

超音速飛しょう体頭部形状まわりの空力加熱解析

片山 雅之* 黒崎 隆二郎* 中村 淑子*

麻生 茂** 熊坂 和広***

Aerodynamic Heating Analysis for Axisymmetric Bodies in Supersonic Flow

by

Masayuki KATAYAMA, Ryujiro KUROSAKI, Yoshiko NAKAMURA

Mitsubishi Electric Corporation

Shigeru ASO

Kyushu University

Kazuhiro KUMASAKA

Mitsubishi Space Software Corporation

ABSTRACT

Aerodynamic heating analyses have been performed for axisymmetric bodies in the supersonic flow. both experiments using a shock tunnel and the computations corresponding to the experiments are conducted. Heat flux to the bodies such as a hemisphere-cylinder and an ogive-cylinder are measured. Flow conditions are

- (1) Mach number $M_\infty = 4.25$
- (2) Reynolds numbers $Re_\infty = 2 \sim 3 \times 10^5$, based on body radius
- (3) Stagnation temperatures $T_0 = 500 \sim 600$ K
- (4) Angle of attack $\alpha = 0^\circ$

Results of the experiments and the computations are summarized as follows. Heat flux to the hemisphere surface has the maximum value at the stagnation point and decreases smoothly downstream. Also the heat flux to the ogive surface is quite large in the vicinity of the tip and decreases gradually downstream in the case of fully laminar or fully turbulent flow. In the case of the flow including the transition, increase of heat flux caused by the transition of the boundary layer is observed.

LU-ADI difference scheme for compressible Navier-Stokes Code has been used for the computations corresponding to the experiments. Computational results show good correlation to the experimental data obtained by the shock tunnel.

1. ま え が き

飛しょう体の開発においては、近年の高速飛しょう化に伴い、機体表面への空力加熱を正確に捉

えることが重要な課題となっている。そのため、より精度の高い計算および実験が必要とされていることは周知の通りである。

今回は、超音速で飛しょうする、先端が半球型およびオジャイブ型の軸対称物体の頭部の空力加熱に関し、差分法計算結果と実験結果を比較、検討したので報告する。

* 三菱電機(株)・鎌倉製作所

** 九州大学工学部

*** 三菱スペースソフトウェア(株)

2. 実験概要

実験は九州大学の衝撃風洞において行った。表 1 に実験条件を示す。図 1 に実験に用いた模型を示す。実験においては半球およびオジャイブ型ともに直径 $d=40\text{mm}$ の模型を用いた。模型の材質はパイレックスガラスであり、表面の非定常温度

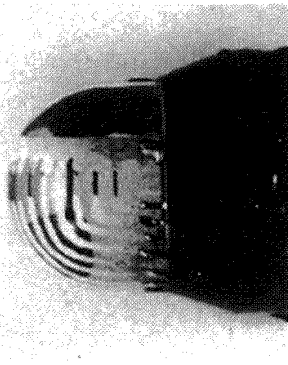
上昇を白金薄膜熱伝達ゲージにより測定し、熱流束を得る。計測手法の詳細は、文献1)に示される通りである。

特にオジャイブ型においては、以下に示す3通りの条件での実験を実施した。

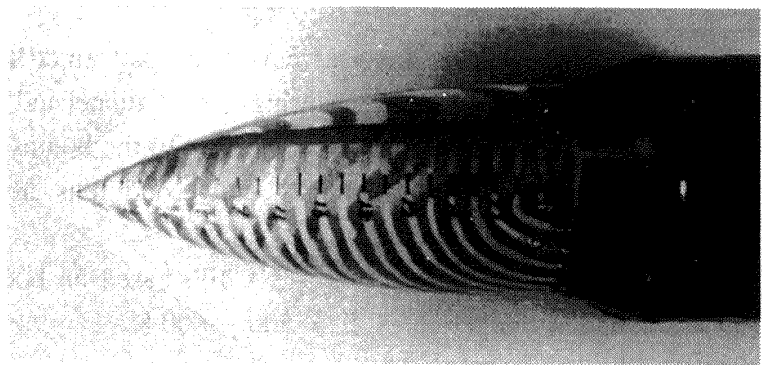
- (1) 全領域で層流境界層(模型表面には何も細工しない)。

表 1 実験条件

条件 形状	マッハ数	レイノルズ数 ($d/2$ 基準)	よどみ点温度 (K) (推定値)
半球	4.25	2.2×10^5	514.4
オジャイブ	4.25	2.7×10^5	602.5



(a) 半球型



(b) オジャイブ型

図 1 実験模型

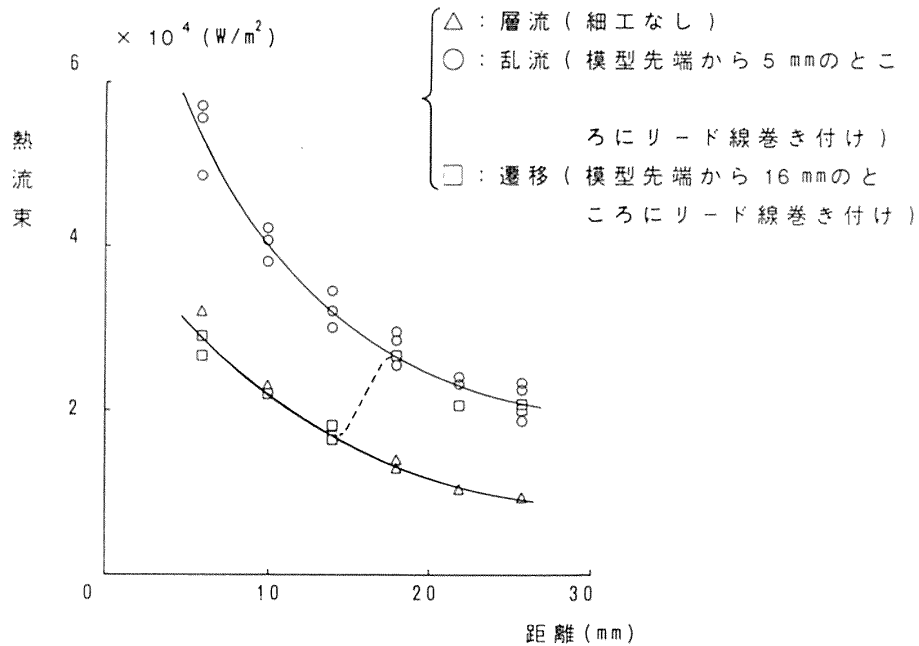


図 2 実験条件および結果(オジャイブ型)

- (2) ほぼ全領域で乱流境界層（模型先端から5 mmのところからリード線を巻き付ける）。
- (3) 層流から乱流への境界層の遷移（模型先端から16mmのところからリード線を巻き付ける）。

図2に3通りの条件によるオジャイブ型の実験結果を示す。縦軸には熱流束を、横軸には先端からの距離をとる。乱流域における熱流束は層流域でのおよそ2倍になっており、境界層の状態により熱流束のレベルが異なることがよくわかる。

半球型の実験結果は、4章に計算結果と合わせ示す。

3. 計算概要

3.1 計算条件

図3に半球型およびオジャイブ型のモデル形状および計算条件を示す。この計算条件は、2章で

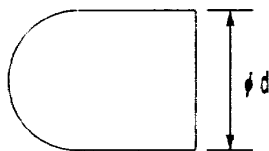
示した実験条件と対応している。

3.2 プログラム概要

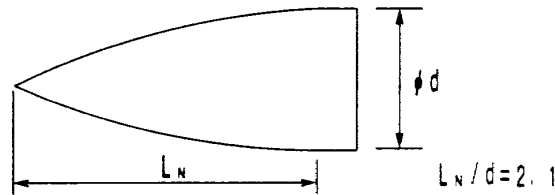
今回使用した差分法プログラムは、Thin-Layer近似の3次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式に基づくもので、完全気体計算を行う。乱流モデルとして Baldwin-Lomax モデル²⁾を、解法にはLU-ADI法³⁾を用いた。今回の報告では、物体表面を等温壁とした計算を行った。計算機はCRAY Y-MPを用い、1ケースの計算時間は10~20分程度である。

3.3 計算格子

図4に、今回の計算における半球およびオジャイブ型ノーズの計算格子を示す。迎え角0°の軸対称計算となるので、計算の効率化を図るために周方向格子を最小数に設定している。



(a) 半球



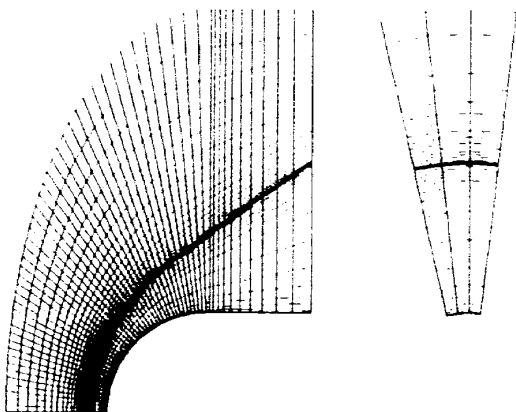
(b) オジャイブ

形状 \ 条件	マッハ数	レイノルズ数 (d/2基準)	よどみ点温度 (K)	迎え角
半球	4.25	2.2×10^5	514.4	0°
オジャイブ	4.25	2.7×10^5	602.5	0°

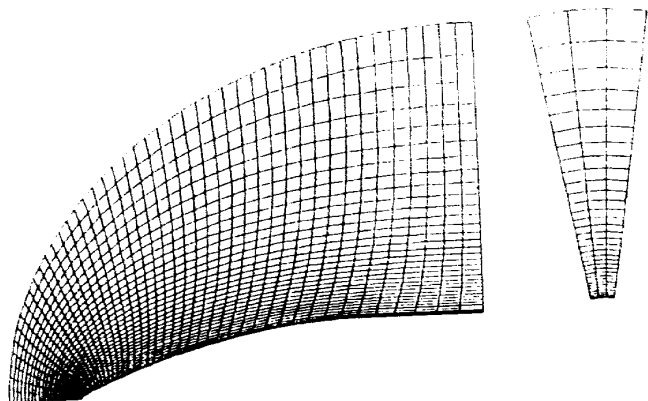
図3 計算条件

グリッド数 56 × 4 × 50

グリッド数 46 × 4 × 45



(a) 半球



(b) オジャイブ

図4 計算格子

4. 結果および検討

図5に今回の計算により得られた半球およびオジャイブ型ノーズ回りの流れの密度コンタを示す。

図6に、実験結果との比較を行うために半球型の先端の値で無次元化した表面熱流束の結果を示す。横軸には、半球型ではその中心軸からの角度を、オジャイブ型では、先端からの距離をとる。図6

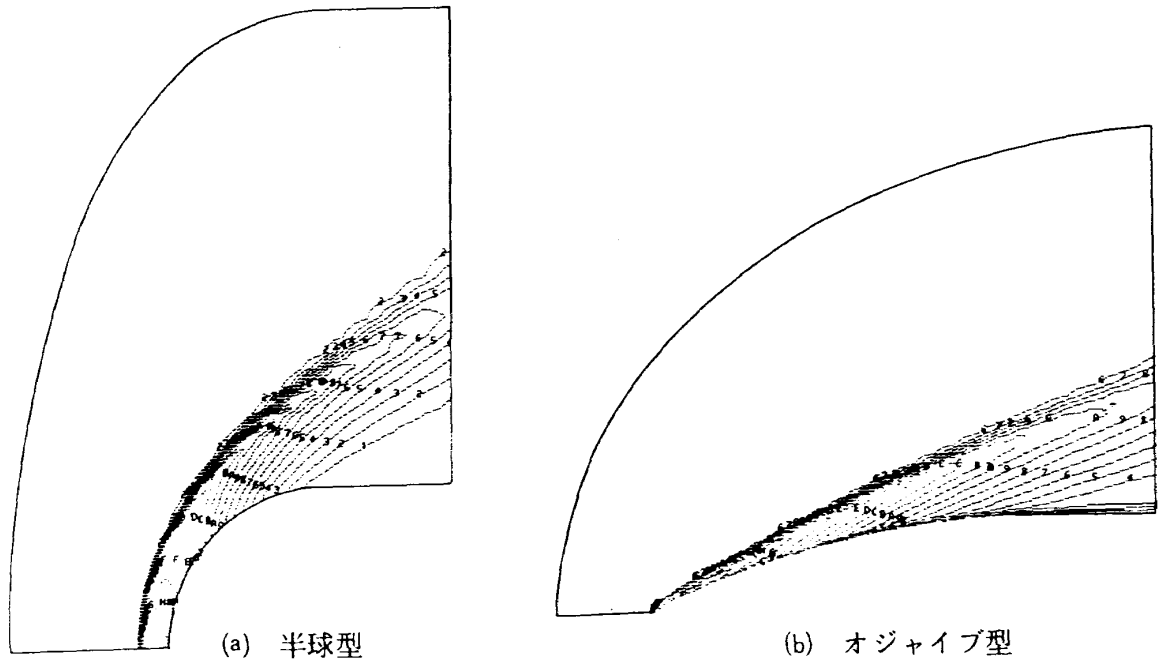


図5 密度コンタ

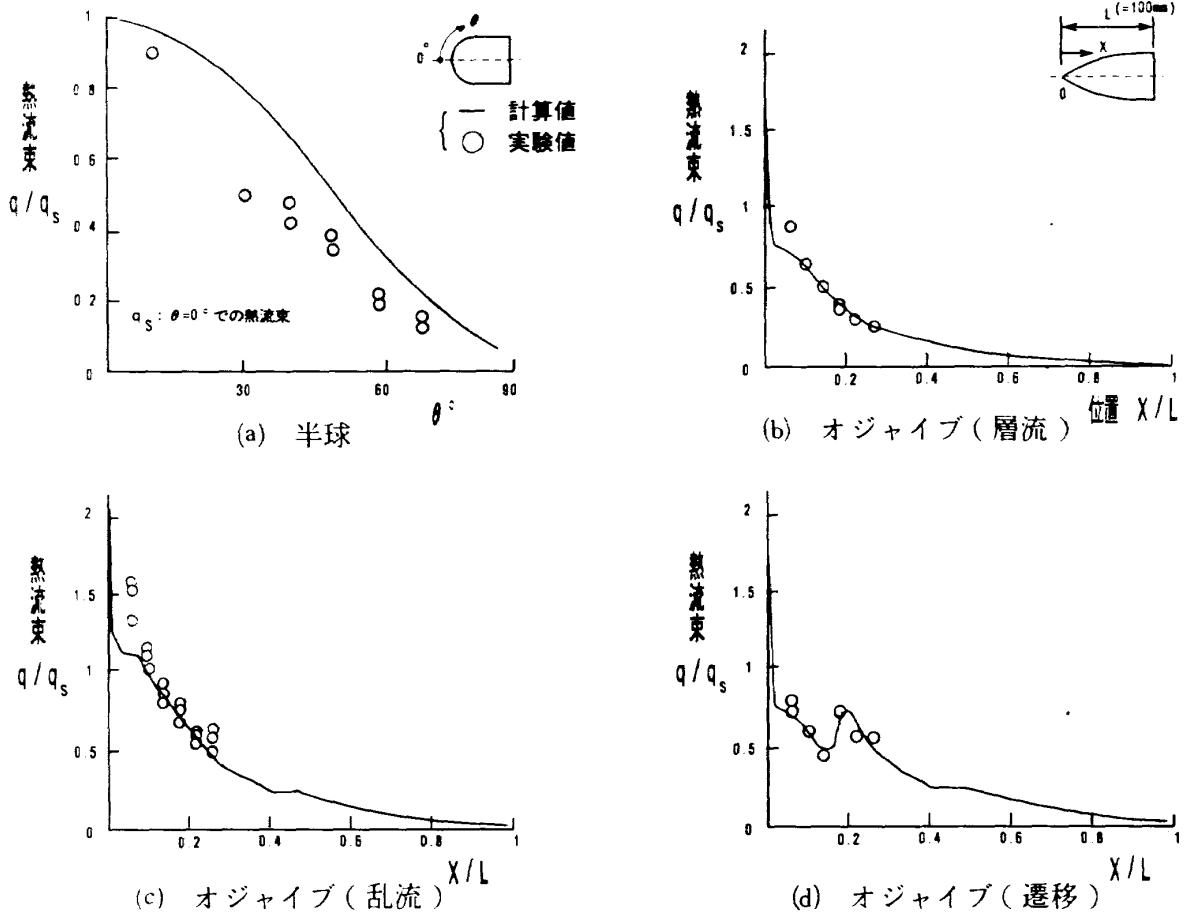


図6 熱流束分布

(a)は半球形状での計算結果を、図6(b), (c), (d)は、各々、オジャイブ形状における3通りの実験条件に対応した計算結果を、実験結果と合わせて示したものである。

図6(a)より、半球形状においては、先端をピークとし徐々に熱流束が減少するなだらかな分布が得られた。図6(b), (c), (d)より、オジャイブ形状においては、いずれの条件においても先端付近で強い加熱を受ける結果が得られた。また、境界層の遷移により、熱流束が層流のレベルから乱流のレベルへと増加する状況が得られた。いずれの形状および条件においても、実験値とほぼ一致している計算結果を得た。

5. あとがき

今回報告したような比較的単純な頭部形状まわりの空力加熱に関し、本計算はほぼ満足のいく精度を持つものであることが、実験値との比較によ

りわかった。

今後は、より実機に近い複雑な形状での検証を実施していく予定である。

6. 参考文献

- 1) 麻生 茂, 近藤信之, 片山雅之, 中村淑子 : 鈍頭物体への熱伝達に関する研究, 平成2年度AOTVの気体力学他シンポジウム, 1991, pp.127-130.
- 2) Baldwin, B. S. and Lomax, H. : Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows, AIAA paper 78-257, Jan., 1978.
- 3) S. Obayashi and K. Fujii : Computation of Three-Dimensional Viscous Transonic Flows with the LU Factored Scheme, AIAA paper 85-1510, Jul. 1985.

