

## 将来型TSTO宇宙輸送システムのための二体問題衝撃波干渉の極超音速風洞検証

○ 山本行光<sup>\*1</sup>、穂積弘一<sup>\*1</sup>、戸塚亜希子<sup>\*1</sup>、金田誠<sup>\*2</sup>、保阪陽子<sup>\*3</sup>、上敷領早苗<sup>\*3</sup>

### Numerical Analysis and Hypersonic Wind Tunnel Experiments of Complex Shock-Shock Interactions for Future TSTO Transport Problems

Y. Yamamoto<sup>\*1</sup>, K. Hozumi<sup>\*1</sup>, A. Totsuka<sup>\*1</sup>, M. Kaneda<sup>\*2</sup>, Y. Hosaka<sup>\*3</sup>, S. Kamishikiryo<sup>\*3</sup>

*Key words : Hypersonic Flow, Shock-Shock Interactions, Aerodynamic Heating*

#### Abstract

Hypersonic aerodynamic heating problem has been investigated for the shock-shock interactions of two hemi-sphere cylinder problem for future TSTO space transport systems. Two hemisphere models with a diameter of 3cm and 6cm are placed parallel or with the inclined angles and hypersonic wind tunnel tests have been made by NAL Mach 10 HWT. Severe local peak heating is generated on the small hemisphere nose by strong shock-shock interactions of Type III at the inclined angle of 15deg. In the parallel setting cases at high angles of attack, Type I and Type II shock interaction patterns are observed. CFD computations can predict local peak heating accurately in the interaction area and the structure of shock-shock, shock-boundary layer interaction can be resolved in detail.

#### 1. はじめに

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<sup>1)</sup>。

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 による解析を行った。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、迎角 0° を中心とした実験と計算を行った。特に大小二つの半球円柱の傾き角を 15° とし、小さい方の半球円柱ノーズ部に最も強い Type III の衝撃波干渉が生じるケースについては、格子依存性、模型取り付け誤差、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 解析を行い、さらにロケットブースター付き有翼機の風洞試験予備 CFD 解析を行ったので報告する。

#### 2. 数値解析法

CFD 解析における基礎方程式は三次元ナビエ・ストークス方程式とし、計算スキームは有限体積法による AUSM-DV 法を用いた。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 MUSCL 法 2 次精度である。二体モデルの衝撃波干渉解析では流れが複雑になることから、それぞれのモデルまわりで格子の調整が比較的自由に行うことができる重合格子法を適用した。図 1 に二体半球円柱モデルまわりの重合格子図を示す。大きな半球円柱モデル周りには流れ方向 141 点、周方向 41 点、物体面に垂直方向に 61 点を分布させ、半球円柱小モデルでは順番に 145 × 31 × 61 の格子点を使用した。格子密度は強い衝撃波干渉が引き起こされる半球円柱小モデルの頭部まわりを中心に細かく設定し、局所的な空力加熱のピークが十分な精度でとらえられるような分布とした。

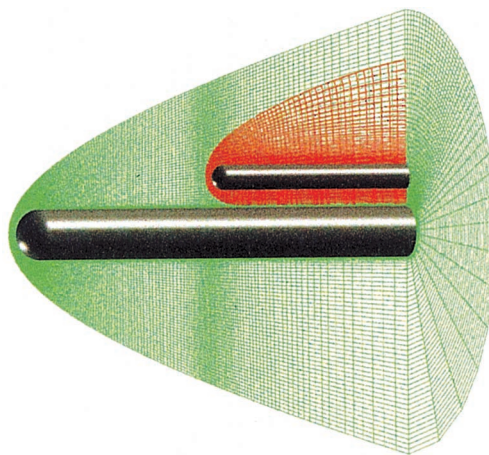


図1. Computational Overset Grid

<sup>\*1</sup> 航空宇宙技術研究所 (National Aerospace Laboratory)

<sup>\*2</sup> トータルシステム (Total System Inc)

<sup>\*3</sup> 三向ソフトウェア開発 (Sanko Software Dept. Co. LTD)

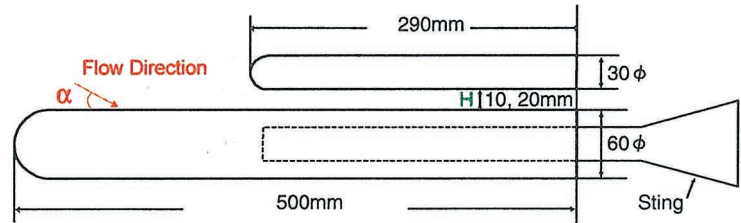
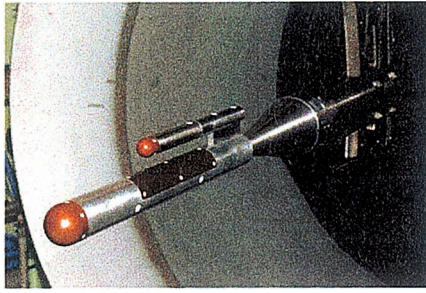


図2. 二体半球円柱モデル NAL M10 極超音速風洞セッティング写真、及び形状寸法

	Case No.	H (mm)	$\alpha$ (deg)	To (K)	$Q_{FRL}$ (Kw/m <sup>2</sup> )	Run NO.
Parallel Case (H=20mm)	6	20	0	1016.5	129.4	1261
	7	20	5	1016.5	129.4	1263
	8	20	10	1022.6	130.6	1264
	9	20	15	978.0	122.0	1394
	10	20	20	933.0	113.4	1393
	11	20	30	933.0	113.4	1395
Parallel Case (H=10mm)	12	20	40	983.0	123.0	1396
	13	10	0	986.0	123.6	1260
	14	10	10	973.0	121.1	1391
	15	10	20	963.0	119.2	1392
	16	10	30	963.0	119.2	1398
	17	10	40	983.0	123.0	1397

$Q_{FRL}$ : Fay & Riddelle's Theoretical Value of Stagnation Point Heating for 30m Radius Sphere Nose

表1. NAL M10 極超音速風洞試験条件 ( $M_\infty=9.58$ ,  $P_o=2.5$ MPa)

### 3. 極超音速風洞試験概要

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。

試験内容は赤外線カメラによる温度計測から空力加熱を算出し、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による可視化で物体表面付近の複雑な剥離／再附着流れの様子を観察した。

図2に風洞試験模型取付け写真、及びモデル寸法を示す。頭部、及び干渉加熱の生じる下段部背面には、一次元熱伝導の仮定に基づいた空力加熱計測のため、熱伝導率が低く、機械加工が可能なポリイミド樹脂のデュポン社製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  $0^\circ$  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。

### 4. 結果と検討

二体半球円柱が平行に配置された場合の詳細な結果については、文献3)を参照されたい。本節では半球円柱モデル間の距離  $H=20$  mm、迎角  $\alpha=40^\circ$  の代表例について報告する。

図3は、干渉領域付近のシャドウグラフ、CFD 解析による圧力線図、等温度線図、及びこれらの計算結果から推測される衝撃波干渉構造パターンを示したものである。本ケースの解析結果では、前方から発生する衝撃波の入射点から新たに2つの衝撃波と剪断層が発生し、Type II<sup>4)</sup>の干渉形態が現れることが判明する。一方、対応するシャドウグラフでは、干渉点から3本の濃い線が生じているが、これはそれぞれ上下2つの衝撃波と中央部の剪断層から構成されていると考えられる。また、下段側半球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。

図4には、全体の圧力線図と上段側半球円柱大モデル下面、及び下段側半球円柱小モデル上面の対称線に沿う空力加熱分布の実験ととの定量的な比較を示



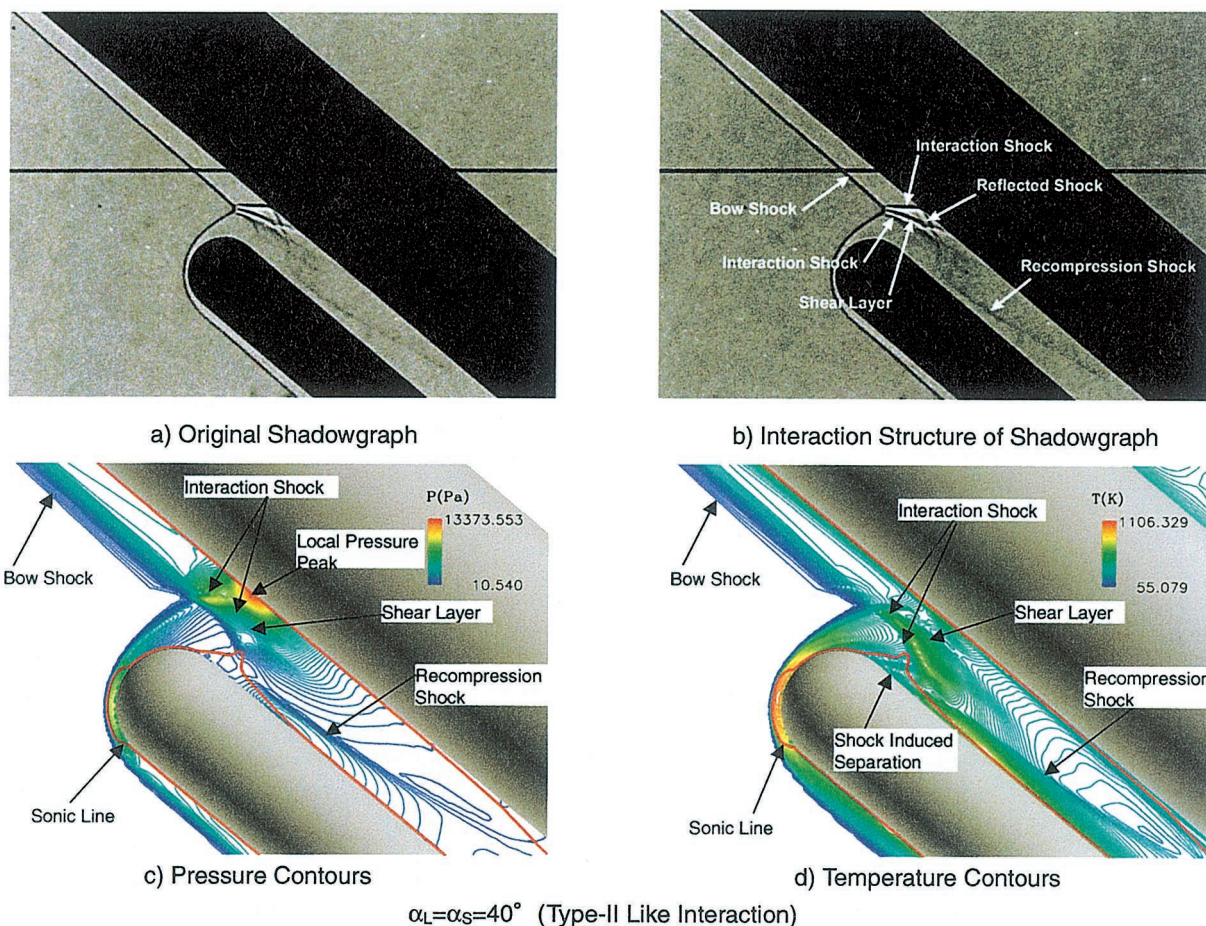
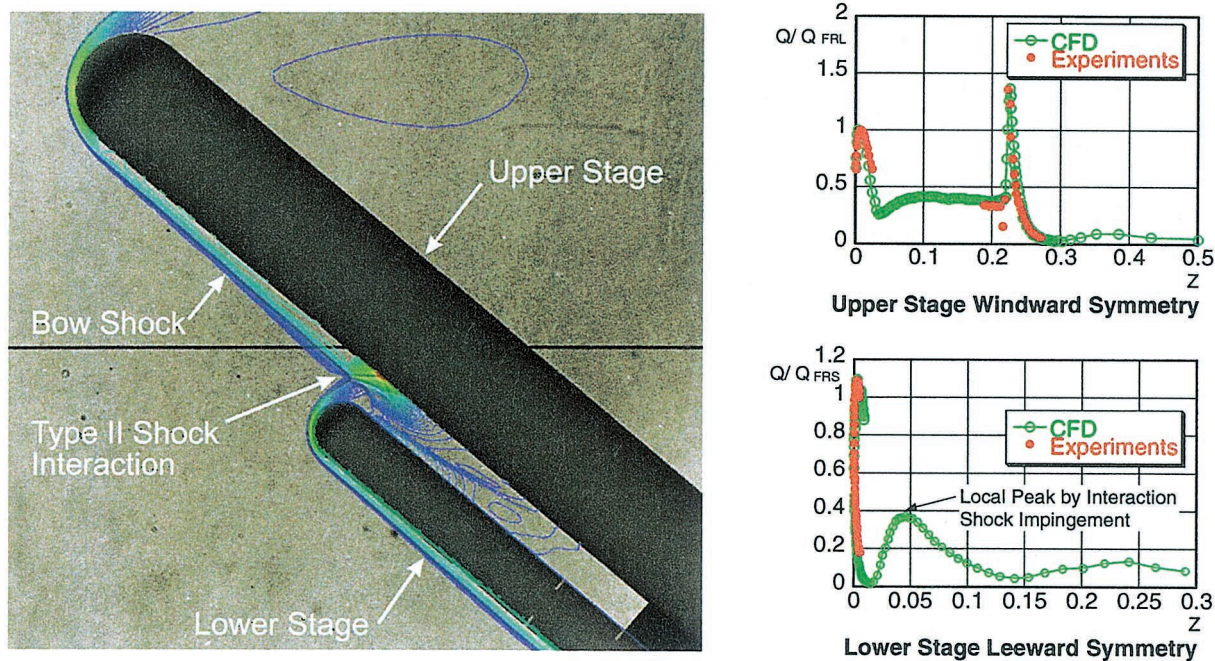


図3. Comparison of Shock Interaction Structures with Shadowgraphs ( $M_\infty=9.58$ ,  $H=20\text{mm}$ )



a) Pressure Contours on the Shadowgraph  
( $M_\infty=9.58$ ,  $P_o=25\text{bar}$ ,  $T_o=1073\text{K}$ ,  $\alpha=20\text{deg}$ ,  $H=20\text{mm}$ )

b) Heat Transfer

図4. Comparisons of Shock Interaction Patterns with Shadowgraphs( $M_\infty=9.58$ ,  $H=20\text{mm}$ )



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。図の  $H=20\text{mm}$ 、迎角  $40^\circ$  の大迎角のケースでは、上段側下面の干渉による局所的な加熱のピークが、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 II 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計測されていないものの、局所的にノーズ部の 4 割程度になる高い加熱が発生している。加熱率分布の定量的一致は極めて良好である。

### 5. 有翼形態再使用 TSTO 宇宙往還機への応用

半球円柱二体モデルでの衝撃波干渉加熱の一連の基礎検証を通じて、本 CFD 解析が様々な三次元衝撃波干渉形態の解明に対応可能なことが判明した。このため、将来の TSTO 宇宙輸送システムへの応用を目的として、二つのロケットブースターを有翼形態の再使用宇宙往還機に取り付けたモデルを考え、実験、及び CFD 解析を進めている。図 5 に極超音速風洞試験用模型を示す。図 6 は風試前の事前 CFD 解析結果で、マッハ数 9.58、迎角  $10^\circ$  及び  $20^\circ$  でのオイルフロー、及び三次元流線をである。複雑な干渉流れ場が形成されており、空力加熱分布と干渉形態の事前解析結果を通して、風洞試験を効率的に進めることが可能となっている。

### 6. まとめ

将来型宇宙輸送機 TSTO システムでの極超音速飛行を前提とした二体問題干渉解析を実施した。一連の CFD 解析検証を通じて、新たな再使用宇宙輸送システム構築に向けた空力研究の展開と応用を進めていくことができれば幸いである。

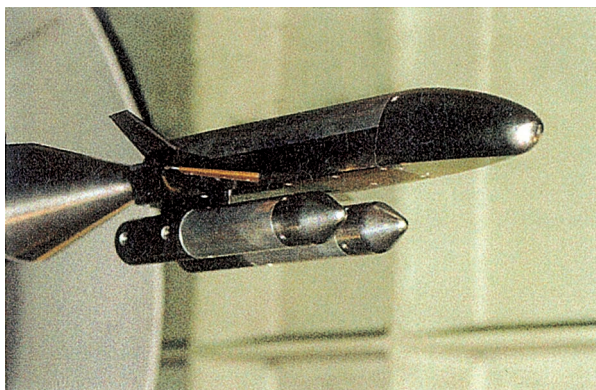
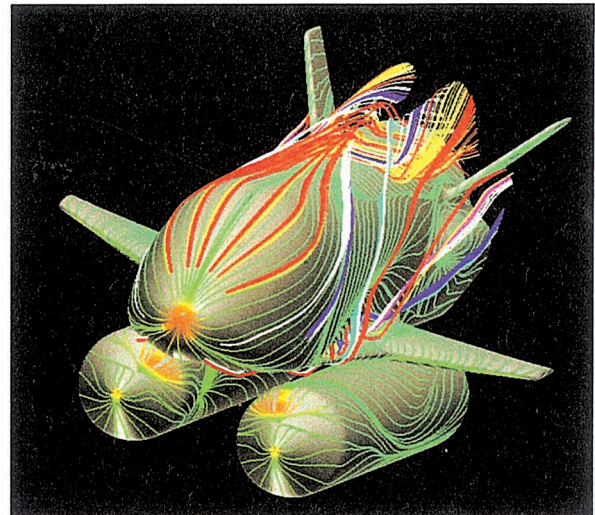
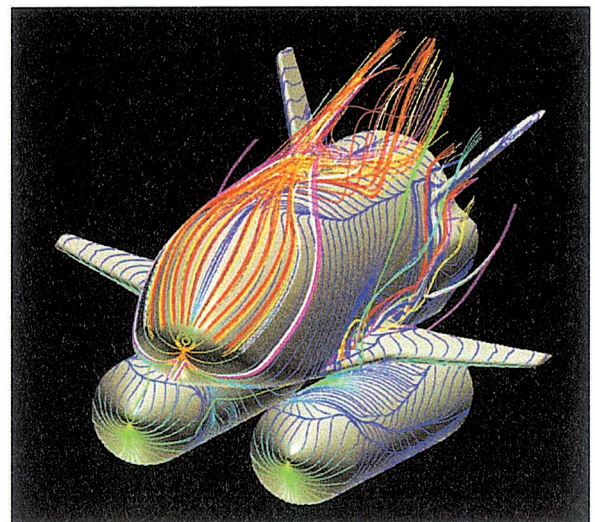


図5. 有翼TSTO再使用宇宙往還機極超風試模型写真  
(全長400mm)



a)  $\alpha=10^\circ$ 、 $M_\infty=9.58$



b)  $\alpha=20^\circ$ 、 $M_\infty=9.58$

図6. 有翼TSTO再使用宇宙機まわりのオイルフロー、及び三次元流線

### 参考文献

- [1] F. D. Hains and J. W. Keyes, "Shock Interference Heating in Hypersonic Flows.", AIAA J., Vol.10, No.11, 1972, p1441-1447
- [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 No.2002-0217, January 2002
- [3] Y. Yamamoto, et al, "Numerical and Experimental Aerothermodynamics of Strong Hypersonic Shock-Shock Interactions.", AIAA Paper No.2002-2891 June 2002
- [4] B. E. Edney, "Anomalous Heat Transfer and Pressure Distributions on Blunt Bodies at Hypersonic Speeds in the presence of an Impinging Shock.", J. Comput. Phys., Vol.43, 1981, pp357-393