

# TSTO オービタ形状の超音速空力干渉流れ場への影響\*1

## Effects of TSTO Orbiter Configuration on Supersonic Flow Field with Aerodynamic Interactions

北村 圭一\*2・森 浩一\*2・花井 勝祥\*2・矢橋 務\*2,\*3  
Keiichi KITAMURA, Koichi MORI, Katsuhisa HANAI, Tsutomu YABASHI,  
小澤 啓伺\*2・中村 佳朗\*2  
Hiroshi OZAWA and Yoshiaki NAKAMURA

**Key Words:** TSTO, Supersonic Flow, Shock/Shock Interaction, Shock/Boundary-Layer Interaction

**Abstract:** Supersonic flow fields around Two-Stage-To-Orbit (TSTO) models with different configurations have been experimentally examined in this paper. Four configurations for the orbiter have been considered: A) a hemisphere-cylinder, B) a hemisphere-cylinder with a flat bottom, C) an obliquely truncated circular cylinder, and D) a cone-cylinder. All the flow fields around these models showed complicated shock/shock and shock/boundary-layer interactions, which can be categorized into three patterns, depending on the extent to which the separation shock wave contributes to these interactions. The models B, C and D were proposed to suppress the pressure rise due to the interactions observed in the model A. As a result, the model B showed almost the same interactions as the model A, while in the model C they did not present. In the model D, a large pressure rise was seen in the case with no clearance, whereas the model undergoes the least aerodynamic interaction at a rather large clearance. It is concluded from these results that the model C is less affected by aerodynamic interactions due to the clearance than the other models.

### 1. はじめに

将来型宇宙輸送システムとして、再使用型 (RLV: Reusable Launch Vehicle) が考えられ、その一つである二段式宇宙往還機 (TSTO: Two-Stage-To-Orbit) は、これまで種々研究されている<sup>1-10)</sup>。TSTO の構成の多くは、ロケットエンジンを持つ子機 (orbiter) と、空気吸い込み式エンジンを持つ親機 (booster) の二段からなる<sup>1,11)</sup>。子機を効率良く軌道へ投入するため、親機が子機を高高度まで運び、その後両者が分離する。

これまでに提案されてきた様々な TSTO の形状は、文献<sup>2)</sup>にまとめられている。特に子機形状に関しては、空力加熱を低減させるため先端を丸くした HOTOL、抵抗を小さくするため先端を尖らせたドイツの Sänger、親機との接合を滑らかにするため先頭部を下げた MIGAKS、底面をフラットにした Boeing 社 (1997) のものなど、それぞれに特徴がある。このような子機形状の違いは、親機と子機の空力干渉に大きく影響し、それにより二物体接合状態での飛行特性も大きく変化する。

特に超音速や極超音速域においては、親機・子機間に衝撃波・衝撃波干渉<sup>12)</sup>や衝撃波・境界層干渉<sup>13)</sup>などの空力

干渉が発生し、複雑な流れ場となる。空力干渉により局所的に空力的・熱的負荷が増大すると、機体を損傷し、重大な事故を引き起こす可能性がある<sup>11,14,15)</sup>。従って、二物体接合時に形成される空力干渉流れ場を十分理解することは、TSTO の形状決定において非常に重要である。

これまでの研究<sup>4,7,8)</sup>では、二物体間の隙間間隔  $h$  が大きい場合の空力干渉を取り扱ってきた ( $h/\delta > 1$ ;  $\delta$  は境界層厚さ)。そこでは一般に小さな境界層剝離が発生する。しかし実際の TSTO においては、二物体はほぼ接合された状態 ( $h/\delta \sim 0$ ) で飛行することが想定される<sup>16)</sup>。

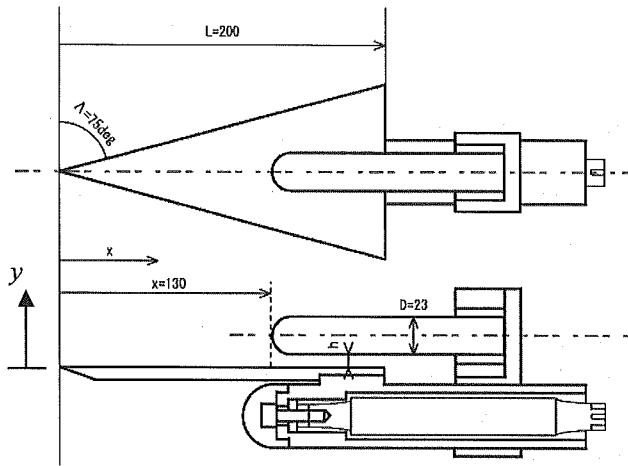
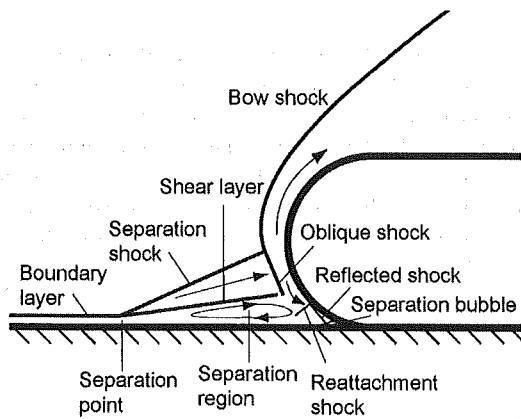
西野<sup>9)</sup>は、単純形状である、半球円柱 (子機) とデルタ翼 (親機) からなる TSTO 形状に対し (第 1 図)、隙間  $h$  が境界層厚さ  $\delta$  に対して小さい場合 ( $h/\delta = 0$ ) に形成される超音速空力干渉流れ場について研究を行った。この場合の流れ場では、子機直前で発生した弓形衝撃波と、親機上面の境界層が衝撃波・境界層干渉を起こし、これにより境界層が剝離する (第 2 図参照)。また、剝離点から発生した斜め衝撃波 (以降、剝離衝撃波) が、子機先端部付近で弓形衝撃波と衝撃波・衝撃波干渉を起こす。さらに、子機先端部と、親機子機接合部の 2 箇所に局所的な圧力上昇が発生する。前者は衝撃波・衝撃波干渉位置の少し下流付近で、後者は流れが澁む位置である。これらの圧力上昇は、子機形状に大きく依存すると思われ、その対策として、i) 前者では衝撃波・衝撃波干渉の位置を上方へそらす、ii) 後者では流れを澁ませない、iii) 子機前方の衝撃波を弱くする

\*1 © 2007 日本航空宇宙学会

平成 18 年 12 月 15 日、平成 18 年度宇宙航行の力学シンポジウムにおいて発表。平成 18 年 11 月 22 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 トヨタ自動車工業 (株)

第1図 TSTO 模型 A<sup>9)</sup>第2図 TSTO 模型 A 周りの超音速空力干渉流れ場 ( $h = 0 \text{ mm}$ )<sup>9)</sup>

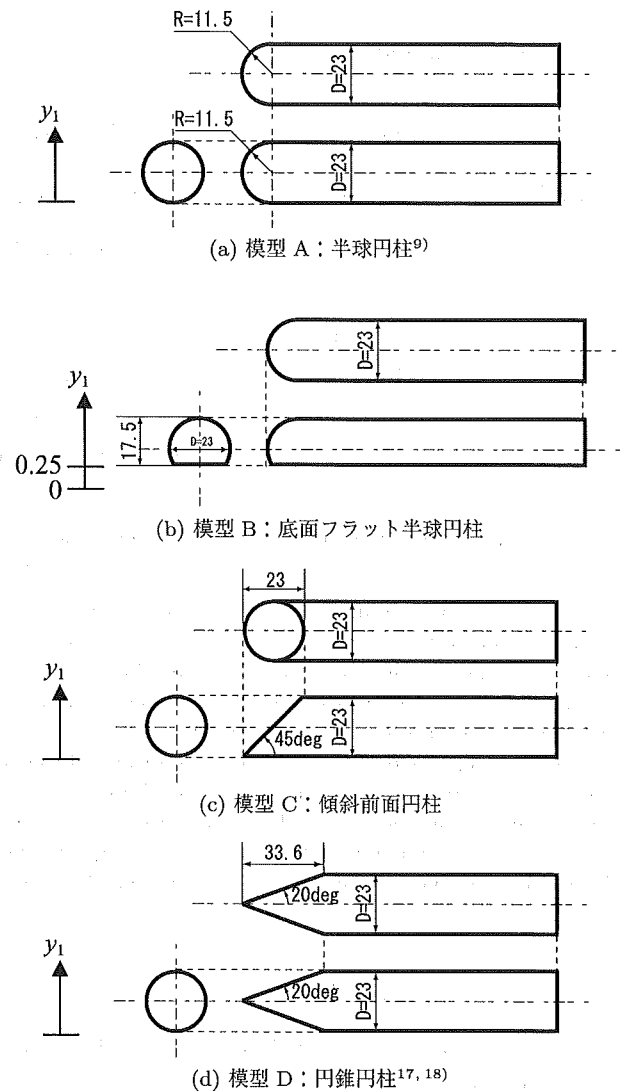
ことなどが考えられる。

本研究では、TSTO 模型の子機先端形状を、上述の対策 i)~iii) を満たすように 3 通りに変化させ、 $h/\delta$  が小さい場合と大きい場合に分けて、超音速空力干渉流れ場および模型表面圧力分布を調べる。

基本的な流れの特性をより良く理解するために、子機形状はできるだけ単純なものとした。親機と子機の分離において隙間間隔により流れ場が大きく変化し、飛行が不安定になる場合が考えられる。本研究ではこれらの流れ場を実験的に解析し、その基本的特性を明らかにする。また、これらの結果は、今後の CFD 解析への検証データにもなる。ちなみに、超音速流では、空力加熱率の影響は比較的小さいので、ここでは研究対象外としている。

## 2. 実験方法

**2.1 風洞および測定項目** 本研究では、JAXA/ISAS (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  $600 \text{ mm} \times 600 \text{ mm}$  で、主流マッハ数は、 $M_\infty = 3.0$  とした。実験内容は、シュリーレン法およびオイルフロー法による流れの可視化と、圧力測定である。シュリーレン可視化と圧力測定は同時に行い、デジタルカメラで通風中に撮影した。圧力測定には共和電業製の圧力センサ PA-2KB



第3図 子機形状

(許容値:  $200 \text{ kPa}$ , 精度:  $\pm 0.2 \text{ kPa}$ , 応答性:  $500 \text{ Hz}$ ) を用いた。また、今回使用した模型形状がすべてスパン方向に対称なので、主たる空力負荷は対称面上で発生すると考え、測定は対称面上に限った。センサの位置については、3.2 項で述べる。

オイルフロー可視化試験では、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画から、模型表面の流れパターンを解析した。

**2.2 実験模型および実験条件** 第1図および第3図に実験模型の概要を示す。西野ら<sup>9)</sup>の実験模型(模型 A)は、親機を模擬した前縁が鋭いデルタ翼(後退角  $\Lambda = 75 \text{ deg}$ , 全長  $L = 200 \text{ mm}$ )と、子機を模擬した半球円柱(直径  $D = 23 \text{ mm}$ )の二物体から構成されている(第1図)。本研究では、子機形状として、底面フラット半球円柱(模型 B)、傾斜前面円柱(模型 C)、円錐円柱(模型 D)<sup>17, 18)</sup>を加えた計4種類を選んだ(第3図)。これらは、模型 A で見られた圧力上昇を低減するために、前述の、模型 B は、

衝撃波・衝撃波干渉の位置を上方へそらす (i), 模型 C は, 流れを激ませない (ii), 模型 D は, 子機前方の衝撃波を弱くする (iii) ことを意図している。

いずれの子機先端も, 親機先端から  $x/L = 0.65$  ( $x = 130\text{mm}$ ) の位置にあり, この距離を基準としたレイノルズ数は,  $Re_x = 3.38 \times 10^6$  である。この位置では, 親機上面では乱流境界層が発達していると考えられる<sup>9)</sup>。親機と子機の間隙は,  $h = 0\text{mm}$  (隙間無し) と  $h = 5\text{mm}$  ( $h/\delta \approx 3$ ) である。また, 迎角は子機, 親機ともに  $\alpha = 0\text{deg}$  としている。

通風時間は, シュリーレン可視化と圧力測定の場合は, 風洞静定後 15~20 秒間, オイルフロー可視化の場合は 30 秒間とした。なお, 圧力値は, 変動量が 1%未満となる静定後 10 秒以降の平均値を用いている。また, 総圧は  $0.34\text{MPa}$  であり (一様流圧力は  $P_\infty = 9.3\text{kPa}$ ), 総温は常温である。

### 3. 結果と考察

3.1 二物体空力干渉流れ場の可視化 親機と子機の二物体空力干渉により形成される流れ場の可視化結果を示す。なお, 以下では流れ場の形態を, 子機前方における流れ場の複雑さの度合いに従って, 3つのグループに分ける (数字が大きいくほど複雑な流れ場で, 子機単独の場合との違いが増大する)。

グループ 1: 剥離衝撃波が発生しない。

グループ 2: 剥離衝撃波が発生するが, 子機前方での衝撃波・衝撃波干渉が無い。

グループ 3: 剥離衝撃波が発生し, 子機直前で衝撃波・衝撃波干渉が有る。

(a) 模型 A の場合: 第 4 図にシュリーレン可視化結果とその概要図を示す。

隙間無し (第 4 図 (a)) はグループ 3, 隙間有り (第 4 図

(b)) はグループ 2 に分類される。特に隙間無しの場合, 子機先端部の直前 ( $y_1/D \approx 0.5$ ,  $y_1$  は対称面上で子機下端からの高さ (第 3 図参照)) で衝撃波・衝撃波干渉が発生している。なお, 流れ場の詳細は文献 9) を参照されたい。

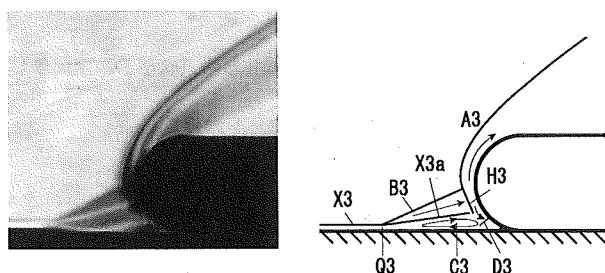
(b) 模型 B の場合: 第 5 図にシュリーレン可視化結果とその概要図を示す。

隙間無しの場合 (第 5 図 (a)) には, 模型 A の場合 (第 4 図 (a)) と比較して, 衝撃波・衝撃波干渉位置が上方へ移動している ( $y_1/D \approx 0.7$ )。これは予想した結果である。ただし, 隙間有り (第 5 図 (b)), 無しのいずれの場合も, 模型 A の, 同じ隙間の流れ場に類似しており, 隙間有りの場合はグループ 2 に, 隙間無しの場合はグループ 3 に分類される。つまり, 底面をフラットにしたことによる流れ場への大きな影響は見られない。

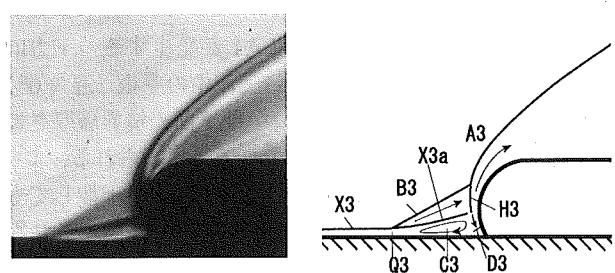
(c) 模型 C の場合: 第 6 図にシュリーレン可視化結果とその概要図を, 第 7 図に隙間無しの場合の子機前面オイルフロー可視化結果とその概要図を示す。

隙間無しの場合 (第 6 図 (a)), 剥離泡 C3 や剥離衝撃波 B3 が発生し, 剥離衝撃波が斜め衝撃波 A3 と衝撃波・衝撃波干渉を起こしている。また, その下方では剥離した境界層 (せん断層) X3a が子機前面へ衝突している。このせん断層 X3a は, その上方の超音速流れと, 下方の亜音速流れ (剥離領域) との境界で, これが子機前面に付着する位置 ( $y_1/D \approx 0.15$ ) が, 第 7 図 (a) のオイルフロー可視化結果に現れている。これはグループ 3 の流れ場に相当する。親機・子機接合部から剥離衝撃波の発生位置 Q3 までの距離は, 模型 A, B の場合に比べ減少している。これは, 模型 A, B と異なり, 接合部で流れが激まず, 接合部の圧力上昇が抑制されるためと考えられる。これについては, 次節で定量的な議論を行う。

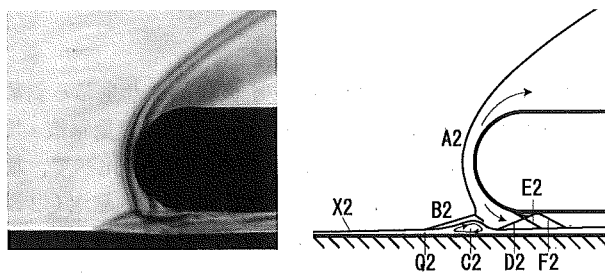
隙間有りの場合 (第 6 図 (b)), 子機の先端より上下 ( $y$



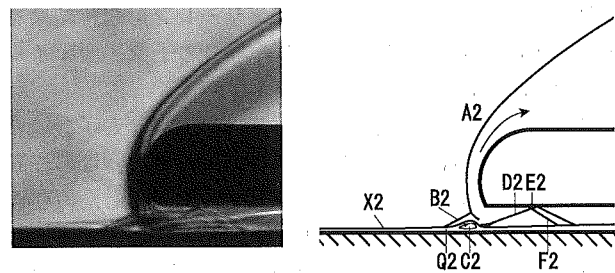
(a) 隙間無し (グループ 3)



(a) 隙間無し (グループ 3)



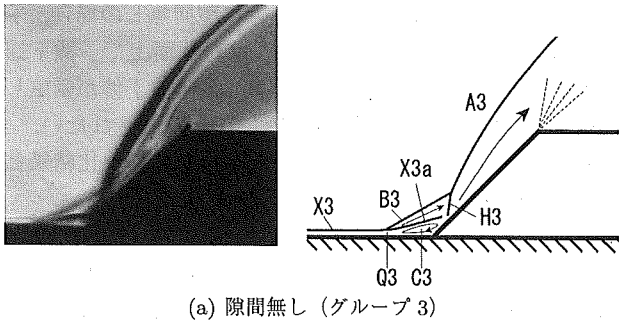
(b) 隙間有り (グループ 2)



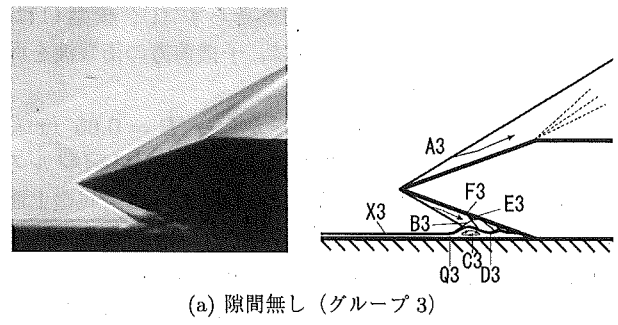
(b) 隙間有り (グループ 2)

第 4 図 シュリーレン可視化結果<sup>9)</sup> (左) とその概要図 (右) (模型 A)

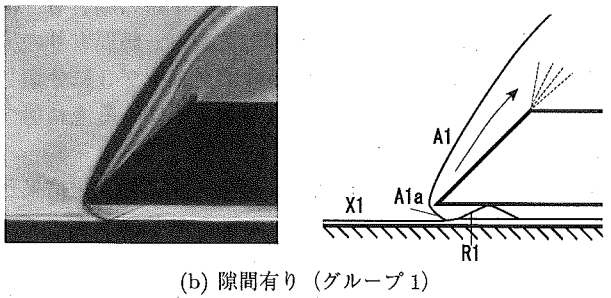
第 5 図 シュリーレン可視化結果 (左) とその概要図 (右) (模型 B)



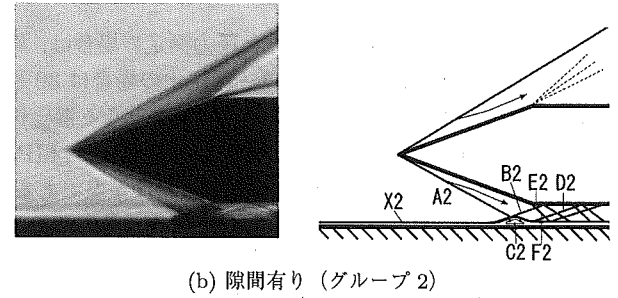
(a) 隙間無し (グループ 3)



(a) 隙間無し (グループ 3)



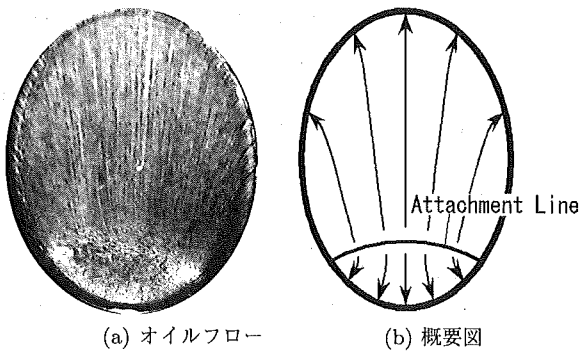
(b) 隙間有り (グループ 1)



(b) 隙間有り (グループ 2)

第6図 シュリーレン可視化結果 (左) とその概要図 (右) (模型 C)

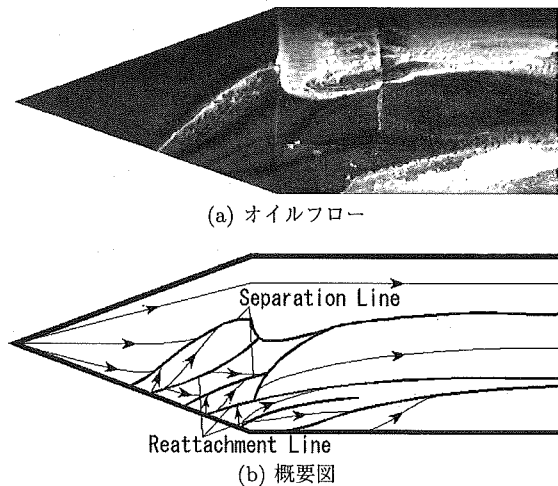
第8図 シュリーレン可視化結果 (左) とその概要図 (右) (模型 D)



(a) オイルフロー

(b) 概要図

第7図 傾斜前面におけるオイルフロー可視化結果 (模型 C, 隙間無し)



(a) オイルフロー

(b) 概要図

第9図 側面におけるオイルフロー可視化結果 (模型 D, 隙間無し)

方向) に非対称な形で斜め衝撃波 A1 が発生する。下方に伸びている部分 (A1a) は、超音速流中の平板 (迎角 0°) 上に生じる斜め衝撃波<sup>11)</sup>と同様、子機下面の境界層厚さによって作られた非常に弱い衝撃波であると考えられる。よって、この衝撃波 A1a が親機上面の境界層 X1 と干渉しても境界層剥離は起こらず、剥離泡や剥離衝撃波は形成されない。単に反射衝撃波 R1 が生じるのみで、よって、この流れ場はグループ 1 となる。

(d) 模型 D の場合: 第 8 図にシュリーレン可視化結果とその概要図を、第 9 図に隙間無しの場合の子機表面オイルフロー可視化結果とその概要図を示す。

隙間無しの場合 (第 8 図 (a)), 剥離衝撃波 B3 が子機境界層に入射する位置は、 $y_1/D \approx 0.2$  である、更に、この位置からは剥離衝撃波 F3、再付着衝撃波 D3 が発生し、再び親機と干渉する。このような干渉を繰り返すことにより、親機・子機接合部付近では複数の衝撃波が存在する。これは、第 9 図のオイルフロー可視化結果で、模型表面に複数の線が観察できることから確認できる。この流れ場はグループ

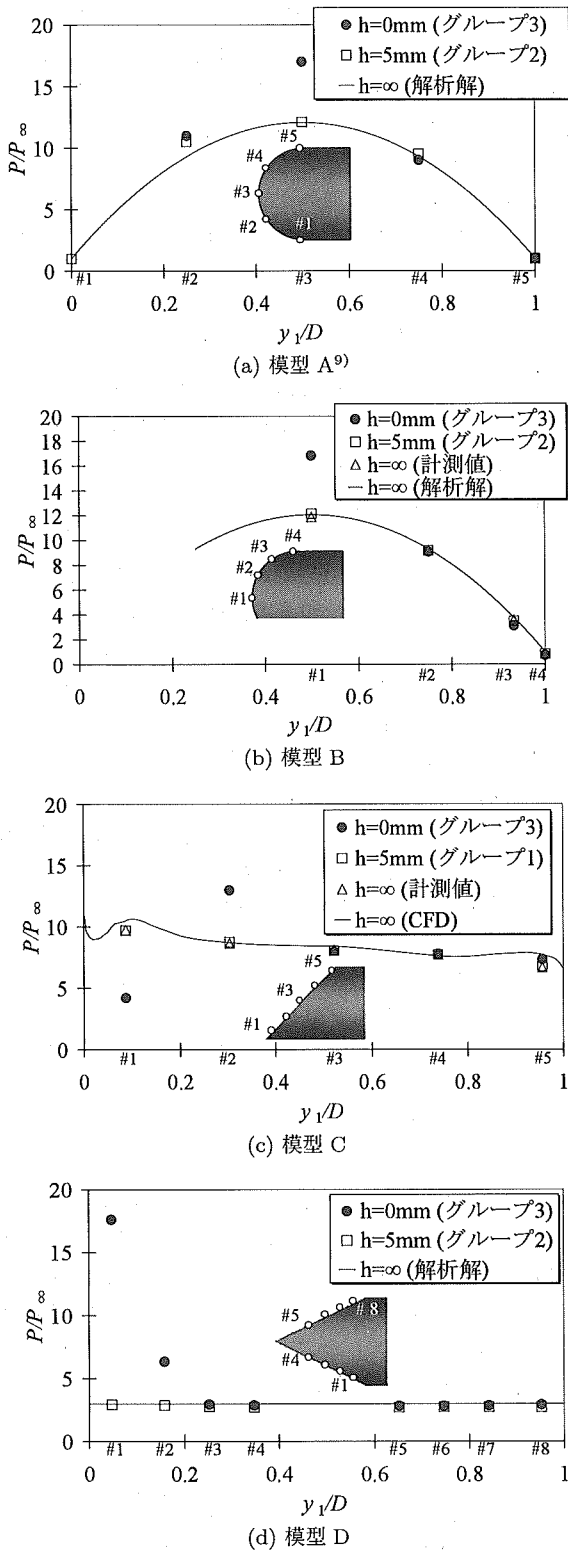
第1表 空力干渉パターンの分類

模型	隙間無し	隙間有り
A	グループ 3	グループ 2
B	グループ 3	グループ 2
C	グループ 3	グループ 1
D	グループ 3	グループ 2

3 に分類される。

隙間有りの場合 (第 8 図 (b)), 子機先端より生じる斜め衝撃波 A2 と、親機上の境界層 X2 が親機上面で衝撃波・境界層干渉を起こす。しかし模型 A, B の場合と比べて、境界層へ入射する衝撃波 A2 の角度が浅いため、剥離泡 C2 は小さくなる。従って、斜め衝撃波 A2 と剥離衝撃波 B2 との干渉による子機前面の流れ場への影響はほとんど見られない。よって、これはグループ 2 の流れ場となる。

以上述べた各子機形状の干渉流れ場を第 1 表にまとめる。



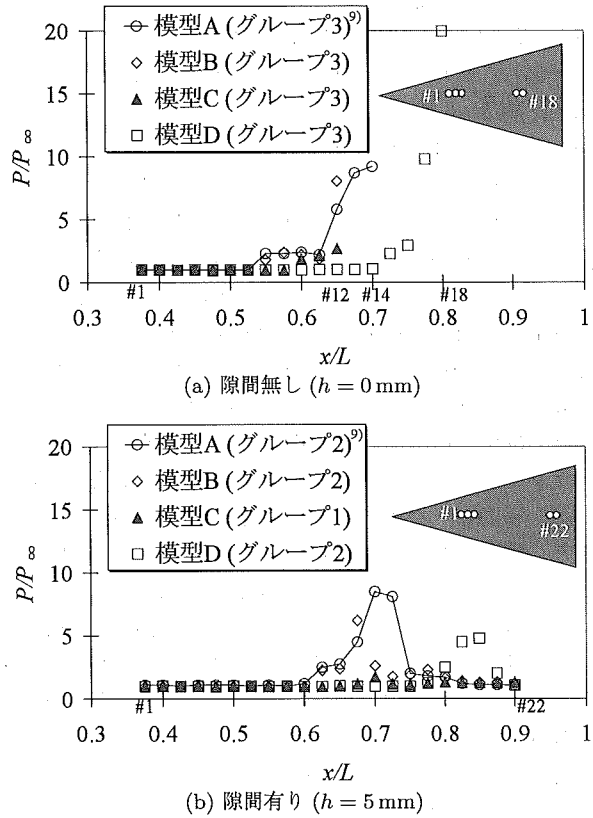
第10図 子機前面对称面上圧力分布

以下では、測定された模型表面上圧力分布を詳細に解析し、各模型の流れ場を定量的に比較する。

3.2 圧力分布 第10図に各子機模型における子機前面圧力分布を示す。横軸は  $y_1/D$  ( $D$ : 子機円柱部直径,  $D = 23\text{mm}$ ) で、縦軸は、圧力  $P$  を一様流静圧  $P_\infty$  で規格化したものである。また、比較のための、 $h = \infty$  (子機

第2表 子機模型におけるセンサ位置 ( $y_1/D$ )

センサ番号	#1	#2	#3	#4	#5	#6	#7	#8
模型 A	0.00	0.25	0.50	0.75	1.00	—	—	—
模型 B	0.50	0.75	0.93	1.00	—	—	—	—
模型 C	0.09	0.30	0.53	0.74	0.96	—	—	—
模型 D	0.05	0.16	0.25	0.35	0.65	0.75	0.84	0.95



第11図 親機上面对称線上圧力分布

単体に相当) の場合の値や、圧力センサの位置も示している。第2表は各センサの座標  $y_1/D$  の値で、高さ  $y_1$  が大きいほどセンサ番号が大きくなる。

第11図は、隙間無し ( $h = 0\text{mm}$ ) と隙間有り ( $h = 5\text{mm}$ ) の場合の、親機上面对称線上の圧力分布を示す。横軸は、対称線上位置  $x$  (親機先端が原点で下流方向が正) を親機コード長 ( $L = 200\text{mm}$ ) で無次元化したもので、縦軸は、圧力  $P$  を一様流静圧  $P_\infty$  で無次元化したものである。なお、圧力センサ位置はすべてのケースに共通で、 $0.375 \leq x/L \leq 0.9$  の範囲で等間隔 ( $\Delta x/L = 0.025$ ) で22個配置されている (下流に行くほどセンサ番号は大)。なお、隙間無しの場合には、測定は親機・子機接合部より上流の12~18個に限られている。

(a) グループ1: 第10図(c)を見ると、グループ1の場合、子機の圧力分布は、 $h = \infty$  (子機単体) の場合の計測値および数値計算結果 (計算方法は文献10, 18) を参照) とほぼ一致する。また、親機の圧力ピークは、 $P/P_\infty \approx 1.7$  となり、一様流静圧  $P_\infty$  からの変化は小さい (第11図(b))。従って、グループ1では、空力干渉による流れ場への影響

はほとんど無いと言える。

(b) グループ2: 第10図(a), (b), (d)を見ると, グループ2の場合, 子機上の圧力分布は,  $h = \infty$  (子機単体)の場合の計測値および解析解(模型A, Bでは修正ニュートン理論<sup>13)</sup>, 模型DではTaylor-Maccoll解<sup>19)</sup>)とさほど変わらない。つまり, このグループでは, 親機の存在による子機圧力分布への影響が小さい。これに反して, 親機では局所的な圧力上昇が見られる(第11図(b))。これらは, 第4図(b), 第5図(b), 第8図(b)での衝撃波・境界層干渉位置に対応し, グループ1の場合の圧力上昇( $P/P_\infty \approx 1.7$ )に比べ, 約3~5倍大きくなる。

(c) グループ3: 第10図を見ると, いずれの子機形状においても, 圧力ピークは,  $h = \infty$  (子機単体)の場合に比べ上昇している。これは, 模型A~Cの場合には, 測定点が斜め衝撃波H3の下流にあり, 剝離衝撃波B3と合わせて2つの衝撃波を通過した流れが衝突するためと考えられる(第4図(a), 第5図(a), 第6図(a))。特に模型A, Bの場合には, この位置が澱み点( $y_1/D = 0.5$ )になるため, 衝撃波干渉が無い場合の, 約1.4倍圧力が上昇する。他の測定点では圧力値はあまり変化しない。模型Bでは, 底面をフラットにして衝撃波・衝撃波干渉位置を上方へ移動させたが, 圧力ピークの低減には寄与していない。

一方, 模型Cでは,  $y_1/D \approx 0.30$  (子機センサ#2)で圧力はピークとなり, 干渉無しの場合の約1.3倍となる。また, 二物体接合部付近(子機センサ#1,  $y_1/D \approx 0.09$ )では, 圧力は減少する。これは, この測定点が第6図(b)のせん断層X3aより下方にあり, 剝離領域C3に埋もれるためである。

模型Dの場合, 子機模型の下部(子機センサ#1,  $y_1/D \approx 0.05$ ), すなわち親機・子機の接合部付近では, 圧力値が, 干渉の無い場合の6倍と非常に高くなる(第10図(d))。この原因は, 接合部へ衝突する流れの解析から説明できる<sup>17, 18)</sup>。模型Aの場合では, 接合部へ向かう流れは子機前方に作られた弓形衝撃波A3をほぼ垂直に通過し, 大きな総圧損失のため澱み点圧力は減少する(第4図(a))。一方, 模型Dでは, 第8図(a)と第9図(b)から分かるように, 斜め衝撃波A3を始めとする複数の衝撃波を浅い角度で通過し, 最終的に接合部へと至る。この場合, 総圧損失は小さく, 最終的に澱み点で得られる圧力は高いままで<sup>19)</sup>, 実際, 二物体接合部付近で通常想定される圧力値(干渉の無い場合のピトー圧 $P_{02}/P_\infty \approx 12.0$ )をはるかに上回る値( $P/P_\infty \approx 18.0$ )が測定された。従って模型Dは, 子機単体としては抵抗が小さいが, TSTO子機としては, 空力干渉の影響が大きく出る箇所があるため注意が必要である。

以上より, 今回取り上げた基本形状の中で, 子機前面圧力において空力干渉の影響が最も小さい子機形状は, 模型Cであると判断される。

一方, 親機に関しては, いずれの子機形状においても, 子機との接合部付近において圧力が上昇する(第11図)。特に模型Dの場合に顕著で(子機センサ#18,  $P/P_\infty \approx 20$ ), これは子機表面上圧力分布で見られた圧力ピークに対応す

る(第10図(d))。模型Cの場合には, 接合部付近での圧力上昇は最小となる(子機センサ#12,  $P/P_\infty \approx 2.7$ )。これは子機表面の圧力分布で述べたように, 接合部付近の測定点が剝離領域C3に含まれるため, 親機上面でも模型Cは空力干渉の影響が最小となる。

以上より, 本研究の範囲内では, 親機, 子機への影響を総合的に判断して, 模型Cは空力干渉の影響を最も受けにくいと考えられる。

#### 4. ま と め

本研究では, 4種類のTSTO子機形状に対して, 子機形状と隙間による周囲の超音速流れ場と圧力分布への影響を実験的に解析した。得られた結果を以下にまとめる。

- ・いずれの子機形状でも, TSTO模型周りには衝撃波・衝撃波干渉と衝撃波・境界層干渉を含む複雑な空力干渉流れ場が形成され, これらはその複雑さの程度に応じて3つの形態に分類できる。つまり, i) 剝離衝撃波が発生しない(グループ1), ii) 剝離衝撃波が発生するが, 子機直前で衝撃波・衝撃波干渉が無い(グループ2), iii) 剝離衝撃波が発生し, 子機直前で衝撃波・衝撃波干渉が起こる(グループ3)である。
- ・子機が底面フラット半球円柱の場合(模型B), 子機が半球円柱の場合(模型A)と比べて衝撃波・衝撃波干渉の位置は変化するが, 干渉形態や圧力値に大きな違いはない。
- ・子機が傾斜前面円柱の場合(模型C), 隙間無しの場合には二物体接合部で流れが澱まず, 隙間有りの場合には流れ形態はグループ1となる。隙間の有無にかかわらず空力干渉の影響をほとんど受けない。
- ・子機が円錐円柱の場合(模型D), 隙間がある程度以上では抵抗は小さい。一方, 隙間を小さくすると, 圧力ピーク値が急激に増大する。

本研究の実験には, JAXA/ISAS(宇宙科学研究本部)の超音速風洞を使用させていただいた。また, JAXA/ISASの入門朋子技官, 本研究室卒業生の西野敦洋氏, 小林貴広氏には多大なるご協力をいただいた。更に, 21世紀COE「計算科学フロンティア」のご支援もいただき, これらのご協力・ご援助に感謝の意を表する。

#### 参 考 文 献

- 1) Dissel, A. F., Kothari, A. P. and Lewis, M. J.: Investigation of Two-Stage-to-Orbit Airbreathing Launch-Vehicle Configurations, *J. Spacecraft Rockets*, **43** (2006), pp. 568-574.
- 2) 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.
- 3) Bradley, M., Bowcutt, K., McComb, J., Bartolotta, P. and McNelis, N.: Revolutionary Turbine Accelerator (RTA) Two-Stage-To-Orbit (TSTO) Vehicle Study, AIAA Paper 2002-3902, 2002.
- 4) Liechty, D. S.: Aeroheating Characteristics for a Two-Stage-To-Orbit Concept during Separation at Mach 6, AIAA Paper 2005-5139, 2005.
- 5) 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年会講演会講演集, 2003, 2A2, pp. 140-143.

- 6) 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, **51** (2003), pp. 220-227.
- 7) Yamamoto, Y., Nagai, S., Koyama, T., Tsuda, S., Hirabayashi, N. and Hozumi, K.: CFD Analysis and Wind Tunnel Experiments of Hypersonic Shock-Shock Interaction Heating for Two Hemi Sphere Cylinder Problem, AIAA Paper 2002-0217, 2002.
- 8) Cvrilje, T., Breitsamter, C., Weishaupl, C. and Laschka, B.: Euler and Navier-Stokes Simulations of Two-Stage Hypersonic Vehicle Longitudinal Motions, J. Spacecraft Rockets, **37** (2000), pp. 242-251.
- 9) 西野敦洋, 石川尊史, 中村佳朗: 超音速におけるデルタ翼・半球円柱間の空力干渉流れ場, 日本航空宇宙学会論文集, **53** (2005), pp. 446-451.
- 10) Kitamura, K., Men'shov, I. and Nakamura, Y.: Shock/Shock and Shock/Boundary-Layer Interactions in Two-Body Configurations, AIAA Paper 2005-4893, 2005.
- 11) 久保田弘敏, 鈴木宏二郎, 綿貫忠晴: 宇宙飛行体の熱気体力学, 東京大学出版会, 東京, 2002.
- 12) Edney, B.: Anomalous Heat Transfer and Pressure Distributions on Blunt Bodies at Hypersonic Speed in the Presence of an Impinging Shock, Aeronautical Research Inst., FFA Rept. 115, Stockholm, 1968.
- 13) Anderson, J. D., Jr.: Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics, AIAA Publications, Reston, VA, 2000.
- 14) Horvath, T. J.: Experimental Aerothermodynamics in Support of the Columbia Accident Investigation, AIAA Paper 2004-1387, 2004.
- 15) Bertin, J. J.: Hypersonic Aerothermodynamics, AIAA Education Series, AIAA, Washington, DC, 1994.
- 16) 日本航空宇宙学会編: 航空宇宙工学便覧, 第 3 版, 丸善, 東京, 2005.
- 17) 小澤啓伺, 小林貴広, 矢橋 務, 中村佳朗: TSTO 空力干渉における子機先端形状の影響, 平成 17 年度宇宙航行の力学シンポジウム講演集, 2005, pp. 41-44.
- 18) 北村圭一, メンシヨフ イゴール, 中村佳朗: TSTO 空力干渉における子機先端形状の影響に関する数値解析, 平成 17 年度宇宙航行の力学シンポジウム講演集, 2005, pp. 45-46.
- 19) Anderson, J. D., Jr.: Modern Compressible Flow with Historical Perspective, 3rd ed., McGraw Hill, New York, NY, 2003.