

# 将来型TSTO宇宙輸送系のための極超音速流二体問題空力干渉数値解析

## Numerical Analysis of Hypersonic Shock-Shock Interactions around Two Hemi-Sphere Cylinders for Future TSTO Space Transport Systems

山本行光、永井伸治、小山忠勇、津田尚一、平林則明、穂積弘一  
航空宇宙技術研究所 182-8522 調布市深大寺東町 7-44-1 [E-mail: [yukimitu@nal.go.jp](mailto:yukimitu@nal.go.jp)]

Y. Yamamoto, S. Nagai, T. Koyama, S. Tsuda, N. Hirabayashi, K. Hozumi  
National Aerospace Lab. 7-44-1 Jindaiji Higashi-Machi Chofu, Tokyo 182-8522

### Abstract

Hypersonic aerodynamic interactions for two hemi-sphere cylinders have been investigated numerically and experimentally for future TSTO space transport systems. Two hemisphere models with a diameter of 3cm and 6cm are placed parallel and aerothermodynamic heating experiments are made at high angles of attack by using NAL Mach 10 Hypersonic Wind Tunnel. Complicated shock-shock interactions, which generate severe heating on the body surface, are studied by CFD analysis. CFD computations can predict heat transfer distributions accurately in the interaction area and complicated shock-shock, shock-boundary layer interaction patterns can be resolved, completely.

### 1. まえがき

将来の TSTO 形態による宇宙輸送機の設計解析では、極超音速飛行時の衝撃波 / 境界層干渉、及び分離時の衝撃波 / 衝撃波干渉の正確な定量的評価は TSTO システムを構築する上で極めて重要となる。

本研究では、このような問題に対処するため、衝撃波干渉を含む基礎検証課題として大小 2 つの半球円柱の組合せによる二体問題を取り上げ、航技研マッハ 10 極超音速風洞試験、及び CFD による解析を行ってきた。昨年度は、半球円柱は直径 3 [cm] と 6 [cm] のモデルを製作し、それらを並行に配置した場合、及び角度をつけて配置した場合については、迎角  $0^\circ$  を中心とした実験と計算を行った<sup>1)</sup>。特に大小二つの半球円柱の傾き角を  $15^\circ$  とし、小さい方の半球円柱ノーズ部に最も強い Type の衝撃波干渉が生じるケースについては、模型取り付け誤差、格子依存性、物性値の影響、赤外線カメラにおける計測誤差、さらには一次元半無限熱伝導仮定による空力加熱導出の妥当性等、CFD と ANSYS 熱伝導解析を組み合わせることで総合的に評価し、衝撃波干渉構造の解明とピーク加熱の正確な把握に極めて有意義な検証結果を得ることが出

来た<sup>2)</sup>。

本研究では、上記研究をさらに発展させ、並行に配置した二体モデルの中迎角から大迎角に至る、より複雑な衝撃波干渉を調べるため、新たな風洞試験と CFD 解析を行ったので報告する。

### 2. 風洞試験概要

試験は航空宇宙技術研究所の大型極超音速風洞 (ノズル直径 1.27 [m]) を使用した。流れの条件はマッハ数 9.58、よどみ点圧力 2.5 [MPa]、よどみ点温度 1073 [K] である。単位長さ (m) あたりのレイノルズ数はおよそ  $2 \times 10^6$  である。図 1 に風洞測定部を中心とした極超音速風洞の全景写真を示す。

試験内容は赤外線カメラによる温度測定により空力加熱を計測し、シュリーレン写真及びシャドウグラフで衝撃波干渉形態を調べた。さらにオイルフローで物体表面付近の複雑な剥離 / 再付着流れの様子を観察した。赤外線カメラによる空力加熱測定の詳細については文献 3) を参照されたい。

図 2 に風洞試験模型取り付け写真を示す。頭部、及び干渉加熱の生じる下段部背面には、空力加熱測定



Fig.1 NAL M10 Hypersonic Wind Tunnel

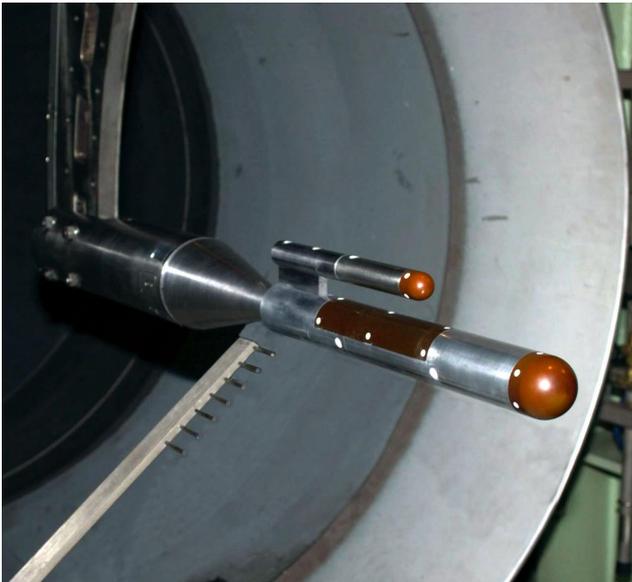


Fig.2 Two hemisphere – cylinder model

のため、熱伝導率の低いベスベルを使用している。モデルは2つの半球円柱が後方でアダプターにより接合され、大きい半球円柱の直径は 60 [mm]で全長が 500 [mm]である。後方端には風洞に固定するためのスティングがはめ込まれている。小さい半球円柱の直径は 30 [mm]で全長は 290 [mm]とした。

表 1 に風洞試験条件を示す。迎角は  $10^\circ$  から  $40^\circ$  まで、二つのシリンダー間の距離  $H$  は 10[mm]及び 20[mm]に設定し、迎角及びシリンダー間の距離の違いによる衝撃波干渉構造、及び局所空力加熱ピークの変化について詳細に調べた。

### 3. 風洞試験結果のまとめ

ここでは、一連の極超音速風洞試験結果のうち、大小二つの半球円柱シリンダー間の距離  $H$  が 20[mm]の場合について報告する。

最初に図 3 に  $H=20$ [mm]、迎角  $\alpha=10^\circ, 20^\circ, 30^\circ, 40^\circ$  でのシュリーレン及びシャドーグラフ写真を示す。図に見られるように、迎角  $10^\circ$  及び  $20^\circ$  では、半球円柱大モデルのノーズ部から来る衝撃波はそれぞれ半球円柱小モデルのノーズ部下端、及び上端近傍で干渉を引き起こし、迎角  $20^\circ$  のシャドーグラフでは、干渉点から二つの衝撃、及びシアレイヤーが発生している様子が観察される。これは Edney<sup>4)</sup>や Hains<sup>5)</sup>によって類別されている Type I の干渉形態ではないかと推測される。

一方、迎角  $\alpha=30^\circ$  では、若干判別は困難なもの、これも Type I と推定されるパターンを示しているように見られる。迎角  $\alpha=40^\circ$  では、明らかに前二者のケースとは異なり、干渉点から三本のはっきりした濃い線が現われ、このケースでは干渉形態は Type II になるのではないかと推定される。

各迎角での下段側半球円柱ノーズ部の対称面内空力加熱分布をプロットしたものが図 4 である。空力加熱分布はおのおのの試験条件から計算される

Case No.	H (mm)	a (deg)	d (deg)	Small Cylinder Type	To (K)	Qref (Kw/m2)	Run NO.
10	20	15	0	Long	978.0	122.6	1394
11	20	20	0	Long	933.0	114.0	1393
12	20	30	0	Long	933.0	114.0	1395
13	20	40	0	Long	983.0	123.6	1396
14	10	10	0	Long	973.0	121.7	1391
15	10	20	0	Long	963.0	119.7	1392
16	10	30	0	Long	963.0	119.7	1398
17	10	40	0	Long	983.0	123.6	1397

Qref : Fay & Riddelle's Theoretical Value of Stagnation Point Heating for 30mm Radius Sphere Nose

Long :  $L_s=290$ mm     $L_s$  : Small Cylir Short :  $L_s=250$ mm

Table.1 Test Cases( $M_\infty=9.58, P_o=2.5$ Mpa)

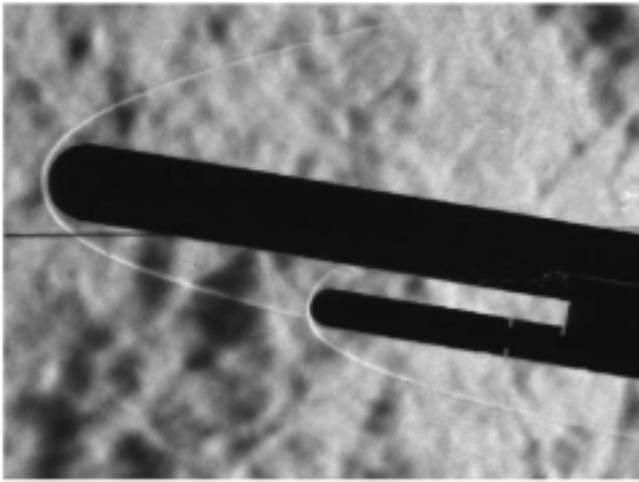
Fay-Riddelle のよどみ点空力加熱の値で無次元化されている。また、図の横軸は頭部先端からの角度を表し、 $\alpha=0^\circ$ の正の方向が下方風上側の分布を示す。図から理解されるように、半球円柱小モデルのノーズ部のよどみ点加熱は干渉の影響を受けてはいないものの、迎角  $10^\circ$  で通常に予測される 2 倍ほどの強さの加熱が生じていることが判明する。下段側半球円柱小モデルのノーズの衝撃波層内での位置関係がよどみ点空力加熱に大きな影響を及ぼし、特に上段側半球円柱モデルのノーズから発生する衝撃波に近づくにつれて加熱が高くなることは、銘記すべき特色である。

一方、図 5 は下段側半球円柱小モデルからの衝撃波干渉によって、上段側下面に誘起される局所的な空力加熱のピークが、迎角によってどのように変化していくかを示したものである。加熱率はそれぞれの試験条件に対応した半球円柱上段モデルノーズ部の Fay-Riddelle のよどみ点空力加熱の値  $Q_{ref}$  によって無次元化した。横軸は下段小円柱の先端を原点とした、機体軸流れ方向の距離を示す。迎角の増加とともに干渉によるピーク加熱は上昇し、迎角  $20^\circ$  では図 3(b) のシャドーグラフからも判明するように、干渉した後の衝撃波がより下流方向にあたり、ピーク位置は最も後方に移動する。ピークの最高値は迎角  $40^\circ$  のケースで現われ、 $Q_{ref}$  との比で 1.5 倍程度になる。

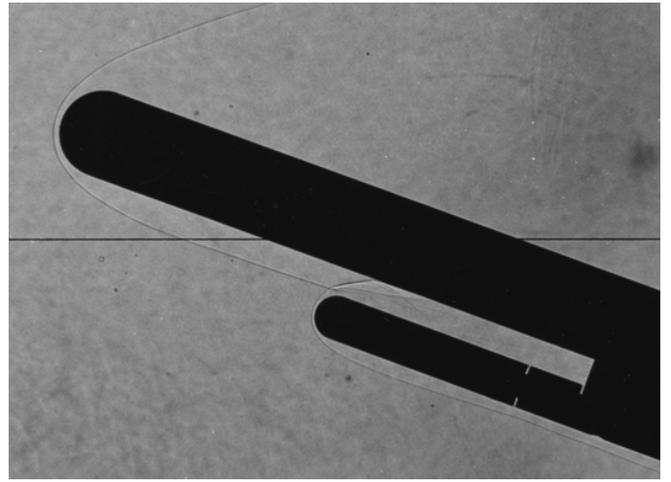
### 4. CFD 解析概要

計算は三次元 Navier-Stokes 方程式を基礎方程式とし、上段側半球円柱モデルの全長(500[mm]) 基準のレイノルズ数がおよそ  $10^6$  であることから、流れは層流を仮定した。計算スキームは AUSMDV<sup>6)</sup>を三次元の曲線座標系に拡張して使用した。時間積分には Euler 陽解法による局所時間積分を使用し、空間精度は MUSCI 法 2 次精度とした。解析には重合格子法を適用し、内層法には 8 点補間法を使用した<sup>7)</sup>。

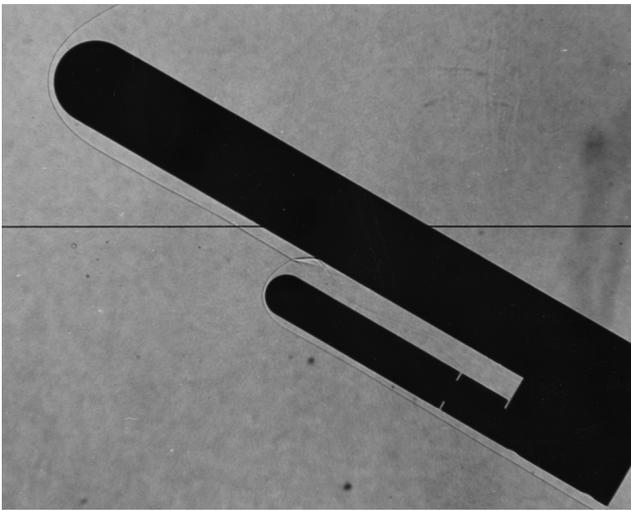
図 6 に今回使用した迎角  $\alpha=40^\circ$  での重合計算格子



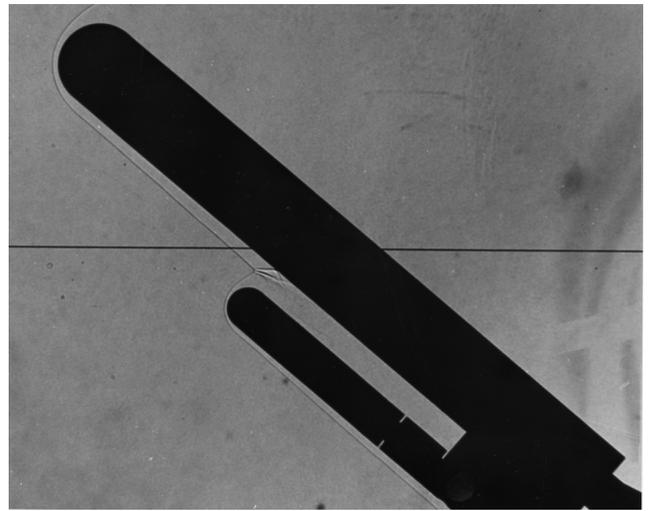
a)  $\alpha = 10^\circ$



b)  $\alpha = 20^\circ$



c)  $\alpha = 30^\circ$



d)  $\alpha = 40^\circ$

Fig.3 Shadow and Schlieren Photograph of Shock Interaction Patterns at angles of attack ( $M_\infty = 9.58$ ,  $P_o = 25\text{bar}$ ) for  $H = 20\text{mm}$  test cases.

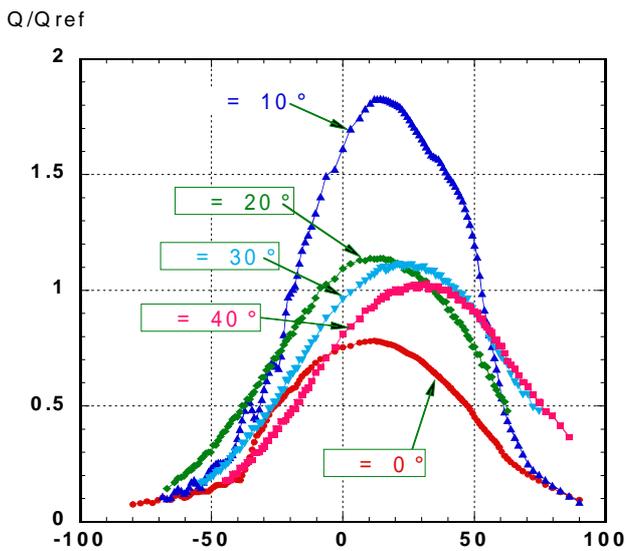


Fig.4 Experimental Heat Transfer Distributions along the Symmetry Line of Small Hemisphere Cylinder Surface ( $M_\infty = 9.58$ )

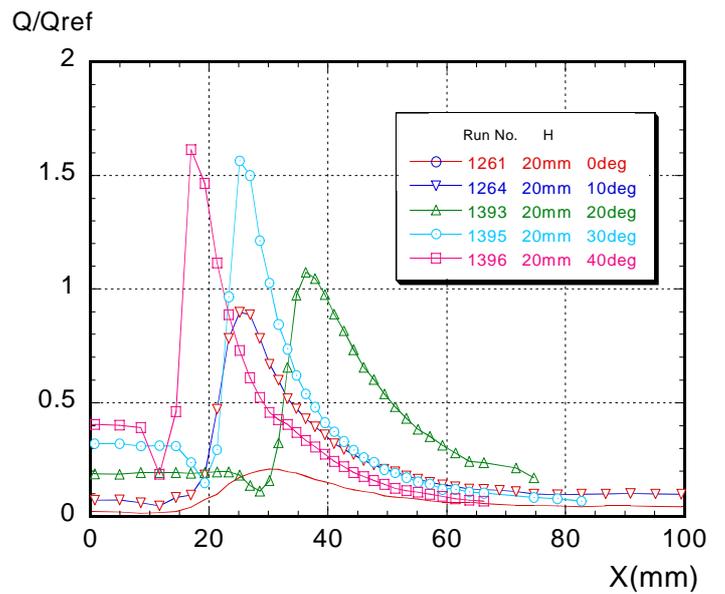


Fig.5 Experimental Heat Transfer Distributions along the Symmetry Line of Large Hemisphere Cylinder Surface ( $M_\infty = 9.56$ )

図を示す。格子点数は大きい円柱モデルまわりに141(流れ方向)×41(周方向)×61(垂直方向)点で、小さいモデルまわりでは85×31×61点である。図に見られるように干渉部での格子の解像度を高めるため、その近傍では流れ方向の格子間隔を密に配置した。

### 5. 風洞試験結果の解析と検証

ここでは代表的な例として、二円柱間の距離  $H$  が20[mm]のケースについて上段モデルからの衝撃波が下段モデルノーズ部の中央付近に入射する迎角  $\theta = 15^\circ$  の解析結果と大迎角における Type 1 の干渉形態が現れる迎角  $\theta = 40^\circ$  の解析結果について報告する。

図7、図8にそれぞれの迎角での干渉領域付近のCFD解析による圧力線図、等温度線図、及び計算結果から推測される衝撃波干渉構造を示す。迎角  $15^\circ$  では、図7(a)(b)の計算結果から下段側ノーズ部中央に入射する衝撃波は Type 1 の干渉を引き起こし、干渉後、下段側からの衝撃波が上段側下面に入射して再反射していく様子が示されている。また、干渉部からはシアレイヤーが発生している。下段側ノーズ部干渉領域でのシャドウグラフによる衝撃波の入射/反射の様相は数値計算結果とほぼ相似である。但し、シャドウグラフではシアレイヤーは判別しにくく、下段側円柱の背面からは再圧縮衝撃波が発生しているのが観察される。

迎角  $40^\circ$  では、計算結果から、衝撃波の干渉点から2つの衝撃波とその間にシアレイヤーが発生し、Type 2 の干渉形態であることが判明する。一方、対応するシャドウグラフでは干渉点から3本の濃い線が

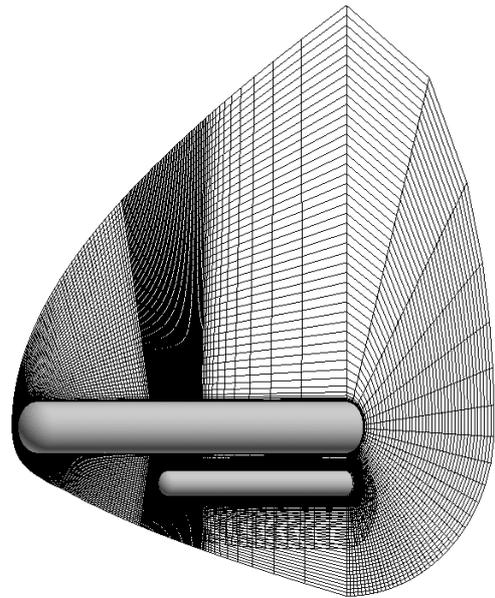


Fig.6 Overset Grid for  $\theta = 40\text{deg}$  Case

発生しているが、これは、それぞれ上記の衝撃波及びシアレイヤーに対応することは明白である。また、下段側円柱モデルの背面には再圧縮衝撃波も現れているが、計算結果もこの現象を正確に再現している。

このように、数値解析は複雑な衝撃波干渉の形態を解明する上で極めて有効な手段となり、詳細な流れ場の解析には欠かせないものであることがわかる。

図9及び図10には、上記、迎角  $\theta = 15^\circ$  及び  $40^\circ$  での全体の圧力線図と、上段側下面、及び下段側上面

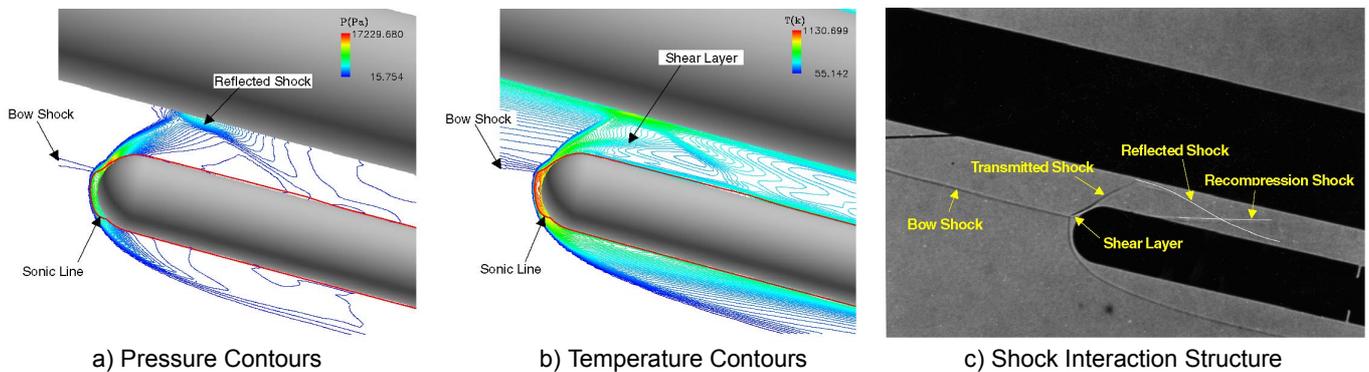


Fig.7 Typical Results at  $\theta = 15^\circ$  ( $M = 9.58$ ,  $H=20\text{mm}$ )

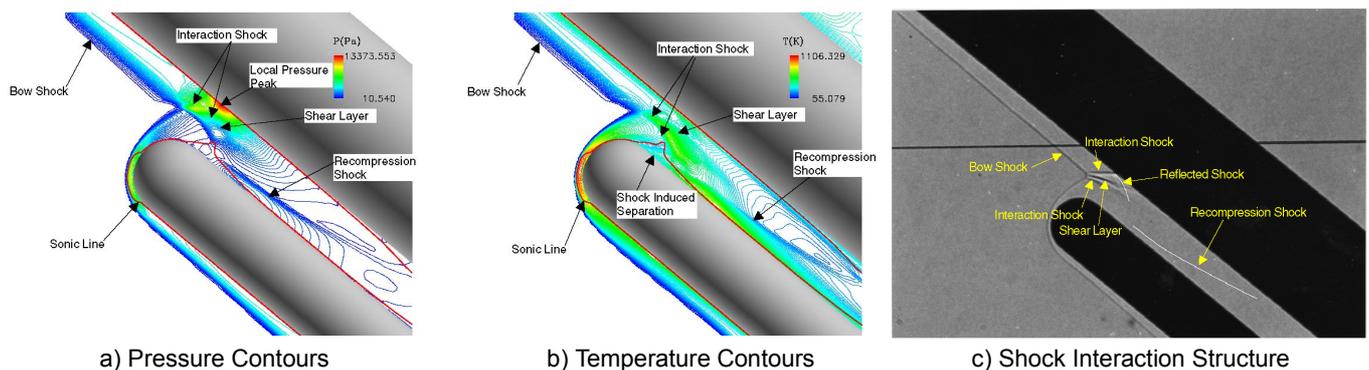
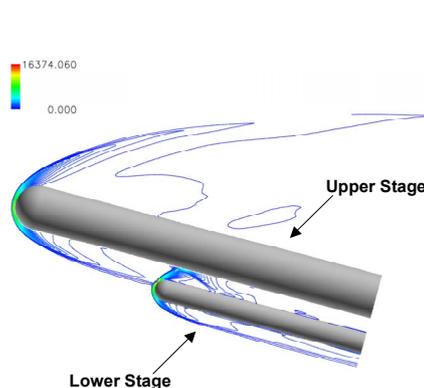
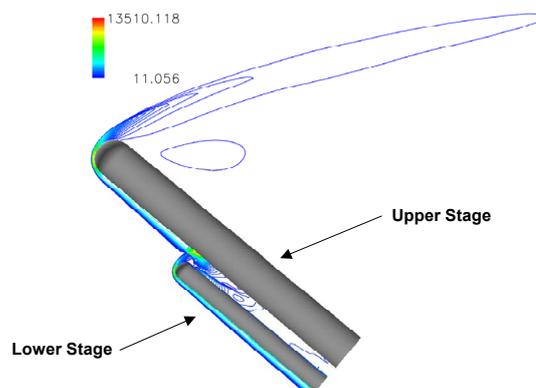


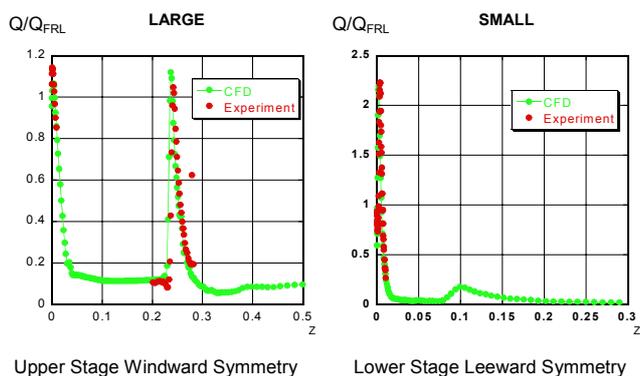
Fig.8 Typical Results at  $\theta = 40^\circ$  ( $M = 9.58$ ,  $H=20\text{mm}$ )



Pressure Contours of Shock-Shock Interaction of Two Sphere Cylinder Problem (M =9.58, Po=25ber, To=1073K,  $\alpha$ =15deg)

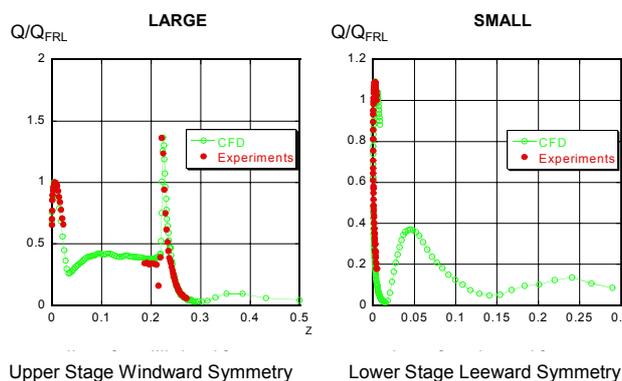


Pressure Contours of Shock-Shock Interaction of Two Sphere Cylinder Problem (M =9.58, Po=25ber, To=1073K,  $\alpha$ =40deg)



Heat Transfer Distributions along the Symmetry Lines of Shock-Shock Interaction Region of Two Sphere Cylinder Problem (Minf=9.58, Po=25bar, To=1073k)

Fig.9



Heat Transfer Distributions along the Symmetry Lines of Shock-Shock Interaction Region of Two Sphere Cylinder Problem (Minf=9.58, Po=25bar, To=1073k)

Fig.10

の対称面内の空力加熱率分布の実験値との比較を示す。加熱率分布プロットの横軸はそれぞれのモデルのノーズ先端から測った機体軸方向の距離[m]を表し、加熱率はそれぞれの試験条件及び計算条件から計算された Fay-Riddelle の淀み点空力加熱の値で無次元化されている。

図9の迎角15°では、上段側下面対称線上の加熱は干渉部で淀み点とほぼ同レベルのピークとなり、下段側ノーズ部ではこれとは対照的に2倍強の干渉加熱が生じている。数値計算結果は実験結果と定量的にほぼ一致する。

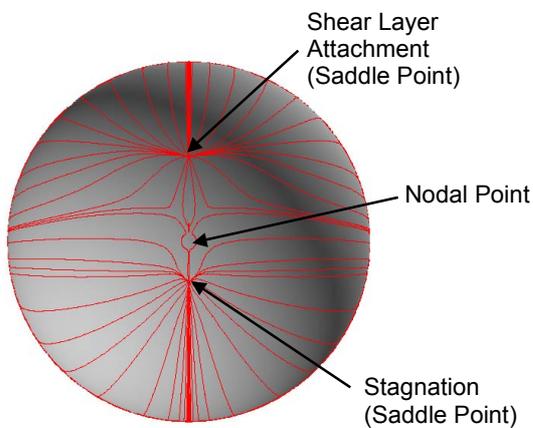
図10の迎角40°の大迎角では、上段側下面の干渉による局所的な加熱のピークが対応する頭部淀み点加熱の1.4倍程となっている。一方、下段側背面のノーズ部近傍ではTypeの干渉によって生成された干渉衝撃波が物体表面に当たり、実験データはないものの局所的にノーズ部の4割程度になる高い加熱が引き起こされる。本迎角のケースでも、加熱分布の定量的一致は極めて良好である。

最後に、図11にオイルフローパターンの比較を示す。図11(a)は、迎角=15°での衝撃波が下段側の半球円柱のノーズ中央部付近に入射するケースの正面から見たオイルフローの比較図である。図から淀み点及び干渉によって生じるシアレイヤーが入射した

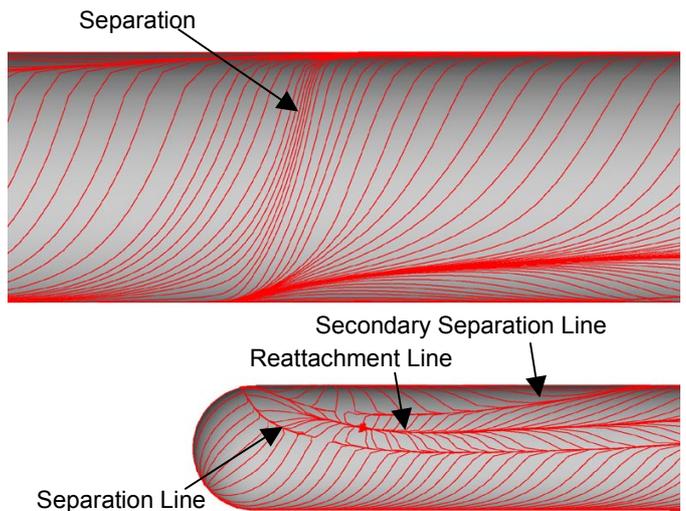
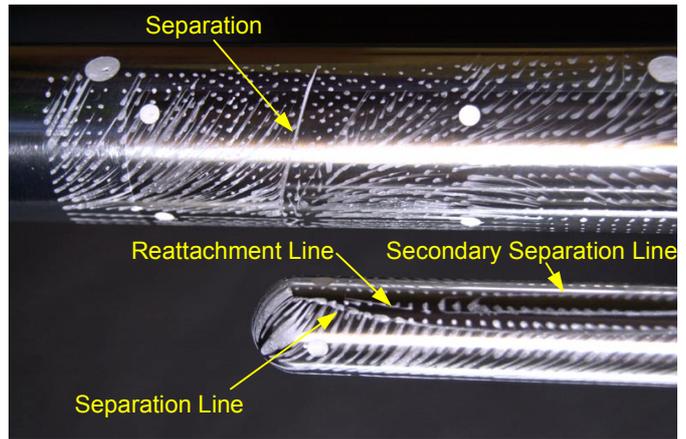
点の2カ所のサドルポイントから流線が広がってゆき、ノーズ中央部のノードルポイントで上下方向から集まってきた流線が横方向に逃げていく様子が観察される。一方、迎角=40°での真横から見たオイルフローでは、大迎角のため上流側からの流線は機体軸を横切るような大きな角度で流れ、下段側背面では剥離線と再付着線が、さらには二次剥離線も明白に観察される。実験、計算結果とも流れのパターンはほとんど良好な一致を示し、本重合格子法を用いたCFD解析は三次元複雑干渉流れの再現性が優れていることがわかる。

## 6. まとめ

本研究では、中、大迎角時における極超音速流二体問題衝撃波干渉の一連の風洞試験と対応CFD解析を行った。その結果、中迎角ではTypeの干渉が、大迎角ではTypeの干渉形態が発生することが明らかとなった。実験と数値計算を組み合わせた本解析から干渉構造の詳細も説明でき、空力加熱の局所的なピークも定量的に良好な一致を示し、関連する三次元剥離・再付着流れの構造的に把握できた。本研究を通して得られた成果は、今後TSTO等の新たな宇宙輸送システムの構築に大きく貢献することが見込まれる。



(a)  $\alpha=15^\circ$  Front View of Small Nose



(b)  $\alpha=40^\circ$  Side View

Fig.11 Comparisons of Oil Flow Pattern ( $M = 9.58$ ,  $H=20\text{mm}$ )

#### 参考文献

- 1) 山本行光他「TSTO 二体問題極超音速風洞試験による衝撃波干渉加熱と CFD 解析」日本航空宇宙学会第 32 期年会講演会講演集 pp179-182, 2001 年 4 月
- 2) Y. Yamamoto et al "CFD Analysis and Wind Tunnel Experiments of Hypersonic Shock-Shock Interaction Heating for Two Hemi Sphere Cylinder Problem" AIAA Paper 2002-0217 Jan 2002, to be appeared.
- 3) 平成 6 ~ 7 年度 NAL/KHI 共同研究成果報告書「空力加熱測定法の研究」1996 年 6 月
- 4) B. E. Edney, "Anomalous Heat Transfer and Pressure Distributions on Blunt Bodies at Hypersonic Speed in the Presence of an Impinging Shock." J. Comput. Phys., Vol.43, 1981, pp357-393
- 5) F. D. Hains and J. W. Keyes, "Shock Interference Heating in Hypersonic Flows." AIAA J., Vol.10, No.11, 1972 p1441-1447
- 6) Y. Wada and M. S. Liou, "A Flux Splitting

- Scheme with High Resolution and Robustness for Discontinuities." AIAA paper No.94-0083
- 7) 畠山伸、山本行光、「極超音速流二対問題空力干渉数値解析」第 14 回数値流体力学シンポジウム 2002 年 12 月