</sup>および計算法<sup>9</sup>を用いる。

## 2. 放電発光法による流れ場の可視化

### 2.1 実験装置

図1に実験で使用する極超音速風洞装置の図を示す。この風洞の主な性能は、マッハ数  $M=10$ 、速度  $V=1500\text{m/s}$ 、静圧  $p=70\text{Pa}$ 、静温度  $T=54\text{K}$ 、密度  $\rho=4.5 \times 10^{-3}\text{kg/m}^3$  であり、気流の持続時間は 20ms である。また、使用気体は空気である。

### 2.2 放電回路

実験に使用する放電回路（高電圧回路）を図2に示す。この回路の基本的な操作および作動原理は以下のとおりである。

はじめに高電圧を発生させ、これをコンデンサーに蓄える。コンデンサーの高電圧を電極に印加したいタイミングに合わせてスイッチとして利用するサイラトロンにトリガーをかける。この時、サイラトロンが閉じて（通電して）電極を含むコンデンサー回路が閉じることにより、高電圧が電極に印加され気体放電が発生する。極超音速風洞は一般に気流の持続時間が短いので、この短い気流の持続時間内に放電を発生させるため、極超音速風洞のノズル直前のバレルに圧力端子を設け、この圧力信号を適当な時間遅延させ、遅延した信号をサイラトロンに入力している。また、コンデンサーに加える電圧および各抵抗値を適宜選択することにより、例えば後述するような極超音速流動現象の可視化が可能となる。

ところで、電極に印加した電位はコンデンサーに蓄えられた電位が低下・消滅するまで放電が持続するように思われるが、実際には風洞の測定部は金属で作られているため、電極間だけに放電が発生するだけでなく風洞の測定部壁面などと自然放電を行う。これにより、コンデンサーに蓄えられた電荷はリリースされ自然に放電は終了する。

### 2.3 衝撃波可視化原理

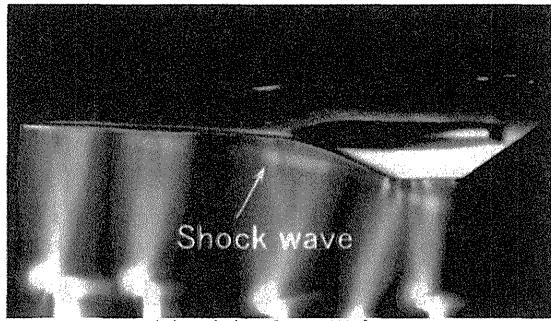
放電発光法による衝撃波可視化原理<sup>6-8</sup>を簡潔に示す。使用する模型と電極の配置はそれぞれ図3および図4のとおりであり、模型はウレタン製で、現在考案されている実機（全長 94m）の 3/1000 程度のスケールとし、模型表面上は境界層内の流れに影響が及ばないよう細かくヤスリがけを施してある。また、図に示すように一様流中には針状電極が、模型表面上には線状電極が貼り付けられてあるが、線状電極の厚さは 0.1mm、幅は約 1.0mm 程度であり、

を使用している。回路の抵抗は  $R1=0\Omega$ （実際には、過渡現象であるためオーム抵抗だけではなく、他のインピーダンスがある）、 $R2=500\Omega$  であり、初期電極間印加電圧を 2000V に設定している。そして、図に示す一対の電極間にシート状の放電を発生させる（ $1\mu\text{s}$  のオーダーの間持続させる）と、衝撃波前後の気体の密度の相違により、衝撃波を挟んで一様流側からの放電の発光強さと衝撃波層内にある放電からの発光強さを異ならせることができる。この放電路を観測することにより、衝撃波を可視化することができる。以下にスペースプレーンに生じる三次元的な衝撃波形状の可視化結果を示す。

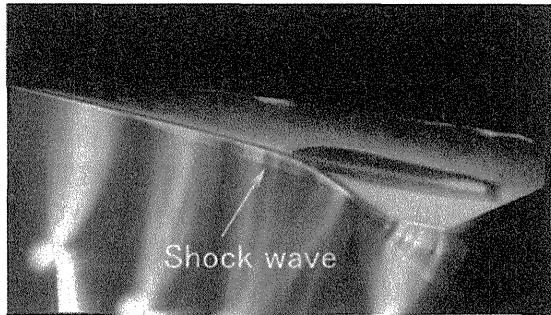
### 2.4 可視化結果および考察

図5および図6にマッハ 10 で飛行するスペースプレーンに生じる衝撃波形状の可視化結果を迎角  $0^\circ$  および  $10^\circ$  の各飛行形態の場合について示す。気流側面からの可視化結果には針状電極が複数確認できるが、これは各電極位置における可視化結果から模型に生じる流れ場を全体的に把握するため 1 枚の図として合成したためである。なお、本研究では模型の制作上、エンジン部は中空としていない。それゆえ、図5(b)のように迎角  $10^\circ$  で飛行する場合には模型先端から発生した衝撃波がエンジン部に直撃し反射され、さらに、エンジン部から発生した衝撃波と干渉するといった複雑な流れ場になっている様子が可視化されている。しかし、実機ではこのエンジン部は空気吸い込み式（エアブリージング）エンジンを搭載するため中空となり、例えば、本研究で取扱っているような飛行領域（マッハ 10）および飛行形態（迎角  $10^\circ$ ）では、エンジン部に機体先端から発生する衝撃波が流入することを意味しており、この可視化実験結果から判断して、実機がより安全に飛行するためには、すなわち、エンジン性能を十分維持するためには、飛行速度と飛行形態との関係を慎重に選択する必要があることがわかる。

また、同図中にはエンジン部で反射した衝撃波とエンジン部から発生する衝撃波の衝撃波/衝撃波干渉の様子が可視化されており、これら異なる位置から発生する各衝撃波形状を図4(b)に示す電極位置でミラーを用いた模型後方から可視化した結果が図6(b)である。エンジン部で反射した衝撃波およびエンジン部から発生する衝撃波の二重構造が鮮明に可視化されていることがわかる。このように放電発光法を用いることにより、従来シュリーレン法に代表されるような気流側面からの衝撃波形状の可視化だけではなく、極超音速飛翔体に生じる衝撃波形状をより詳細に、かつ、三次元的に把握することができ

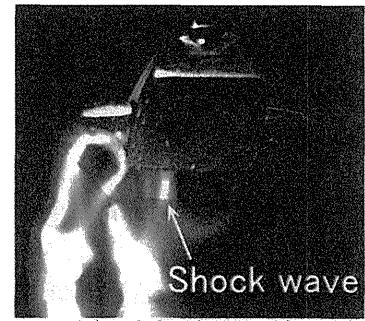


(a) 迎角 0° の場合

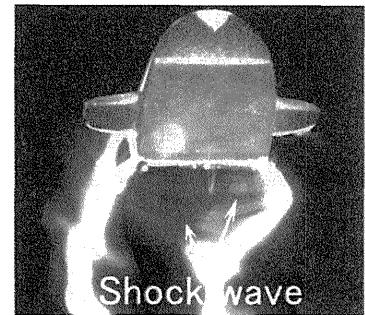


(b) 迎角 10° の場合

図 5 スペースプレーンに生じる衝撃波形状  
(側面方向からの可視化結果,  $M=10$ )



(a) 迎角 0° の場合



(b) 迎角 10° の場合

図 6 スペースプレーンに生じる衝撃波形状  
(断面方向からの可視化結果,  $M=10$ )

表 1 気流条件

Variable	Value	Unit
Mach number	10	
Velocity	1500	m/s
Density	$4.5 \times 10^{-3}$	kg/m <sup>3</sup>
Static pressure	70	Pa
Static temperature	54	K
Reynolds number*	$4.88 \times 10^5$	
Ratio of specific heat	1.4	

\* 代表長さ  $0.25 \times 10^{-3} \text{m}$

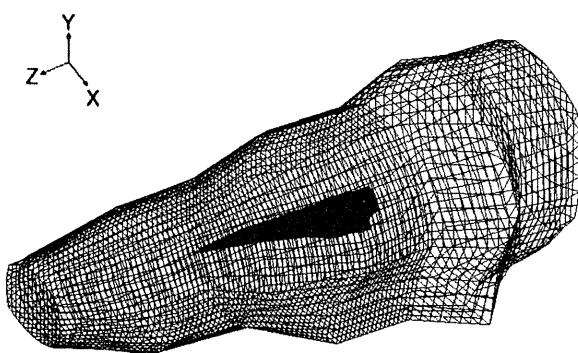


図 7 計算格子 ( $49 \times 21 \times 89$ )

る。

このような飛翔体設計の際重要な流れ場の解明（衝撃波／衝撃波干渉のメカニズムの検討）は、これまで主に CFD 解析で行われるのみであった。しかし、得られる結果に対して計算誤差などを考慮すると、飛翔体周りの流れ場の概略的傾向はわかるが、正確な流れパターンとして取扱うには信頼性に欠けていたと考えられる。このような理由から、本論文で示す可視化結果は極超音速流动現象の解明に向けて非常に有効なデータになると考えられる。

### 3. 数値計算

#### 3.1 計算手法

圧縮性流体の Navier-Stokes 方程式は保存形式で表現すると以下のように書き表すことができる。なお、下添字はテンソル表記に基いており、自由標  $i=1,2,3$  はそれぞれ  $x,y,z$  成分を表す。また、総和規約を適用しており、 $m$  は擬標である。

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}_i}{\partial x_i} - \frac{\partial \mathbf{G}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

ここで  $\mathbf{U}$  は未知数であり、各変数の具体形は以下のようになる。

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u_x \\ \rho u_y \\ \rho u_z \\ \rho e \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F}_i = u_i \mathbf{U},$$

$$\mathbf{G}_i = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{ix} - p\delta_{ix} \\ \tau_{iy} - p\delta_{iy} \\ \tau_{iz} - p\delta_{iz} \\ u_m (\tau_{mi} - p\delta_{mi}) - q_i \end{bmatrix} \quad (2)$$

ここで、 $\rho$ は密度、 $u_i$ は流速ベクトル、 $e$ は単位質量あたりの全エネルギー、 $\tau_{ij}$ は粘性応力テンソル、 $q_i$ は熱流束ベクトル、 $\delta_{ij}$ はクロネッカーデルタである。

通常、圧力項は流束ベクトル  $\mathbf{F}_i$  に含ませる定式化がよく行われるが、本研究では圧力項を粘性応力と共に応力テンソルとして取扱い、流束ベクトル  $\mathbf{G}_i$  に含ませる。この理由は後述するが、その処理が本計算手法の特長である<sup>9)</sup>。

次に重み付き残差法に基づいた FEM 定式を行う。いま、解析対象 V の表面  $S_U, S_P$  上で次の境界条件を考慮する。

$$U = \bar{U}, \text{ on } S_U, \quad G_i n_i = \bar{P}, \text{ on } S_P \quad (3)$$

ここで、 $\bar{U}, \bar{P}$  は既知量を示し、 $S (= S_U + S_P)$  は境界上を表している。また、 $n_i (i=1,2,3)$  は表面の外向き単位法線ベクトルの x, y, z 成分である。いま、 $S_U$  上で 0 となる重み関数  $w$  を式 (1) に乘じ、Gauss の発散定理を用いて部分積分を行うと次式が得られる。

$$\int_V w \frac{\partial U}{\partial t} dV = - \int_V w \frac{\partial \mathbf{F}_i}{\partial x_i} dV - \int_V \frac{\partial w}{\partial x_i} \mathbf{G}_i dV + \int_{S_P} w \bar{P} ds \quad (4)$$

式 (3) からわかるように、流束ベクトル  $\mathbf{G}_i$  は非微分形である。したがって、応力 ( $\sigma_{ij} = \tau_{ij} - p \delta_{ij}$ ) を非微分形で取扱うことができる。ここで右辺第 2 項において運動量保存則を取扱う場合、仮想仕事の原理から内部応力に等価な節点力になる。したがって、左辺のマトリックスを対角化して陽解法を適用する際、式 (3) の運動量保存則は直接、等価節点力と節点加速度の関係となる。すなわち、

$$( \text{節点運動量の物質導関数} ) = ( \text{節点内力} ) + ( \text{節点外力} ) \quad (5)$$

という Newton の運動方程式そのものとして解析できる。この圧力項の新たな取扱いにより、従来の陽的な FEM と比較して解析精度の向上を図ることができる。

さらに FEM 計算の上流化の手法として SUPG (Streamline Upwind Petrov-Galerkin) 法を用いた。また、衝撃波における急激な物理量変動に伴う解の振動を抑えるために人工散逸項として  $\nu \Delta \mathbf{U}$  ( $\Delta \mathbf{U} = \partial^2 \mathbf{U} / \partial \mathbf{x}_i \partial \mathbf{x}_i$ ) を付加した。ここで、 $\Delta$  はラプラスアンであり、座標による 2 階微分であるが部分積分により 1 階微分とし、流束ベクトル  $\mathbf{G}_i$  に含まれた。すなわち、

$$\mathbf{G}_i \leftarrow \mathbf{G}_i + \nu \frac{\partial \mathbf{U}}{\partial \mathbf{x}_i} \quad (6)$$

ここで、 $\nu$  は人工粘性である。

### 3.2 計算条件

図 7 に本研究で使用したスペースプレーン周りの計算格子図を示す。使用した計算要素は 8 節点六面体アイソパラメトリック要素であり、機体周りを  $49 \times 21 \times 89$  個の要素に分割している。流れ場は福山大学に設置している極超音速風洞装置を用いた可視化実験結果と比較する（実験条件に合せて比較的エンタルピーが低い場合に対して計算する必要がある）ため、化学反応や実在気体効果は考慮せず、流れ場全体で層流を仮定し、模型壁面上は滑りなし、かつ、断熱壁としている。したがって、実際の飛行領域と比較すると厳密には異なる条件下にあるが、先に述べたようにこれまで可視化が困難とされてきた衝撃波/衝撃波干渉に関する 3 次元的可視化実験結果（図 5 および図 6 参照）と比較するという意味では複雑な衝撃波干渉のメカニズム検討に関して十分参考にできるデータになると考えられる。また、一様流条件は風洞実験に一致させ（表 1 参照）、時間積分には陽解法を適用する。なお、時間増分  $\Delta t$  の値は要素ごとの流速の絶対値および最小格子幅により決定される CFL(Courant Friedrichs Lewy) 条件を考慮して  $\Delta t = 1.0 \times 10^{-8} \text{ s}$  とする。

### 3.3 計算結果および考察

図 8 に迎角  $0^\circ$  の場合における計算結果を、図 9 に迎角  $10^\circ$  の場合における計算結果をそれぞれ示す。なお、これら計算結果は市販の MicroAVS4.0 ((株) ケイ・ジー・ティー) を用いて画像化した図であり、各一様流条件（表 1 参照）の値で無次元化を施している。また、エンジン部は風洞実験から得ら

れる可視化結果と比較するため中実としている。

図に示すように、エンジン部から下流方向にかけて密度分布が集中する領域が見られるが、これは放電発光法による可視化実験結果（図5および図6参照）で明らかにしたように、模型先端から発生した衝撃波とエンジン部から発生した衝撃波との衝撃波／衝撃波干渉が生じているためであると考えられる。特に、このような現象は、迎角 $10^\circ$ で飛行する場合に顕著に現れており、可視化実験結果に見られたように模型先端から発生した衝撃波がエンジン部に直撃し、反射され、さらにエンジン部から発生した衝撃波と干渉するといった極めて複雑な流れ場になっている様子が推測できる（本研究では、コンピュータの性能上、比較的あらい計算格子で計算を行っており、かなり見ずらいデータとなっているが、今後はより詳細なデータ取得に向けて取組んでいく予定である）。また、これに伴い、エンジン部周辺から下流方向における圧力値も迎角 $0^\circ$ で飛行する場合と比較して約2倍程度高くなっている、機体先端からの衝撃波とエンジン部からの衝撃波の衝撃波／衝撃波干渉により、流れ場に比較的高い圧力値（機体先端に加わる圧力値の約20%程度）が生じていることがわかる。つまり、衝撃波／衝撃波干渉が強いほど、その後方の流れ場に比較的高い圧力値が誘起されると言える。したがって、より安全な飛翔体を設計するためには、様々な飛翔体形状、飛行領域および飛行形態により生じる複雑な流れ場を十分理解し、把握しておくことがより一層重要である。

また、先に述べた流れ場の様子を図4(b)に示す電極位置で三次元的にとらえた結果が図10および図11である。この図では流れ場を等密度線で表現している。流れ場が複雑になるエンジン部周辺に密度分布が集中する領域が見られ、可視化実験結果によく対応していることがわかる。しかしながら、格子解像度の不足から、可視化実験結果で見られたような衝撃波の二重構造を捉えるまでは至っておらず、今後の課題である。

#### 4. おわりに

本研究では、これまで実験的に明らかにすることことができなかつたマッハ10で飛行するスペースプレーン周りの三次元的流れ構造を、著者らの考案した放電発光法およびCFD解析の両面から調べた。その結果、以下のようなことがわかった。

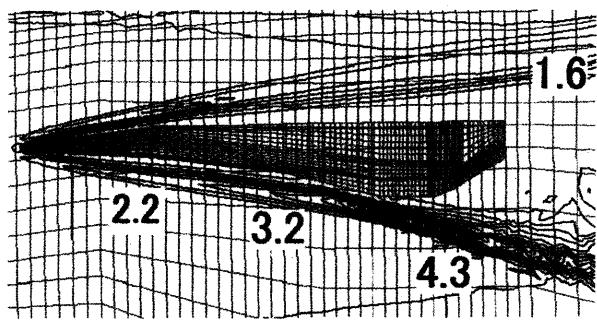
- (1) 例えば、本研究で取扱っているようなエンジン部が中実で、かつ、迎角 $10^\circ$ で飛行するような場合、エンジン部後方の流れ場は模型先端から

発生した衝撃波とエンジン部で反射した衝撃波、さらにエンジン部から発生した衝撃波との干渉により、極めて複雑な流れ場になる。これにより、衝撃波／衝撃波干渉の一例の様子が理解できる。

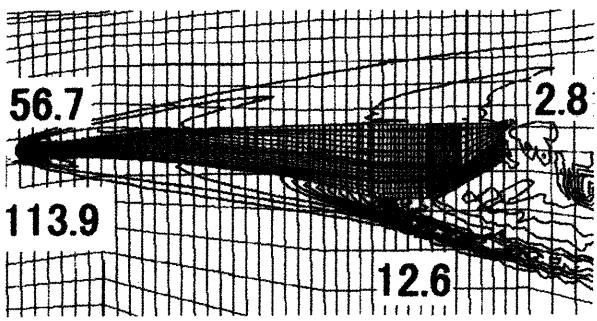
- (2) (1)のような衝撃波／衝撃波干渉は、その後方の流れ場に比較的圧力の高い領域を発生させる。特に、この圧力値が高いほど、より強い衝撃波干渉が生じていると考えられる。
- (3) (1)および(2)の結果から、飛行速度と飛行形態との間には密接な関係があり、安全な飛行を行うには飛行速度に適した飛行形態を適宜選択する必要がある。

#### 参考文献

- (1) 山本行光、永井伸治、小山忠勇、津田尚一、平林則明、穂積弘一：将来型TSTO輸送システムのための半球円柱二体問題衝撃波干渉の実験及び数値解析、平成13年度宇宙航行の力学シンポジウム、(2001) pp.98-101.
- (2) 藤井孝藏、稻谷芳文、坪井伸幸：将来宇宙輸送系に関する空力研究と風洞の活用（提言）、平成14年度宇宙航行の力学シンポジウム、(2002) pp.67-70.
- (3) 土屋武司、森隆茂：ATREXエンジンを搭載した2段式スペースプレーンの概念設計に対する最適化手法の適用、日本航空宇宙学会論文集、Vol.51, No.592 (2003) pp.220-227.
- (4) 野村茂昭：将来型宇宙輸送システムの研究開発の方向性、日本航空宇宙学会誌、Vol.49, No.568 (2001) pp.89-99.
- (5) 久保田弘敏：将来型宇宙輸送システム研究開発における大学の役割、日本航空宇宙学会誌、Vol.49, No.568 (2001) pp.100-105.
- (6) 西尾正富：極超音速飛翔体周りの流れ場の放電を利用する可視化法（放電発光法）、日本航空宇宙学会誌、Vol.44, No.509 (1996) pp.347-353.
- (7) Nishio, M. : New Method for Visualizing Three-Dimensional Shock Shapes Around Hypersonic Vehicles Using an Electric Discharge, AIAA J., Vol.28 (1990) pp.2085-2091.
- (8) 西尾正富、小竹睦夫、瀬崎新士、中村弘明：極超音速で再突入するHOPE-X周りの流れ場の放電発光法による研究、日本航空宇宙学会論文集、Vol.50, No.577 (2002) pp.72-78.
- (9) 中村弘明、西尾正富、真鍋圭司、瀬崎新士、超音速／極超音速飛翔体周りの流れ場の新しい計算手法、日本機会学会論文集(B編) Vol.70, No.692 (2004) pp.855-862.

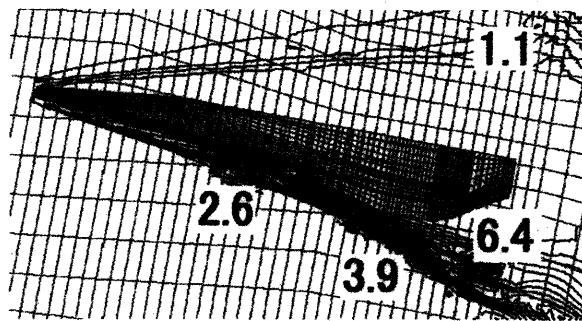


(a) 等密度分布  $\rho / \rho_\infty$

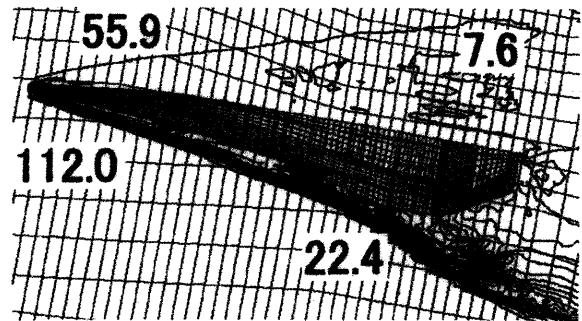


(b) 等圧力分布  $p / p_\infty$

図8 計算結果 (迎角0° M=10)



(a) 等密度分布  $\rho / \rho_\infty$



(b) 等圧力分布  $p / p_\infty$

図9 計算結果 (迎角10° M=10)

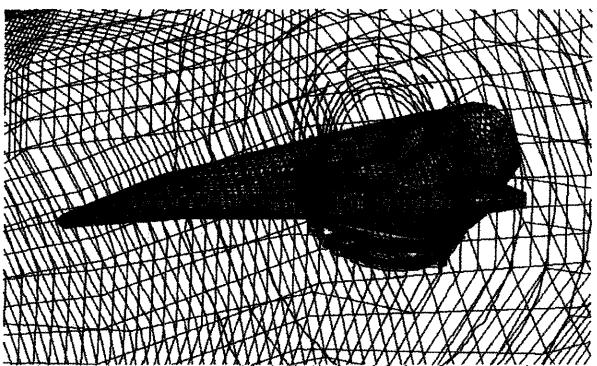


図10 断面における等密度分布 (迎角0° M=10)

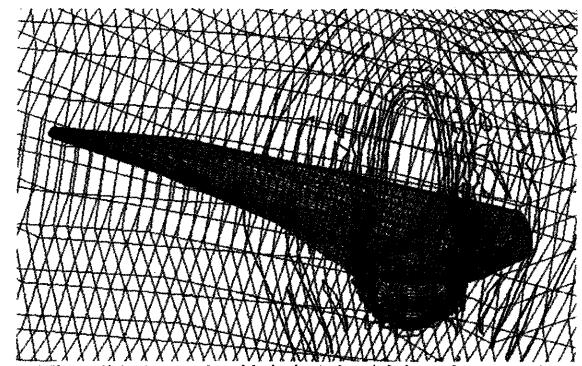


図11 断面における等密度分布 (迎角10° M=10)