

# 超音速におけるデルタ翼・半球円柱間の空力干渉流れ場\*1

## Aerodynamic Interaction between Delta Wing and Hemisphere-Cylinder in Supersonic Flow

西野 敦 洋\*2・石川 尊 史\*2,\*3・中村 佳 朗\*2  
Atsuhiko NISHINO, Takahumi ISHIKAWA and Yoshiaki NAKAMURA

**Key Words:** Two Stage To Orbit (TSTO), Supersonic Flow, Shock/Shock Interaction, Shock/Boundary Layer Interaction

**Abstract:** As future space vehicles, Reusable Launch Vehicle (RLV) needs to be developed, where there are two kinds of RLV: Single Stage To Orbit (SSTO) and Two Stage To Orbit (TSTO). In the latter case, the shock/shock interaction and shock/boundary layer interaction play a key role. In the present study, we focus on the supersonic flow field with aerodynamic interaction between a delta wing and a hemisphere-cylinder, which imitate a TSTO, where the clearance,  $h$ , between the delta wing and hemisphere-cylinder is a key parameter. As a result, complicated flow patterns were made clear, including separation bubbles.

### 1. はじめに

将来の宇宙利用として、次世代宇宙輸送システムの研究開発が必要不可欠である。このシステムに求められるものは、高い信頼性やミッションの柔軟性、大幅な輸送コスト削減等である。特に輸送コスト削減は重要で、従来の使い捨てロケット (ELV: expendable launch vehicle) に代わって再使用型宇宙輸送システム (RLV: reusable launch vehicle) を採用することによって、大幅なコスト削減が期待できる。RLVとして、単段式宇宙往還機 (SSTO: single stage to orbit)<sup>2)</sup> や、二段式宇宙往還機 (TSTO: two stage to orbit) が提案されてきた。現在、日本では早期実現が可能な RLVとして、TSTO が有力視されている。

TSTO については、世界中で数多くの概念設計が提案され、機体形状や推進装置に関する様々な研究がなされてきた<sup>3-6)</sup>。TSTO は、空気吸い込み式エンジンを搭載したブースタ (親機) と、有翼のオービタ (子機) から構成され、所定マッハ数 ( $M_{sep}$ ) で親機から子機が分離する。 $M_{sep}$  は、多くの概念設計において極超音速域に設定されているので、TSTO は低速から高速までの幅広い速度域を、親機と子機が接合された状態で飛行する。

TSTO 開発は、機体形状、推進装置、空力特性など、様々な分野を含む最適化問題として扱われる。特に、空力分野の課題としては、分離マッハ数が極超音速域に設定されているため、衝撃波・衝撃波干渉や衝撃波・境界層干渉の

ような空力干渉問題の解析が重要となる。第 1 図に、衝撃波・衝撃波干渉の概略図を示す。弓形衝撃波と入射衝撃波との干渉パターンは、Edney によって 6 つのタイプに分類されている<sup>9)</sup>。特に Type-IV や Type-V の干渉では、局所的に極めて高い空力加熱が発生する。第 2 図に、剥離を伴う衝撃波・境界層干渉の概略図を示す<sup>9)</sup>。入射衝撃波の壁面位置より上流側で剥離することにより境界層外縁が持ち上がり、そこから斜め衝撃波 (剥離衝撃波) が発生する。また、剥離領域内では再循環流が存在する。剥離した境界層は、物体表面に再付着し、付着点付近で凹面が形成され、再付着衝撃波が発生する。このような空力干渉領域では、局所的に高い圧力や空力加熱が発生するため、熱防御システム (TPS: thermal protection system) を設計したり、親機と子機を安全に分離するために、空力干渉流れ場を予め詳細に知る必要がある。

このような問題に対し山本ら<sup>10)</sup> は、2 つの半球円柱模型から成る TSTO 模型に対して、衝撃波・衝撃波干渉に関する実験と CFD の検証を行い、基本形状模型による実験の重要性と、三次元空力干渉流れ場での CFD 解析の有用性を示した。しかし、剥離や乱流遷移する流れ場を精度良く解析するためには多大な計算コストが掛かり、そのすべてを捉えることは困難である。特に 2 物体から構成される TSTO の空力干渉流れ場は、複雑で三次元的となるため、実験による詳細な流れ場の解析が必要である。

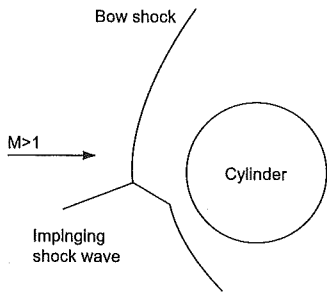
著者らは以前、本研究と同じ形状の TSTO 模型を用いて、極超音速域 ( $M_{\infty} = 8.1$ ) における空力干渉流れ場を解析した<sup>11)</sup>。第 3 図にそのときの TSTO 模型周りの流れ場の概要を示す。衝撃波・衝撃波干渉と衝撃波・境界層干渉が存在し、特に、半球円柱先端では、剥離せん断層の影響で最大加熱率は半球円柱単独の場合に比べ約 2.7 倍上昇

\*1 © 2005 日本航空宇宙学会

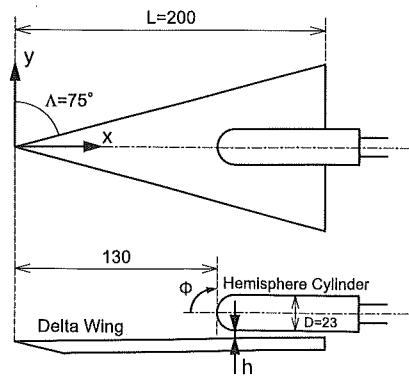
平成 15 年 9 月 30 日, 第 35 回流体工学講演会において発表. 平成 17 年 2 月 2 日原稿受理

\*2 名古屋大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻

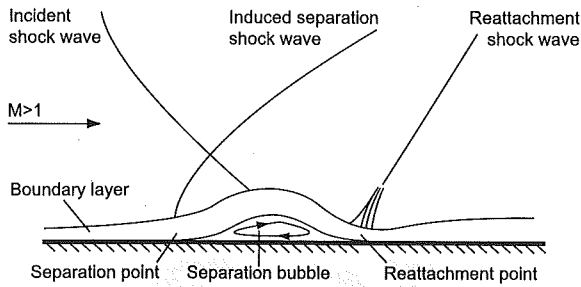
\*3 現 三菱重工業 (株)



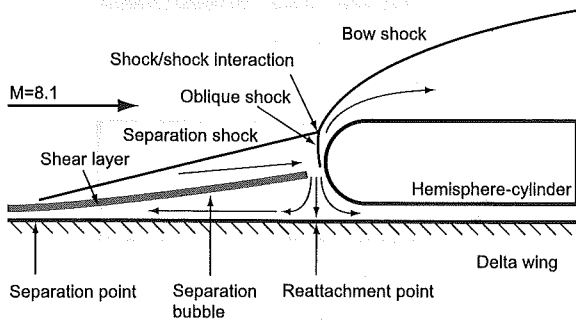
第1図 衝撃波・衝撃波干渉概略図<sup>8)</sup>



第4図 模型概略図



第2図 剥離を伴う衝撃波・境界層干渉概略図<sup>9)</sup>



第3図 極超音速域におけるTSTO模型周りの流れ場の概要<sup>11)</sup>

した。

本研究では、この極超音速実験で使用したTSTO模型を用い、超音速域における三次元空力干渉について実験解析を行った。

## 2. 実験方法

2.1 風洞および測定項目 本研究では、JAXA宇宙科学研究本部の吹き出し式超音速風洞を使用した。計測部は600×600mmで、主流マッハ数は、 $M_\infty = 3.0$ とした。実験内容は、1) シュリーレン法と2) オイルフロー法による流れの可視化、3) チャイナクレイ法による遷移位置の特定、および4) 圧力測定である。シュリーレン法と圧力測定は同時に行い、シュリーレン法では、デジタルカメラで通風中にインターバル撮影を行った。オイルフロー法では、二酸化チタンをオレイン酸で溶き、流動パラフィンで延ばしてオイルを作成し、黒塗りした模型に塗布した。CCDカメラによる通風中の動画とデジタルカメラによる通風後の静止面から、模型表面の流れパターンを解析した。一方、チャイナクレイ法では、白陶土(カオリン)を灯油で溶き、ス

プレーで黒塗りした模型表面に塗布した。ハイビジョンカメラで通風中にオイルが乾燥していく様子を撮影し、遷移位置を解析した。

2.2 実験模型および実験条件 第4図に実験模型の概要を示す。実験模型は、ブースタを模擬した後退角  $\Lambda = 75 \text{ deg}$ 、全長  $L = 200 \text{ mm}$  の前縁が鋭いデルタ翼と、オービタを模擬した直径  $D = 23 \text{ mm}$  の半球円柱の2物体から構成される。半球円柱模型先端は、デルタ翼先端から  $x/L = 0.65$  の位置にある。

デルタ翼の最大翼弦を基準としたレイノルズ数は  $Re_L = 5.2 \times 10^6$ 、デルタ翼の迎角は  $\alpha = 0 \text{ deg}$ 、また、半球円柱はデルタ翼に平行に取り付けられている。通風時間は、シュリーレン法、圧力測定、チャイナクレイ法の場合は、風洞静定後15秒間、オイルフロー実験は30秒間とした。また、デルタ翼と半球円柱の間隔を、 $h = 0, 5 \text{ mm}$  と変化させた。

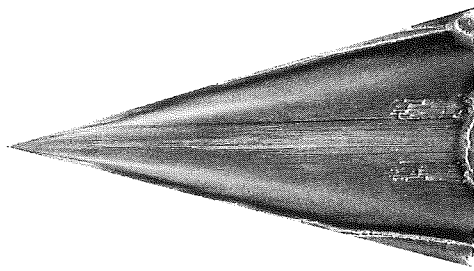
## 3. 結果と考察

3.1 デルタ翼単体での表面流れ場 第5図(a)にオイルフロー法で得られた通風後のデルタ翼表面の写真を、第5図(b)にその模式図を示す。デルタ翼面上には前縁剥離渦が形成されている。Davidらの超音速域のデルタ翼に関する実験<sup>12)</sup>では、 $\alpha = 0 \text{ deg}$ の場合、前縁剥離渦は観察されていないが、本研究の場合、デルタ翼下面に取り付けられたサポートの影響で、流れがわずかにプラスの迎角をもつ可能性がある。

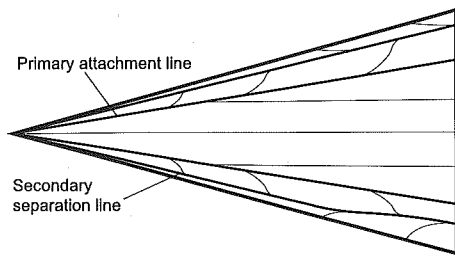
第6図にチャイナクレイ法の結果を示す。対称線上の矢印の位置 ( $x/L \approx 0.3$ ) より下流側と前縁付近で、オイルが乾燥し、中に含まれる白陶土が白く浮き出ている。チャイナクレイ法は、乱流遷移の可視化方法として一般的であるが、この方法で乱流遷移の位置を判断するには、多少注意を要する<sup>13)</sup>。オイルフロー法の結果と併せて考えると、 $x/L \approx 0.3$  ( $Re_x = 1.6 \times 10^6$ ) より下流側では、乱流に遷移していると思われる。

3.2 空力干渉流れ場の可視化 デルタ翼と半球円柱間の空力干渉流れ場を、シュリーレン法とオイルフロー法による可視化実験結果から考察する。

3.2.1  $h = 5 \text{ mm}$  の場合 第7図にシュリーレン法による可視化写真を、第8図にその概要を示す。第8図に示す

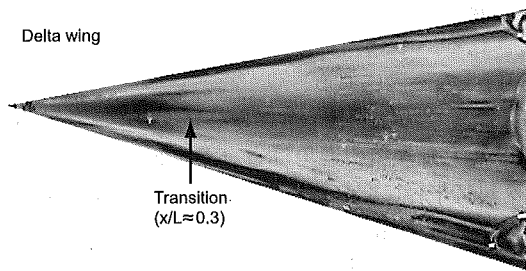


(a) 可視化画像

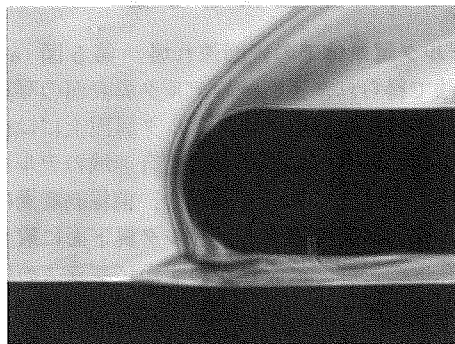


(b) 表面流線概要図

第5図 オイルフロー法による可視化 (デルタ翼単体,  $M_\infty = 3.0$ )



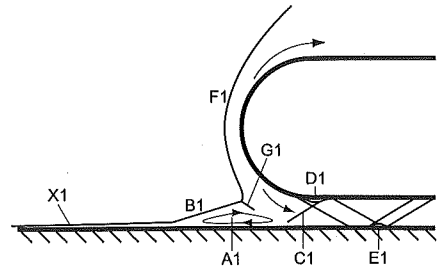
第6図 チャイナクレイ法による可視化 (デルタ翼単体,  $M_\infty = 3.0$ )



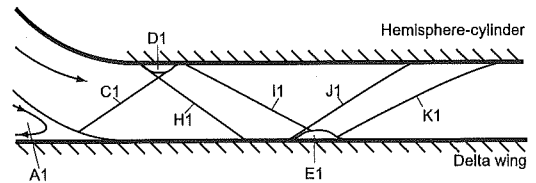
第7図 シュリーレン法による可視化 ( $h = 5\text{ mm}$ )

ように、半球円柱前方で生じた弓形衝撃波 F1 とデルタ翼表面の乱流境界層 X1 との間で衝撃波・境界層干渉が生じ、剥離泡 A1 が形成される。また剥離衝撃波 B1 や、再付着点からの再付着衝撃波 C1 も観察される。これらは、北村らによって同モデルを対象とした CFD の結果でも確認されている<sup>14)</sup>。

再付着衝撃波 C1 は、半球円柱の肩付近で反射し、再びデルタ翼面上の境界層と干渉し、剥離泡 E1 を形成する。この剥離泡 E1 は、剥離泡 A1 より小さく、シュリーレン法では確認できないが、第 10 図 (b) のオイルフローの結果にお



(a) 全体図

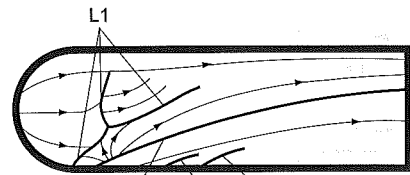


(b) 隙間付近の拡大図

第8図 干渉流れ場の概要図 ( $h = 5\text{ mm}$ )



(a) 側面



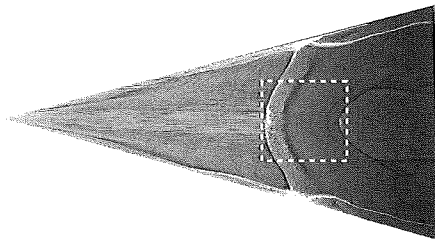
(b) 概要図

第9図 オイルフロー法による可視化 (半球円柱,  $h = 5\text{ mm}$ )

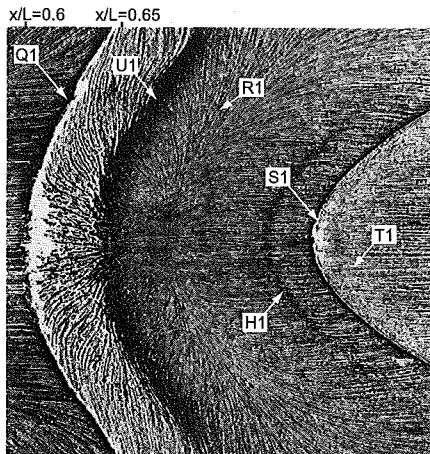
ける、剥離線 S1 と再付着線 T1 の存在から推測される。

第 9, 10 図はオイルフロー法の結果で、第 9 図 (a) は通風後に半球円柱を側面から撮影した写真である。第 9 図 (b) はそれらの結果から判断される流れの概要図である。第 10 図 (a) は、通風後に、半球円柱を取り除いてデルタ翼表面を上方より撮影した写真で、第 10 図 (b) は、第 10 図 (a) の点線で囲まれた領域を拡大した図である。半球円柱表面では、再付着衝撃波 C1 が半球円柱肩付近に入射し、下流上方に伸びている (第 9 図 (b))。また、C1 より上流側に剥離線 L1 が存在する。この剥離に関連して第 8 図 (b) に示す剥離衝撃波 H1 が発生し、デルタ翼面上の剥離泡 E1 の上流に入射する (第 10 図 (b), (c) H1)。また、衝撃波・境界層干渉により半球円柱下面側が高圧となるため、半球円柱側面の流線はほぼ斜め後方上向きとなる。さらに、円柱部には、剥離衝撃波 J1 と再付着衝撃波 K1 が観察される (第 9 図 (b))。

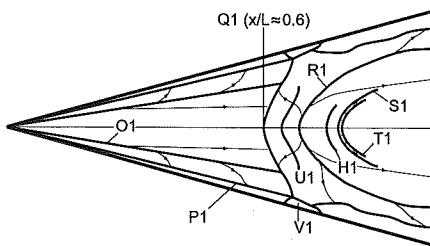
第 10 図 (c) では、デルタ翼頂点より一次付着線 O1 や二次剥離線 P1 を伴う前縁剥離渦が現れている。これは、デルタ翼下面のサポートの影響である。この前縁剥離渦と剥



(a) デルタ翼表面全体図



(b) 拡大図



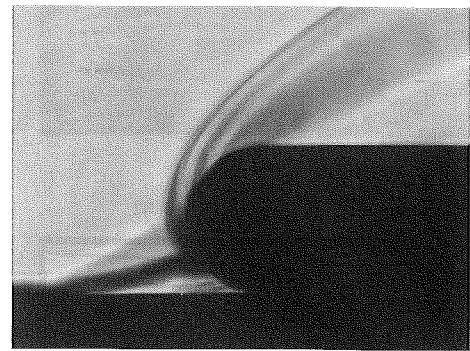
(c) 概要図

第10図 オイルフロー法による可視化 (デルタ翼,  $h = 5 \text{ mm}$ )

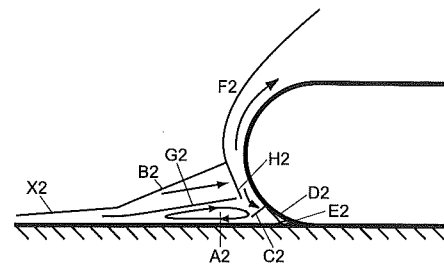
離泡 A1 が干渉している。そのすぐ後ろで、油溜まり状態の渦状点 (focus point) V1 が観察され、ここから別の渦が流れ場中に出ていく。また、 $x/L = 0.6$  付近に剥離線 Q1 が存在し、そのすぐ後ろでは比較的大きな逆流領域をもつ剥離泡 A1 が形成され (第8図 (a))、スパン方向には馬蹄形状をなしている (第10図 (c))。この剥離泡 A1 内に黒く細い縞 U1 が観察されるが、この位置は、弓形衝撃波 F1、剥離衝撃波 B1、斜め衝撃波 G1 が交わる三重点付近に対応し (第8図 (a))、これによる圧力上昇に寄因しているものと思われる。

このように、2 物体間に複数の衝撃波・境界層干渉が生じ、TSTO 分離時に大きな影響を与えるとされる縦揺れモーメント係数<sup>10)</sup> が変化する可能性がある。

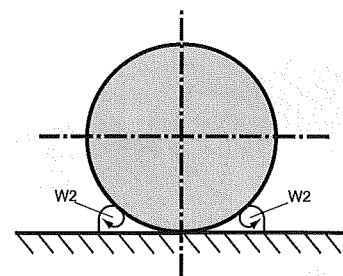
3.2.2  $h = 0 \text{ mm}$  の場合  $h = 5 \text{ mm}$  の場合に比べて剥離点は上流側に移動し、剥離泡 A2 を形成する (第11, 12図)。また、弓形衝撃波 F2 と剥離衝撃波 B2 による衝撃波・衝撃波干渉が半球円柱先端部で生じる。さらに剥離した境界層外縁の剥離せん断層 G2 が半球部下側に入射している。



第11図 シュリーレン法による可視化 ( $h = 0 \text{ mm}$ )



第12図 干渉流れ場の概要図 ( $h = 0 \text{ mm}$ )



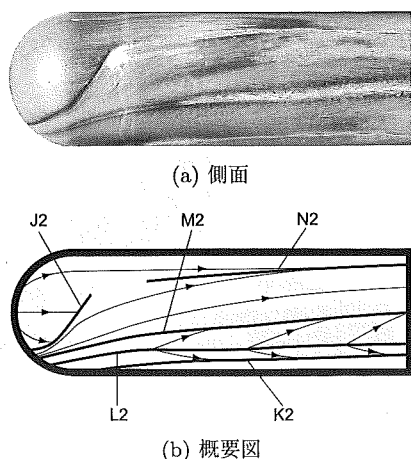
第13図 半球円柱周りの流れ場 (概要図)

再附着衝撃波 C2 が半球部分の  $\phi = -60 \text{ deg}$  付近で反射し、デルタ翼面上の境界層と干渉して、剥離泡 E2 ができるが (第12図)、これは、第15図 (b) のデルタ翼表面でのオイルフローの結果における剥離線 S2 と再附着線 T2 から推測される。

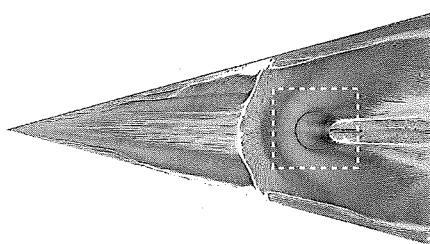
第14図より、半球部に剥離線 J2 が、半球円柱下部に剥離線 K2、附着線 L2、衝撃波 M2 が、円柱上部に収束線 N2 が存在する。また、第13図に示すようなデルタ翼と円柱部の接続部に沿う縦渦 W2 も形成されている。これは、Kubota らによる衝撃波発生装置と側壁を用いた衝撃波・乱流境界層干渉に関する実験で示された corner vortex に類似している<sup>10)</sup>。さらに、N2 についても Kubota らの実験で附着する流れ場に見られる不完全収束線である可能性がある。

第15図 (b) の拡大図より、半球円柱とデルタ翼が直線として附着している  $x/L > 0.7$  の領域では、収束線 U2 がデルタ翼面上に存在する。これは、第13図の半球円柱側面に沿う縦渦 W2 によるものである。

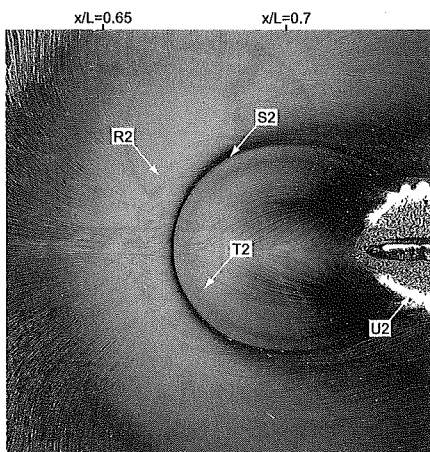
以上の結果から、隙間のある場合 ( $h = 5 \text{ mm}$ ) とない



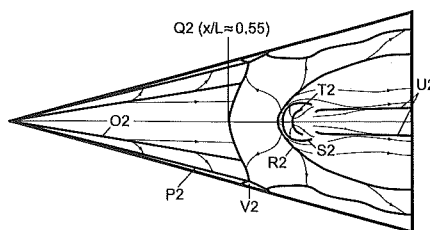
第14図 オイルフロー法による可視化 (半球円柱,  $h = 0$  mm)



(a) デルタ翼表面全体図



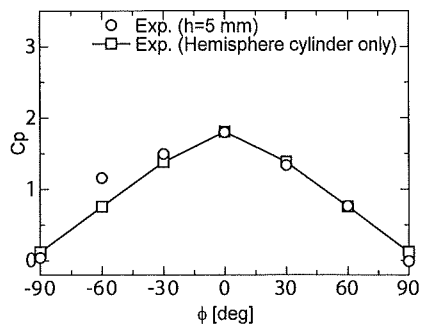
(b) 拡大図



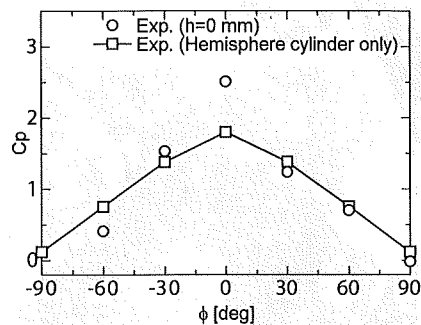
(c) 概要図

第15図 オイルフロー法による可視化 (デルタ翼,  $h = 0$  mm)

場合 ( $h = 0$  mm) の特徴をまとめると以下ようになる。  
 ・隙間のある場合 ( $h = 5$  mm): 再付着衝撃波 C1 が, 半球円柱下部に入射し, 半球円柱とデルタ翼間で反射することにより, いくつかの衝撃波・境界層干渉が生じる。



(a)  $h = 5$  mm



(b)  $h = 0$  mm

第16図 半球円柱子午線上圧力分布

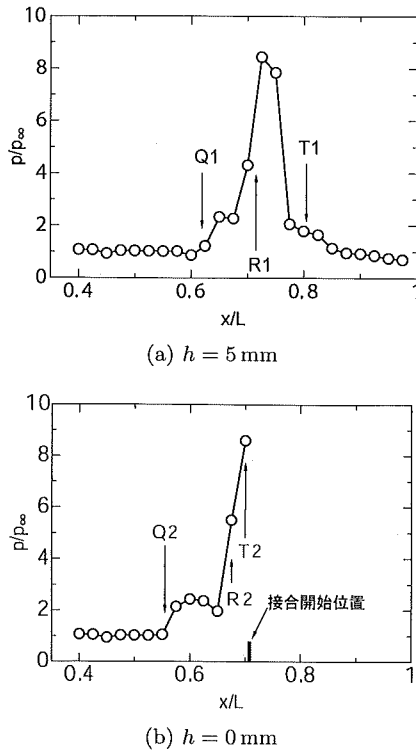
・隙間のない場合 ( $h = 0$  mm): 半球円柱模型の円柱部とデルタ翼が接合されている  $x/L > 0.7$  の領域で, corner vortex が発生する。また, 剥離線 S2 が丸く閉じた形状をとる (第15図 (b))。

極超音速流れ場 (第3図) と比較すると, 本研究の超音速の結果は, 剥離点から再付着点までの距離が短くなっている。この原因は, 極超音速域の実験では, デルタ翼面上の境界層が層流であるのに対し, 超音速では乱流となり, 剥離が抑制されるためである。

### 3.3 圧力分布

3.3.1 半球円柱先端部 第16図に半球円柱先端部における対称子午面上での圧力分布を示す。 $h = 5$  mm の場合, 上面側 ( $\phi > 0$  deg) では半球円柱単独の場合とほぼ一致し, 干渉の影響がほとんどない (第16図 (a))。一方, 下面側 ( $\phi < 0$  deg) では,  $\phi = -60$  deg で上面側より圧力が増加している。これは, 第7図のシュリーレン写真で見られた, 半球円柱下部での衝撃波・衝撃波干渉の影響である。その後, 半球上で流れが加速し, 圧力が減少し,  $\phi = -90$  deg で半球円柱単独の場合と同じ程度になる。

$h = 0$  mm の場合には (第16図 (b)),  $\phi = 0$  deg で圧力が上昇する (半球円柱単独の場合に比べて約1.4倍)。これは, 第11図のシュリーレン写真で見られた, 半球円柱先端付近での弓形衝撃波と剥離衝撃波との衝撃波・衝撃波干渉の結果である。一方,  $\phi = -60$  deg では, 逆に圧力が減少している。これは, この位置が剥離せん断層より下方にあるため, 一様流の影響をまともに受けず, 圧力が上昇しないためと考えられる。



第17図 デルタ翼対称線上圧力分布

3.3.2 デルタ翼対称線上 第17図にデルタ翼対称線上 ( $y = 0$ ) の圧力分布で、第17図(a)には、第10図(c)で示した剝離線 Q1, 再附着線 R1, 再附着線 T1 を、第17図(b)には、第15図(c)で示した剝離線 Q2, 再附着線 R2, 再附着線 T2 の各位置も示されている。  $h = 5\text{ mm}$  の場合、  $x/L \approx 0.6$  から、また  $h = 0\text{ mm}$  の場合、  $x/L \approx 0.55$  から圧力が上昇する。さらに、いずれの場合も、R1 および R2 付近で急激に圧力が上昇する。圧力の最大値は、  $h = 5\text{ mm}$  の場合、  $x/L = 0.725$  で静圧の約 8.5 倍、  $h = 0\text{ mm}$  の場合、  $x/L = 0.7$  で約 8.7 倍となり、  $h = 0\text{ mm}$  の場合の方が多少大きくなる。

$h = 5\text{ mm}$  の場合、最大圧力の後で圧力は急激に減少する。これは、半球上や肩より生じる膨張波がデルタ翼表面に当たるためである。さらに、その下流の T1 付近でのほぼ一定の圧力分布は、剝離泡 E1 に関係している。

#### 4. ま と め

本研究では、デルタ翼と半球円柱の2物体から成る TSTO 模型を用いて、超音速域における空力干渉流れ場を実験により解析した。特に、衝撃波や剝離、また渦を伴う三次元物体周りの空力干渉流れ場に関して、隙間のある場合 ( $h = 5\text{ mm}$ ) とない場合 ( $h = 0\text{ mm}$ ) について調べた。得られた結果を以下にまとめる。

- ・TSTO 模型周りには、衝撃波・衝撃波干渉と衝撃波・境界層干渉が混在する三次元的に複雑な空力干渉流れ場が存在する。
- ・2物体間に隙間がない場合には、接合されている領域で

物体に沿う縦渦 (corner vortex) が発生する。一方、隙間がある場合には、2物体間で衝撃波が反射し、複数の衝撃波・境界層干渉が生じる。

- ・デルタ翼面上の圧力上昇は、隙間ありとなしの場合ではほぼ同程度で、一様流静圧の約 9 倍となるが、隙間のない場合の方が多少大きくなる。一方、半球円柱先端部分では、隙間なしの場合、衝撃波・衝撃波干渉によって、半球円柱単体の場合に比べて約 1.4 倍上昇する。

本研究の実験は、JAXA 宇宙科学研究本部の超音速風洞を使用して行われ、その際、入門期子技官には多大なるご協力をいただきました。心から感謝いたします。

#### 参 考 文 献

- 1) 棚次亘弘：宇宙輸送システムの展望，日本航空宇宙学会第 34 期年会講演会講演集，2003，pp. 140-143.
- 2) Freeman, D. C., Jr., Talay, T. A. and Austin, R. E.: Single-Stage-to-Orbit Meeting the Challenge, Acta Astronaut., **38** (1996), pp. 323-331.
- 3) Maita, M. and Kubota, H.: Japanese Spaceplane/RLV Programme, Plenary Paper, AIAA/NAL-NASDA-ISAS 10th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2001.
- 4) Dulepov, N. P., Lanshin, A. I., Sokolova, O. V. and Tjurikov, E. V.: Propulsion Systems for TSTO Airplane-Accelerators of Different Types, AIAA Paper 2001-1914, 2001.
- 5) 佐藤哲也，棚次亘弘，小林弘明，澤井秀次郎，小島孝之，藤田和央，八田博志：二段式スペースプレーン用 ATREX エンジンの開発研究計画，平成 14 年度宇宙輸送シンポジウム講演論文集，2003，pp. 153-156.
- 6) 山本行光，村上桂一：将来型宇宙輸送系のための統合数値シミュレーション技術の応用，日本航空宇宙学会第 35 期年会講演会講演集，2004，pp. 99-102.
- 7) Kobayashi, H., Sato, T. and Tanatsugu, N.: Optimization of Airbreathing Propulsion System for the TSTO Spaceplane, AIAA Paper 2001-1912, 2001.
- 8) Edney, B.: Anomalous Heat Transfer and Pressure Distributions on Blunt Bodies at Hypersonic Speed in the Presence of an Impinging Shock, Aeronautical Research Institute of Sweden, Report 115, Stockholm, 1968.
- 9) Anderson, J. D., Jr.: Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics, AIAA Publications, Reston, 2000.
- 10) 山本行光，穂積弘一，戸塚亜希子，金田 誠，保阪陽子，上敷領早苗：将来型 TSTO 宇宙輸送システムのための二体間問題衝撃波干渉の極超音速風洞検証，NAL SP-57, 2003, pp. 1-4.
- 11) 西野敦洋，石川尊史，岡田拓己，中村佳朗：極超音速におけるデルタ翼・球頭円柱間の空力干渉流れ場，日本航空宇宙学会論文集，**52** (2004), pp. 289-294.
- 12) David, S. M. and Richard, M. W.: Lee-Side Flow over Delta Wings at Supersonic Speeds, NASA Technical Paper 2430, 1985.
- 13) 鈴木宏二郎，綿貫忠晴，久保田弘敏：再突入宇宙機のための高速風洞試験と模型表面可視化方法，可視化情報，**18** (1998), pp. 14-20.
- 14) 北村圭一，メンショフ・イゴール，中村佳朗：TSTO 空力干渉流れ場におけるクリアランスの影響，第 18 回数値流体力学シンポジウム，2004, B5-3.
- 15) 野田順一，石田清道，関根英夫，原 亘利，榎原盛三，河本 巖：2 台の AGARD-B 標準模型による並列二段式往還機の超音速空力特性試験，航空宇宙技術研究所資料 TM-692, 1996, pp. 1-36.
- 16) Kubota, H. and Stollery, J. L.: An Experimental Study of the Interaction between a Glancing Shock Wave and a Turbulent Boundary Layer. J. Fluid Mech., **116** (1982), pp. 431-458.