

TSTO二体問題衝撃波干渉加熱と検証課題の提案

山本行光、穂積弘一
津田尚一、小山忠勇、平林則明

CFD Analysis and Wind Tunnel Experiments of Hypersonic Shock-Shock Interaction Heating for TSTO Two Body Problem and Proposal of New CFD Workshop Problem

by

Y. Yamamoto, K. Hozumi
S. Tsuda, T. Koyama, N. Hirabayashi

Abstract

Hypersonic aerodynamic interactions for two hemisphere-cylinders have been investigated numerically and experimentally for future TSTO space transport problems.

Two hemisphere models with a diameter of 3cm and 6cm are placed parallel or with the inclined angle from 13 to 16 degrees and complicated shock-shock interactions which generates severe heating on the body surface are studied by using NAL Mach 10 Hypersonic Wind Tunnel and CFD analysis. The purpose of the present study is to understand the complicated flow phenomena and to predict the related severe peak heating rate in the interaction area. Finally, proposals of CFD workshop are made for these two body shock/shock interaction problems. These works contribute to future TSTO aerodynamic design problems in both cruising and separation stages.

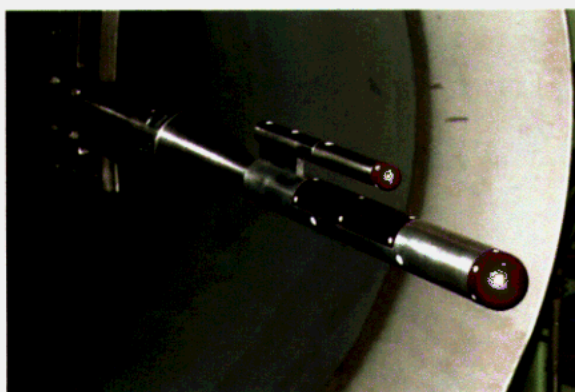
1. まえがき

極超音速飛行において、物体表面での空力加熱問題は非常に重要な問題である。また衝撃波干渉を伴う流れでは局所的に極めて大きな空力加熱が生じる。それゆえ極超音速飛翔体の空力設計において、この空力加熱を精度よく予測することは重要な課題である¹⁾。

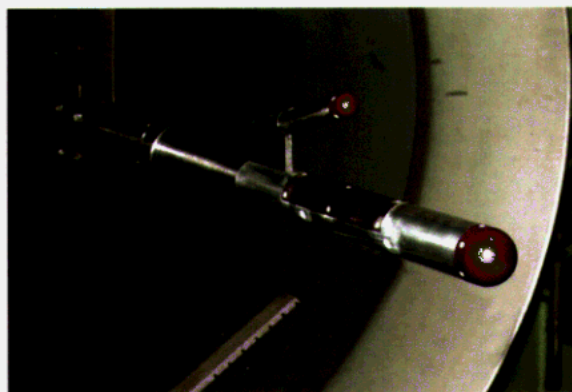
特に将来のTSTO形態による宇宙輸送機では、極超音速飛行時の衝撃波/境界層干渉加熱、及び分離時の衝撃波/衝撃波干渉加熱の正確な評価は極めて重要となる。

本研究では衝撃波干渉を含む課題として大小2つの半球円柱の組合せによる2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]のものを用い、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それぞれ実験と計算を行った。角度をつけた場合の傾きは、あらかじめCFD解析によって予測し、小さい半球円柱の前方で衝撃波干渉が起こるような大きさに設定した。風洞試験結果はCFD解析結果と比較し、現象についての詳細な検討を行った。最後に最も強い衝撃干渉を引き起こす角度をつけた場合について、CFDワークショップ検証課題の提案を行う。



(a) 平行におかれたケース (衝撃波/境界層干渉解析)



(b) 傾けられたケース (衝撃波/境界層干渉解析)

図1. 風洞内モデル取り付け写真

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。

計測は赤外線カメラによる温度測定により空力加熱を測定し、シュリーレン写真で衝撃波位置を調べた。さらにオイルフローで物体表面付近の流れの様子を観察した。

図 1 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、空力加熱測定のためのベスベルを使用した。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ている。大きい半球円柱の直径は 60 [mm]で全長が 500 [mm]であり、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]であり全長は 250 [mm]のモデルと、290 [mm]のモデルを用意した。290 [mm]のモデルは主に2つの半球円柱を並行に置いた場合で使用し、250 [mm]のモデルは角度をつけて配置した試験で使用した。形状寸法、及び風洞試験条件を図 2、及び表 1 に示す。

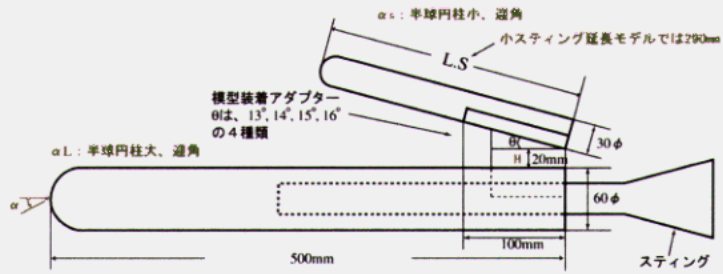


図 2. 形状寸法及びパラメータ定義

Run No.	H(mm)	α_L (deg)	α_s (deg)	Ls(mm)	Po(Mpa)	To(K)
1260	10	0	0	290	2.5	1073
1261	20	0	0	290	2.5	1073
1262	20	0	0	290	4.0	1073
1263	20	-5	-5	290	2.5	1073
1264	20	-10	-10	290	2.5	1073
1265	20	0	13	250	2.5	1073
1266	20	0	14	250	2.5	1073
1267	20	0	15	250	2.5	1073
1268	20	0	16	250	2.5	1073
1269	20	0	15	290	2.5	1073

表 1. 極超風洞試験条件 ($M_\infty=9.56$)

3. CFD解析

計算は3次元 Navier-Stokes 方程式を基礎方程式とし、層流を仮定した。解析には重合格子を用い、数値流束の評価には Wada と Liou ら²⁾が提案した AUSMDV を3次元の曲線座標系に拡張して使用した。

代表的な重合格子を図 3 に示す。後指数は、大きい半球円柱まわりに 141 (流れ方向) x 41 (周方向) x 61 (垂直方向) で小さい方の半球円柱まわりは 85 x 31 x 61 点である。計算はすべて層流の仮定のもとで行った。

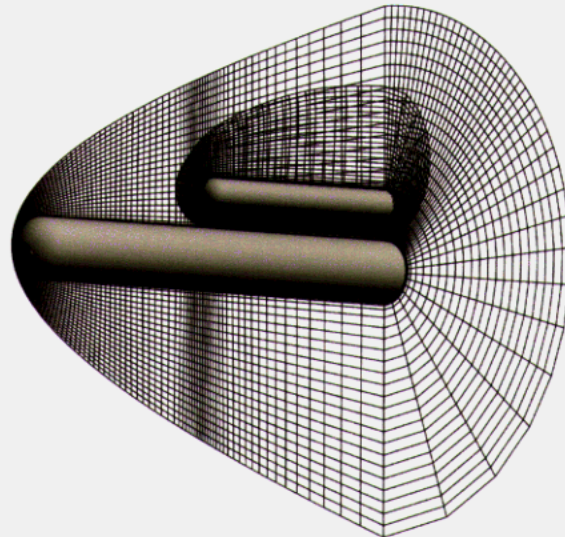


図 3. 重合格子

4. 結果と検証

4. 1. 平行に置かれたケースの結果

最初に相対角度 0° 、すなわち上段、及び下段の半球円柱を平行に配置した場合の圧力線図及び空力加熱分布を図 4、及び図 5 に示す。物体間の距離 H が 20mm と 10mm の場合の 2 ケースについてみると、いずれの場合も上段側の頭部で発生した衝撃波は下段背面の境界層と干渉し、圧力が上昇する。距離が近づくほど局所的な圧力のピークは上がり、強い干渉を引き起こす。対応する対称面内の空力加熱分布を比較したものが図 4 で、計算値は上側対称面を 0° として周方向 180° 下面までの分布をいくつかプロットしている。

H=20mm では実験及び計算結果とも、定量的に良好な一致を示す。なお、図の Q_{ref} は下段側半球円柱のよどみ点空力加熱率である。H=20mm で干渉による加熱率のピークは、 Q_{ref} の 2 割程となる。H=10mm のケースでは空力加熱率のピークはよりいっそう上昇する。H=10mm のケースでは実験値のピークは計算値を若干上まわる。今回の計算は層流を仮定したことから、干渉が強くなる場合は乱流モデルを用いた解析が必要と推定される。次に、オイルフローについて風洞試験と計算の結果を比較したものが図 5 である。風洞試験では 1 次、及び 2 次の剥離線と再付着線が観察されるが、計算では格子解像度の関係から 2 次剥離が鮮明には現れていない。しかしながら流れの大まかな様相はほぼとらえることができた。

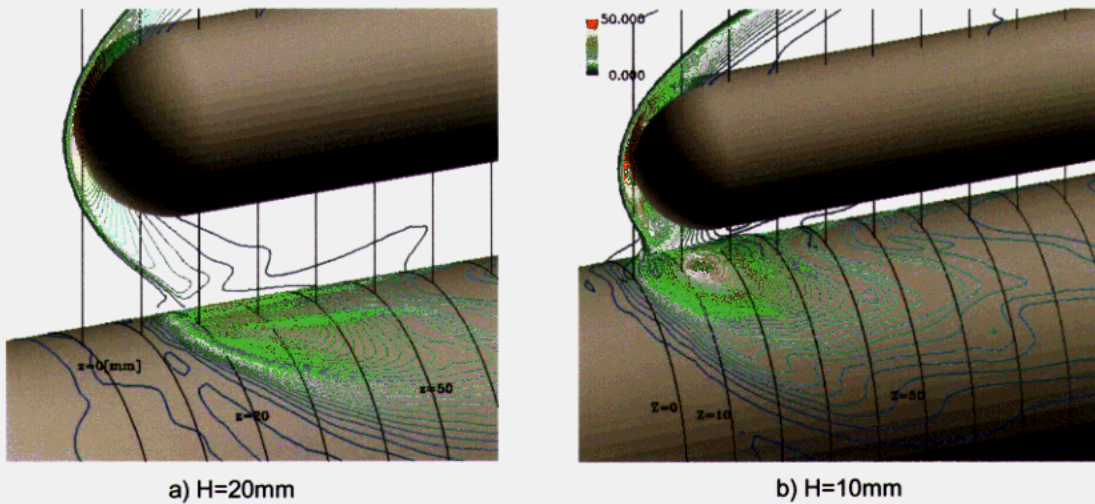


図4. 平行に置かれたケースの圧力線図 ($M_\infty=9.56$, $\alpha=0\text{deg}$)

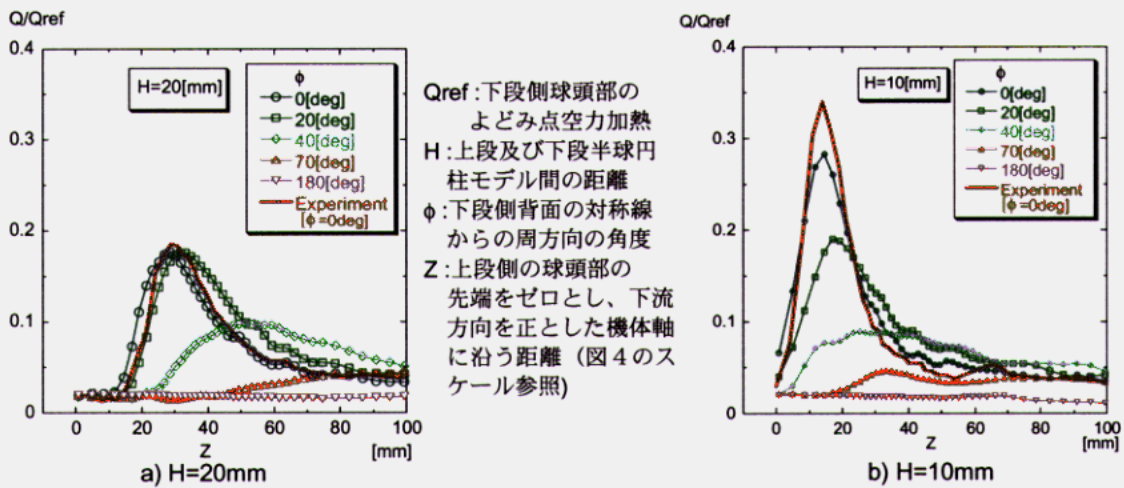
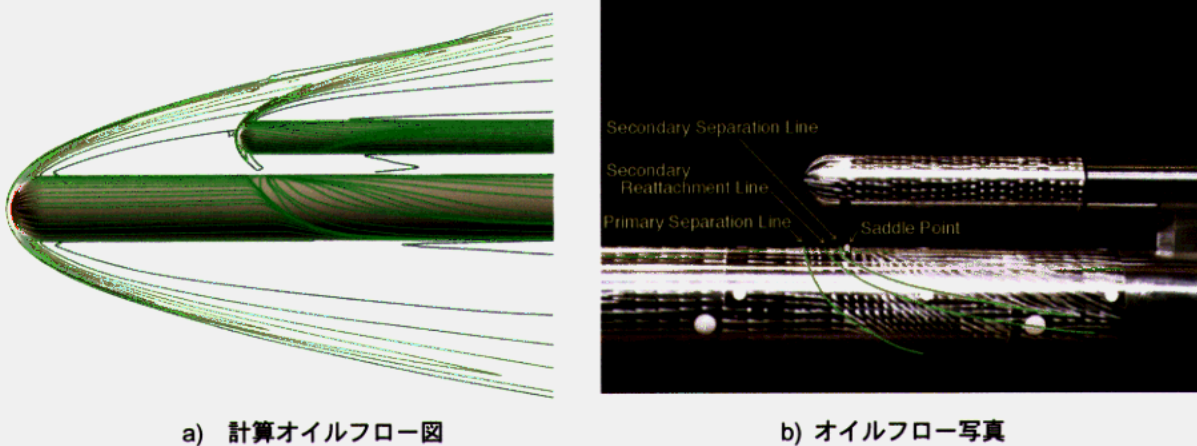


図5. 干渉領域での下段背面側空力加熱分布の比較



a) 計算オイルフロー図

b) オイルフロー写真

図6. オイルフローパターン比較 (H=20mm)

次に平行に置かれた形態で、より強い衝撃波干渉のケースを調べるため、迎角を -10° に設定して実験を行った。図7は、このときのシュリーレン写真と圧力線図を重ね合わせた結果を示す。このケースでは、下段半球円柱の背面側で反射衝撃

波が発生し、強い干渉が引き起こされる。この干渉領域背面側対称面内の空力加熱分布を比較した結果が図8である。迎角 0° の場合とは異なり、強い加熱のピークがあらわれ、このピークは下段よどみ点空力加熱の8割程度まで上昇する。CF

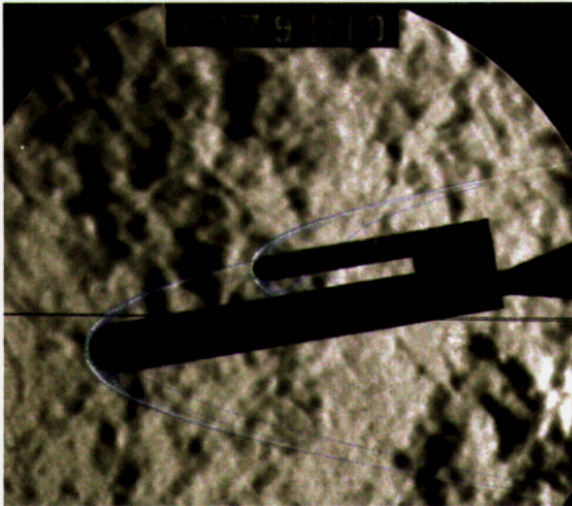


図7. 迎角 -10° における衝撃波形状の比較
($M_\infty=9.56$, $P_o=25\text{bar}$, $\alpha=-10\text{deg}$)

Dと実験値とはほぼ定量的に一致した分布を示す。

4. 2. 相対角度のあるケースの結果

鈍頭物体における衝撃波／衝撃波干渉と空力加熱の問題は古くからその重要性が認識され、Hains³⁾や Edney⁴⁾らによって体系的な研究が行われてきた。本稿では、これらの問題を新たな視点で見直すため、極超音速風洞で培われてきた赤外線空力加熱測定システム⁵⁾を局所的にきわめて強いピーク加熱の生じる干渉問題に適用した。風洞試験では、下段側半球円柱大モデルは迎角 0° で固定し、上段側半球円柱小モデルを相対的に傾け、衝撃波／衝撃波干渉を生じさせた。上段側半球円柱モデルの迎角 α_s はあらかじめ数値計算により予測し、 $\alpha_s=13, 14, 15$ 及び 16° に設定し、干渉加熱のピーク値の測定を行った。なお、参考基準データとして、干渉の生じない全長を 290mm とした半球円柱小モデルのケースの試験も実施

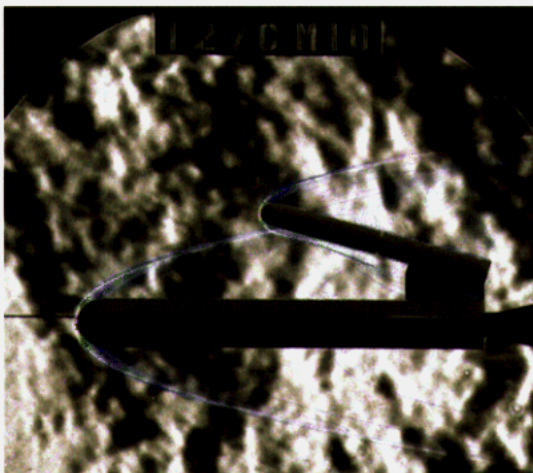
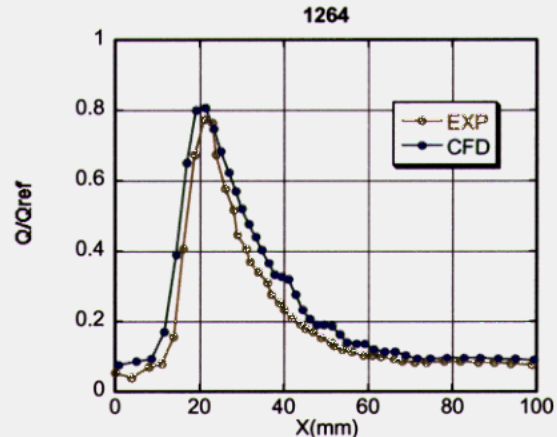


図9. 半球円柱小延長モデル迎角 15° での衝撃波形状の比較 ($M_\infty=9.56$, $\alpha_L=0^\circ$, $\alpha_s=15^\circ$, $H=20\text{mm}$ 延長モデル)

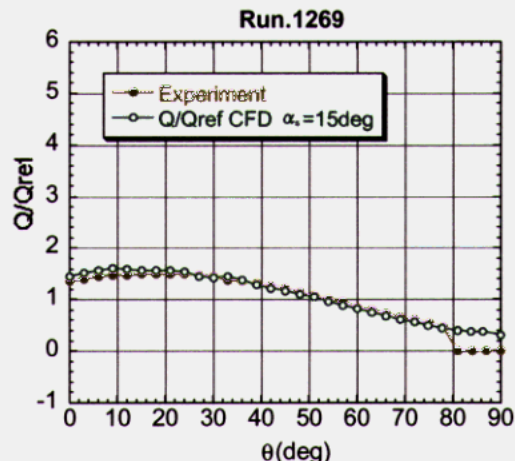


1264
Comparison of Heat Transfer Distributions on the Lower Stage
Leeward Symmetry in the Mild Interaction Region
($M_\infty=9.58$, $H=20\text{mm}$, $\alpha_s=-10\text{deg}$, $\alpha_L=-10\text{deg}$)

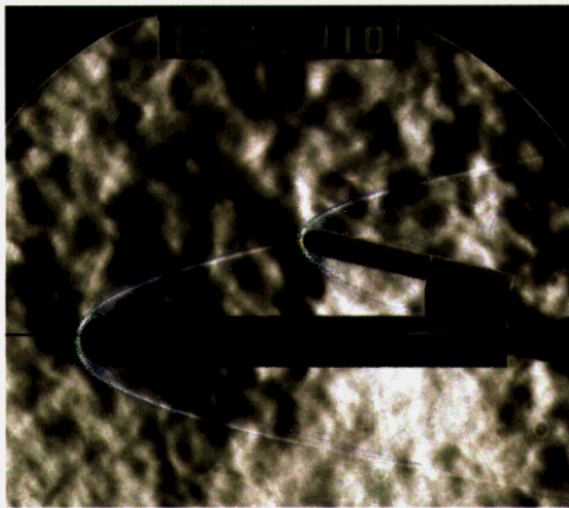
図8. 迎角 -10° における干渉領域での下段背面空力加熱分布の比較

した。迎角は $\alpha_s=15^\circ$ でシュリーレン写真と圧力線図及び頭部空力加熱分布の比較をそれぞれ図9及び図10に示す。このケースでは下段側半球円柱大モデルの頭部から発生した衝撃波は、上段側半球円柱小モデルの円柱部下面にあたり、球頭部では衝撃波干渉を引き起こさない。このため、半球円柱小モデルの球頭部のよどみ点空力加熱は下段側の迎角 0° の半球円柱大モデルのよどみ点空力加熱に比べて1.4倍程となり、空力加熱が模型サイズの1/2乗に反比例するという理論予測値とほぼ一致する。

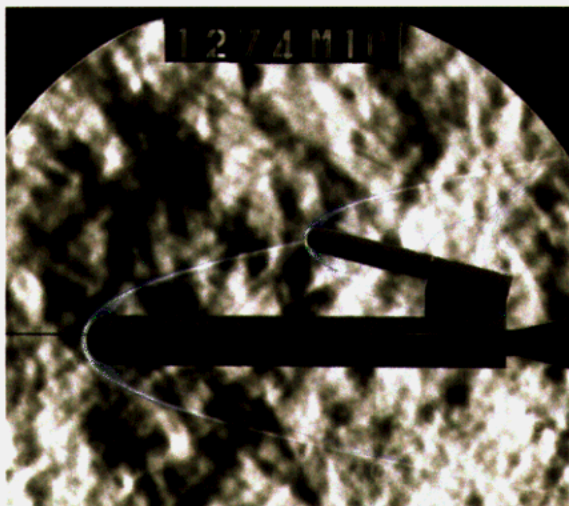
一方、頭部で衝撃波／衝撃波干渉の生じる全長 250mm の半球円柱小モデルを傾けた場合のケースについて、シュリーレン写真及び球頭部まわりの空力加熱分布の比較を図11、図12に示す。半球モデル小の迎角 α_s は $13, 14$ 及び 16° の結果である。この3つのケースは強い干渉加熱が生じなかったケースである。迎角 α_s の増加とともに衝撃波干渉によるピーク加熱は下流側に移動する。



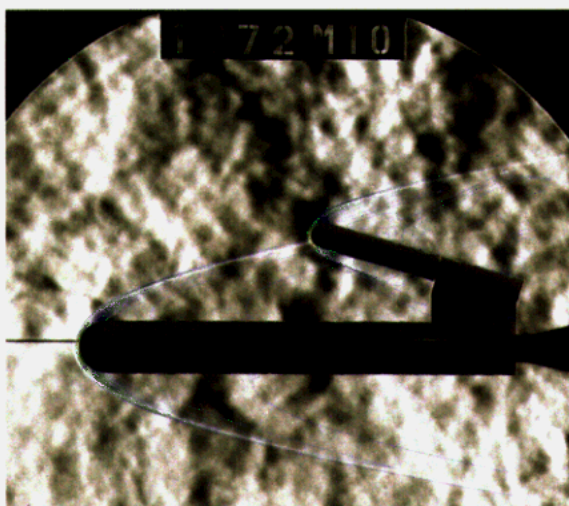
Run.1269
図10. 半球円柱小延長モデル迎角 15° での球頭部空力加熱分布の比較 ($M_\infty=9.56$, $\alpha_L=0^\circ$, $\alpha_s=15^\circ$, $H=20\text{mm}$ 延長モデル)



a) $\alpha_s = 13\text{deg}$



b) $\alpha_s = 14\text{deg}$



c) $\alpha_s = 16\text{deg}$

図 1 1. 相対角度をつけた場合のシュリーレン写真と圧力線図の比較 ($M^\infty=9.56$, $H=20\text{mm}$)

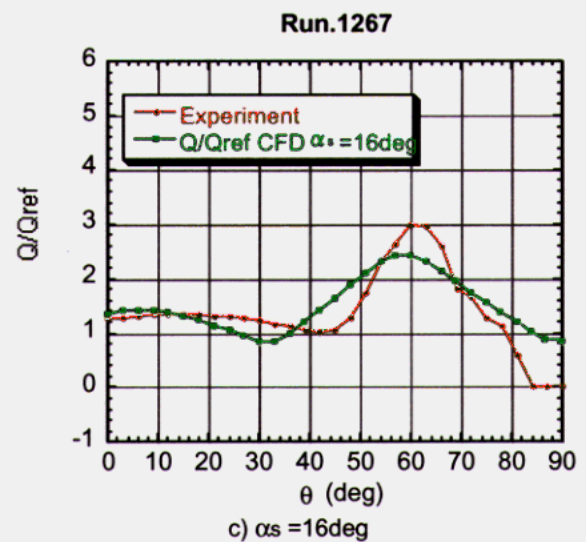
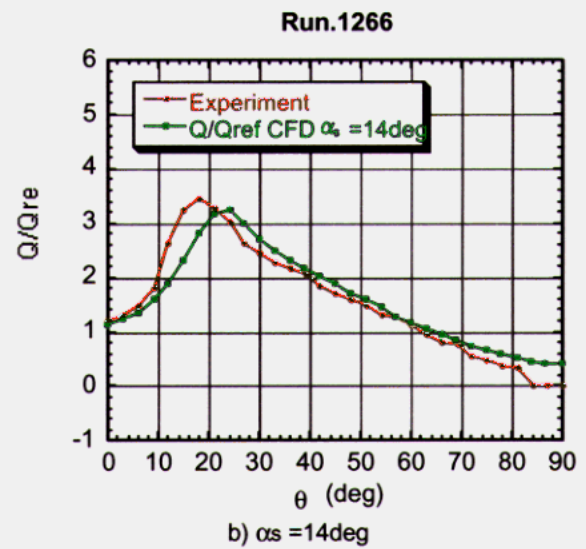
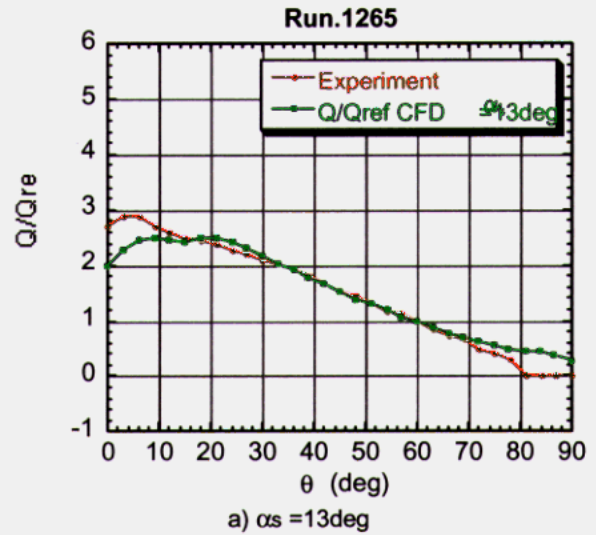


図 1 2. 上段半球円柱頭部まわりの衝撃波干渉による空力加熱分布の比較

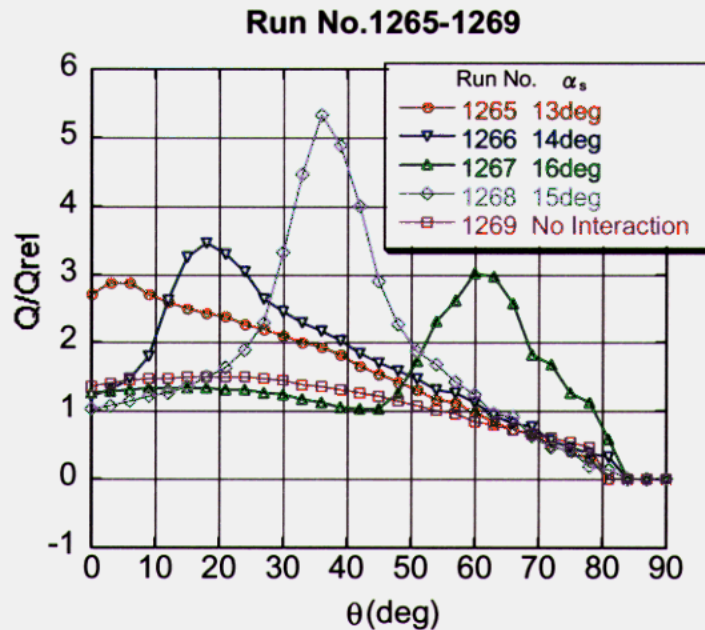


図 13. 相対角度をつけた場合の上段半球円柱頭部まわりの衝撃波干渉による空力加熱分布の実験結果
($M_\infty=9.56$, $H=20\text{mm}$)

またすべてのケースで、加熱のピークは下段側半球円柱モデルのよどみ点空力加熱の3倍程となり、計算結果は、実験結果とおおむね定量的に良好な一致を示す。

しかしながら、半球円柱小モデルの迎角 α_s が 15° の場合にはタイプIVの衝撃波干渉が引き起こされると想定され、他の α_s のケースと比べ、より大きなピーク加熱が測定された。 $\alpha_s=13^\circ$ から 16° までの半球円柱小モデル球頭部の空力加熱分布実験結果を図13に示す。 $\alpha_s=15^\circ$ ケースが他のケースと比較して圧倒的に高いピーク加熱を生じているのがわかる。

同一の格子を用いたCFD計算ではこのピーク値は捉えきれず、 $\alpha_s=15^\circ$ の場合には衝撃波干渉の解像度をよりいっそう高めるため、現在、格子を密にした改良計算を続行中である。

5. CFD検証課題の提案

上記タイプIVと考えられる $\alpha_s=15^\circ$ のケースの三次元衝撃波干渉構造及びピーク加熱を捉えるためには、いかにしてCFD計算を改良し、正しい結果が得られるようになるか、これを詳細に検討するためAppendixに示した検証課題の提案を行いたい。応募者には詳細な実験結果も含め、NAL側計算データはデータ・ベースとして提供し、より精度の高いCFD構築に向けた誤差(不確定性)検証を実施してゆきたい。応募では期限は特に定めず、NAL側でも今後市販ソフトGASPを用いて解析も検討しており、改良計算結果は、順次、当シンポジウムで発表、提供してゆきたい。

参考文献

- 1) Y. Yamamoto, "CFD Study and Validation Process of Hypersonic Aerodynamics for Space Transport Systems Including HOPE-X", AIAA Paper 2001-1854, AIAA/NAL-NASDA-ISAS 10th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Kyoto, Japan, April 24-27, 2001
- 2) Y. Wada and M. S. Liou, "A Flux Splitting Scheme with High Resolution and Robustness for Discontinuities.", AIAA paper No. 94-0083
- 3) F. D. Hains and J. W. Keyes, "Shock Interference Heating in Hypersonic Flows.", AIAA J., Vol. 10, No. 11, 1972 p1441~1447
- 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
- 5) T. Koyama et al, "Evaluation Tests of Hypersonic Aerodynamic Heating Measurement Technique", Proc. Of the 30th JSASS Fluid Dynamics Conference, October, 1998 (in Japanese)

Appendix

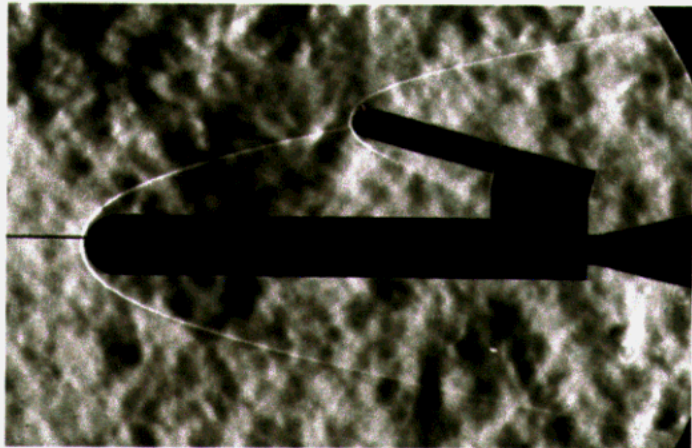
高速流ワークショップ検証課題の提案

目的

極超音速飛行において、衝撃波干渉を伴う流れでは局所的に極めて大きな空力加熱が生じることは広く知られている¹⁾。しかしながら干渉の最も強くなる Type III から IV にかけてのピーク加熱の評価は極めて困難である。特に将来の TSTO 形態による宇宙輸送機では、極超音速飛行時の衝撃波/衝撃波干渉加熱の正確な評価は極めて重要となる²⁾。

このため、大小2つの半球円柱の組合せによる2体問題を取り上げ、航技研マッハ10極超音速風洞試験を行った。半球円柱は直径3 [cm]と6 [cm]のものを使い、それらを 13° 、 14° 、 15° 、及び 16° の角度をつけて配置した場合についてそれぞれ実験を行った。その結果、空力加熱は 15° の角度をつけた試験結果が最も強いピーク加熱を示し、Type IV の干渉パターンが引き起こされているものと予想される(図A-1写真参照)。

このため、ワークショップ課題として 15° の角度をつけたケースについて現状のCFDコードで衝撃波干渉加熱のピークを定量的にとらえることが可能かどうかの評価を行いたい。



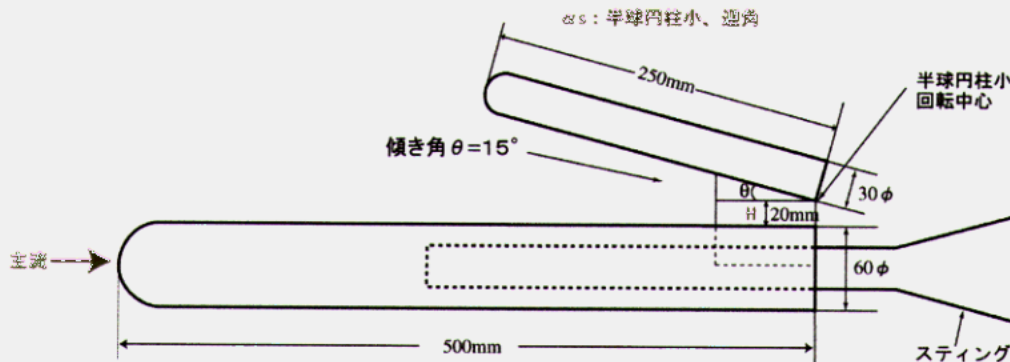
図A-1. 衝撃波干渉シュリーレン写真

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。

計測は赤外線カメラによる温度測定により空力加熱を測定し、シュリーレン写真で衝撃波位置を調べた。さらにオイルフローで物体表面付近の流れの様子を観察した。

大きい半球円柱の直径は60 [mm]で全長が500 [mm]であり、後方端には風洞に固定するためのスティンクがはめ込まれている。小さい半球円柱の直径は30 [mm]であり全長は250 [mm]である。上段の250 [mm]のモデルの下段に対する位置関係を図A-2に示す。



図A-2. 形状寸法及びパラメータ定義

CFDワークショップ課題の提案

流れは層流とし、下段の迎角は 0° 、上段は 15° とし、一樣流条件は上記NAL極超音速風洞試験条件とする。計算領域は上段頭部の干渉加熱のピークをとらえることが主目的であるが、可能であれば上、下段側それぞれの端面までの領域を計算されたい。ベース、及びスティンク領域は考慮せず、それぞれの端面で流出境界条件を適用する。表面温度は300Kの一定温度を仮定する。主眼とする検証項目は上段側ノーズ部の干渉加熱分布の定量特性と衝撃波干渉パターンの把握である。

実験結果、及びNAL側計算結果はデータ・ベースとして応募者に提供し、GASPによる解析も検討中である。詳細は web page <http://www.nal.go.jp/cfd/jpn/CFDWeb/tsto/cfp-tsto.html>を参照していただくか、本稿著者らに連絡いただきたい。