

極超音速流による球の空力加熱の計算と実験との比較

Comparison between Computation and Experiment of Aerodynamic Heating on a Sphere in Hypersonic Flow

王健平、浜本滋、山本行光、井上安敏
航空宇宙技術研究所 空気力学部

Jian-Ping WANG, Shigeru HAMAMOTO, Yukimitsu YAMAMOTO and Yasutoshi INOUE

National Aerospace Laboratory

Abstract

A CFD code of spectral method of compressible Navier-Stokes equations for the calculation of hypersonic flow around a hemisphere had been developed. An experiment of aerodynamic heating on a series of hemispheres with different diameters had also been accomplished. In this paper, we compare the results between the CFD code, the experiment and the theories, showing that good agreement is obtained.

1 まえがき

HOPE等極超音速飛行体の空力設計を行う際に、空力加熱の予測が重要な問題である。従来の風洞実験と理論式に加えて、CFDによるデータが考慮される。応用におけるCFDの特徴としては、場全体の各量が同時に得られること、地上実験で作れない条件を設定できること、データ生産の可視化、時間短縮化、低コスト化等が挙げられる。これまでに、様々な数値計算法で作られたCFDコードが数知れないほど存在するが、学術研究のためにしろ、応用開発のためにしろ、できる限り既存の理論、実験或いは他のCFDコードとの比較により、計算コードの信頼性、適用範囲を明確にすることが先決であると思われる。逆に、CFDという新しい手段を用いて、旧来の様々な制限の下で得られた実験データまたは理論式、経験式を再検討し、確認、修正、ないし否定及び再構築をすることが考えられる。

このような考えに基づき、本研究では、半球周りの極超音速流れについて、第一著者の開発したスペクトル法計算コード[1]の計算結果と、他の著者が行った極超音速風洞の実験結果[2]及びよく用いられる理論式[3][4]の結果との比較を行い、計算コードの信頼性を確認する。

この既存のスペクトル法コードに対して、すでに衝撃

風洞実験を行い、物体表面上の圧力分布とボウ・ショックの位置について比較し、良い一致を得た[5]。今回は、計算精度に最も敏感な温度境界層に着目し、それに支配される加熱率について調べる。極超音速流の澱み点における熱伝導に関して、Fay & Riddellの式[3]がよく用いられる。また、その鈍頭物体における分布について、Leesの式[4]がある。これらの理論式との比較も行う。

2 スペクトル法計算

球座標における軸対称ナビエ・ストークス方程式に対して、空間微分は2次元チェビシェフ選点法で計算し、時間積分は2次精度の予測子-修正子法を適用した。衝撃波について、時間的に移動するショック・フィッティング法を取り入れた。また、安定性と精度を動的に保持するため、残差追従フィルターを開発し、高周波成分の増幅を抑制するのに使用した。さらに、1次元、後処理型の全係数調整法を開発し、壁面及び中心軸特異線上における境界条件を安定性良く、精度よく、簡単に与えることができた。

壁面における境界条件は、速度に対して滑りなし条件、圧力に対して勾配ゼロ条件、温度に対して室温300°Cの等温条件を課する。格子数65×65で計算を行い、収束結果に対して、次の式で壁面における加熱率を計算する。

$$\dot{q} = \lambda \frac{dT}{dr} \quad (1)$$

ここで、 \dot{q} :加熱率[cal/cm²·s]、 λ :空気の熱伝導率[cal/cm·s·°C]、 T :温度[°C]、 r :半径方向座標[cm]。

3 風洞実験

航空宇宙技術研究所の直径50cm極超音速風洞を用いて、図1に示す半球円柱模型について実験を行った。模

型の半径はそれぞれ0.15, 0.25, 0.45, 0.85cmであり、各ボウ・ショックが互いに影響を及ぼさないように配置してある。

空力加熱の測定に薄肉カロリメータ法を用いた。図2にこの方法の概略図を示す。模型表面を金属の薄肉(0.5mm程度のステンレス鋼)で形成してあり、熱電対により裏面の温度の時間変化を測定し、次の式で加熱率を計算する。

$$\dot{q} = \rho c d \frac{\partial T}{\partial t} \quad (2)$$

ここで、 ρ : 密度 [g/cm³]、 c : 比熱 [cal/g·°C]、 d : 肉厚 [cm]、 t : 時間 [s]。学会発表以降新しいデータ処理法を用いている [2]。

気流条件はマッハ数7.1、総圧20.6kgf/cm²、総温420°C、単位レイノルズ数 6.7×10^4 /cmである。

4 CFD、風洞実験、理論式の比較

図3の(a),(b),(c)に半球半径 $r=0.15$ cmの等圧力線図、等密度線図、等温度線図を示す。等温壁によって冷やされ、温度境界層が形成されている。圧力分布が温度境界層にほとんど影響されなく、密度が境界層内で増加する。

図4の(a),(b),(c)にそれぞれ $r=0.25, 0.45, 0.85$ cmの等温度線図を示す。半径の増加に従って、レイノルズ数が増えるため、温度境界層が薄くなっていく。 $r=0.45$ cmと0.85cmの場合、境界層外側に微少な振動が見られる。これは、滑らかに変動する境界層外側と急激的に変動する境界層を、チェビシェフ多項式という全体的な関数で近似することによって生じたギブス振動であり、数値的な誤差である。従って、このスペクトル法コードの適用範囲はマッハ数7.1で約 1.6×10^4 までである(マッハ数の増加に従って境界層が厚くなるのが数値計算によって示されている [5])。

図5は各半径における中心軸より0°C, 40°C, 80°Cの半径方向に沿う温度分布図である。澁み点付近でギブス振動がほとんど温度境界層の勾配に影響を与えないが、下流側で $r=0.45, 0.85$ cmの精度が悪くなっている。

図6にCFD、実験及び理論式による球表面における加熱率の分布を示す。実線がCFDによる計算結果で、破線がLeesの分布で、三角印が実験結果で、四角印がFay&Riddellの理論値である。ただし、Leesの分布は澁み点でFay&Riddellの値に合わせてある。図から分かるように、澁み点において、CFDの計算結果とFay&Riddellの理論値との相対誤差が4パーセント以内になり、風洞実験の結果とも7パーセント以内に止まった。一方、半球表面における加熱率の分布に関して、CFDの計算結果とLeesの分布が下流に向かって違う傾向を示す。風洞実験は両者の間でCFDに近い傾向を示す。一般に修正ニュートン流理論が下流側で低めの圧力分布を与えることが良く知られている。Leesの加熱率分布も下流側で低めの値を示すことは、その理論に修正

ニュートン流による圧力分布を用いたからである。実験でやや低めの値を得た原因として、模型半径が小さいため、曲率が大きく、裏面に到達するまでの熱伝導が存在することが考えられる。

5 まとめ

極超音速流による球の空力加熱について、既存のスペクトル法コードと風洞実験及び理論式との比較を行い、比較的良い一致が得られた。スペクトル法の全体的な性質により、適用できるレイノルズ数の範囲が制限されることが分かった。また、実験及びLeesの分布が下流側で低めの加熱率を与えることも見られた。従って、高精度で、局所的なスペクトル法スキームの開発、さらに厳密な実験データ処理法の開発、及びLeesの分布の実圧力分布による修正が必要であると思われる。

謝辞 本研究に関して、航技研野村茂昭科学研究官にコメントを頂き、感謝の意を表します。

参考文献

- [1] 王健平、中村佳朗、保原充: スペクトル選点法による圧縮性ナビエ・ストークス方程式の高精度計算、日本航空宇宙学会誌、38(1990), No.436, 232-240.
- [2] 井上安敏、山本行光、浜本滋、葛原正: 金属薄肉カロリメータ法における表面曲率の影響、第37回宇宙科学技術連合会講演会講演集、257-258, 1993.
- [3] J. A. Fay and F. R. Riddell: Theory of Stagnation Point Heat Transfer in Dissociated Air, Journal of the Aeronautical Sciences, 25(1958), 73-85.
- [4] L. Lees: Laminar Heat Transfer Over Blunt-Nosed Bodies at Hypersonic Flight Speeds, Jet Propulsion, 26(1956), 259-269.
- [5] J. P. Wang, Y. Nakamura and M. Yasuhara: Several Improvements of Spectral Method in Compressible Flow Calculation, Proceeding of International Symposium on Computational Fluid Dynamics, Nagoya(1989), 1210-1215.
- [6] J. P. Wang, Y. Nakamura and M. Yasuhara: Global Coefficient Adjustment Method for Neumann Condition in Explicit Chebyshev Collocation to Compressible Navier-Stokes Equations, Journal of Computational Physics, 107(1993), 160-175.

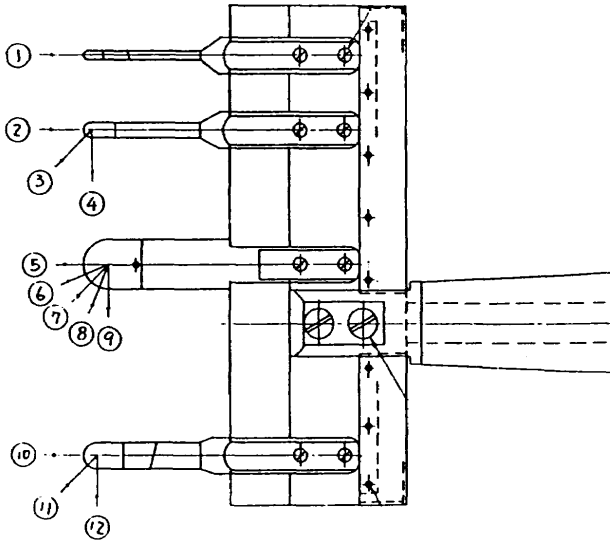
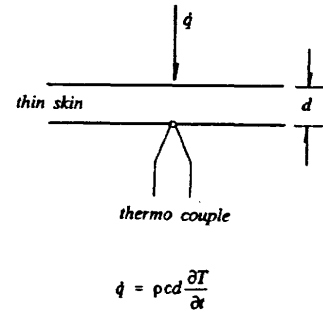
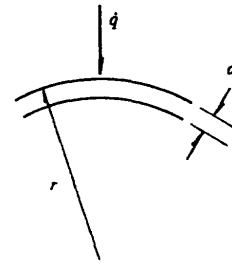


図1 風試模型（側面、円数字はセンサ位置）

Thin-Skin Calorimetry Method

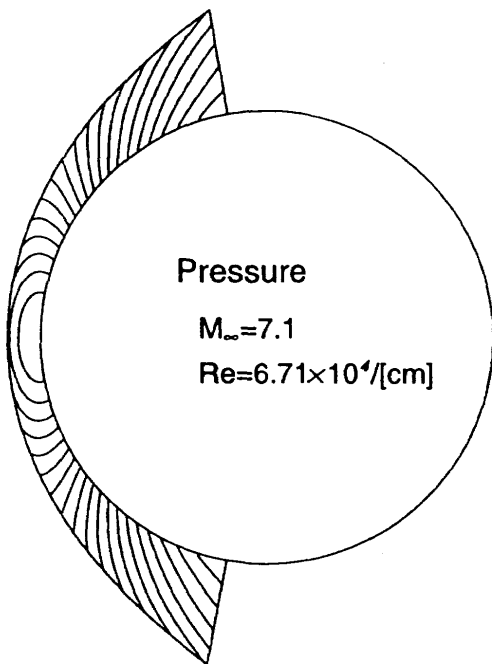


Volume Coefficient

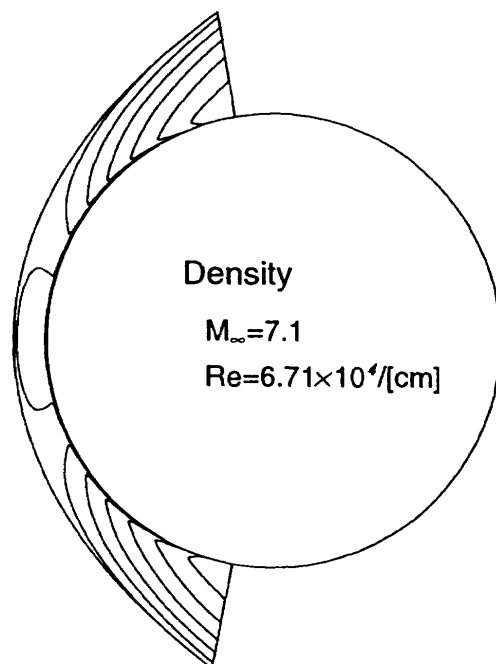


$$\frac{V}{V'} = 1 - \left(\frac{d}{r}\right) + \frac{1}{3}\left(\frac{d}{r}\right)^2; \text{ sphere, } \frac{V}{V'} = 1 - \frac{1}{2}\left(\frac{d}{r}\right); \text{ cylinder}$$

図2 薄肉カロリメータ法の概略図（ V/V' は曲率がある場合のボリューム比率）

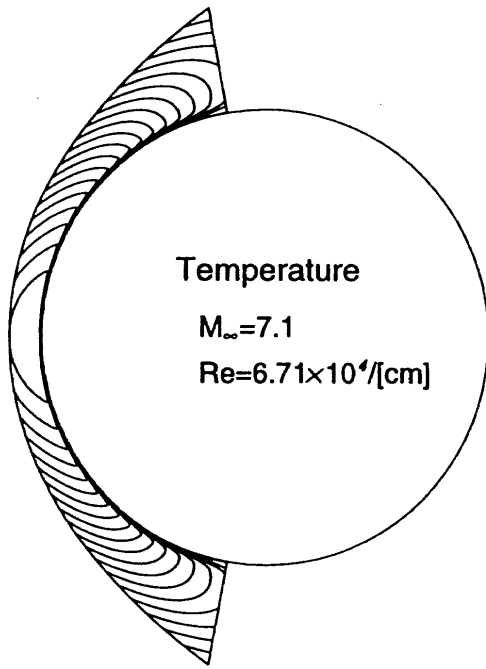


(a) 等圧線図



(b) 等密度線図

図3 スペクトル法による半球周りの極超音速流の計算（ $r=0.15\text{cm}$ ）



(c) 等温度線図

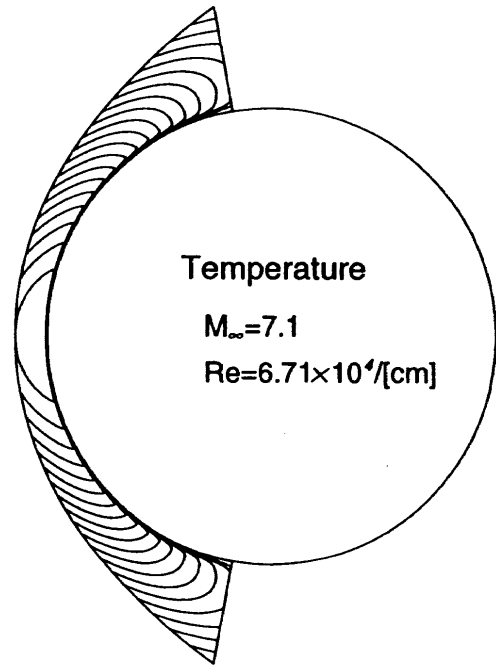
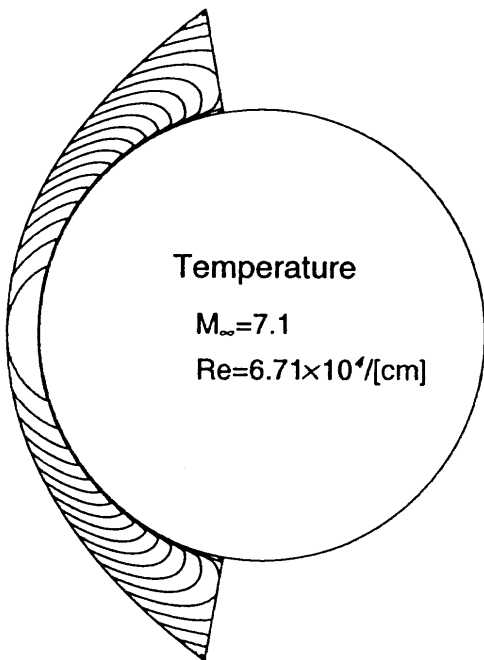
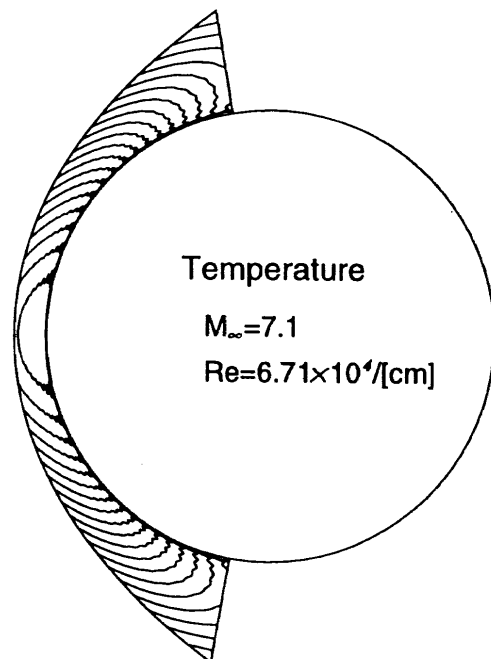
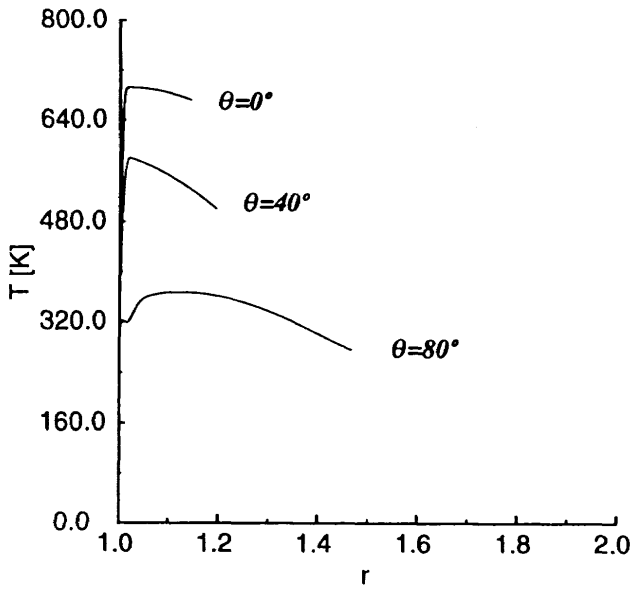
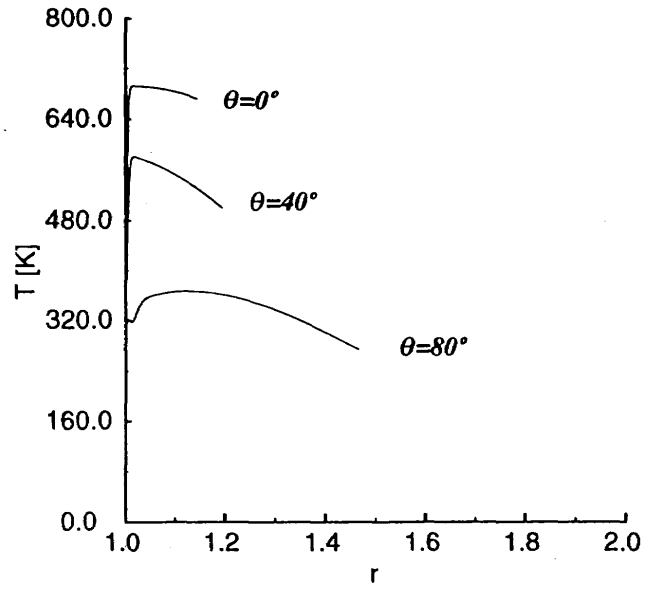
(a) $r=0.25$ cm(b) $r=0.45$ cm(c) $r=0.85$ cm

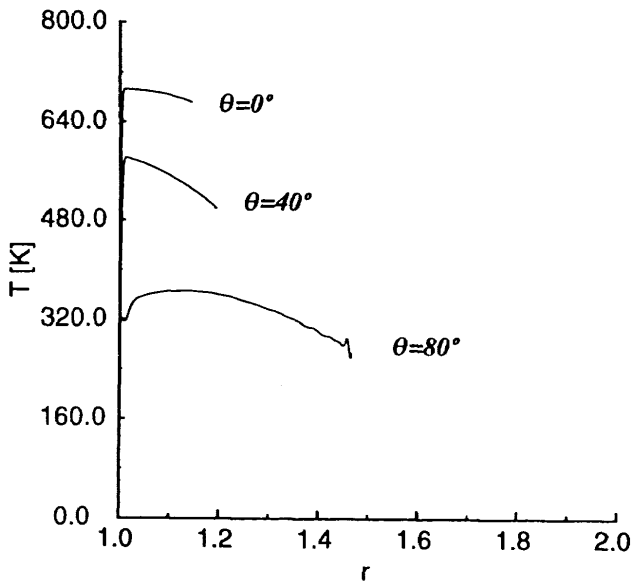
図4 各半径における等温度線図



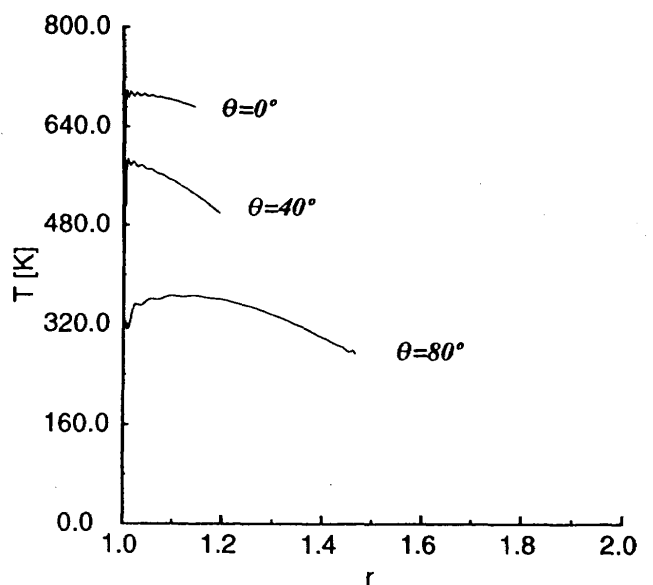
(a) $r=0.15\text{cm}$



(b) $r=0.25\text{cm}$

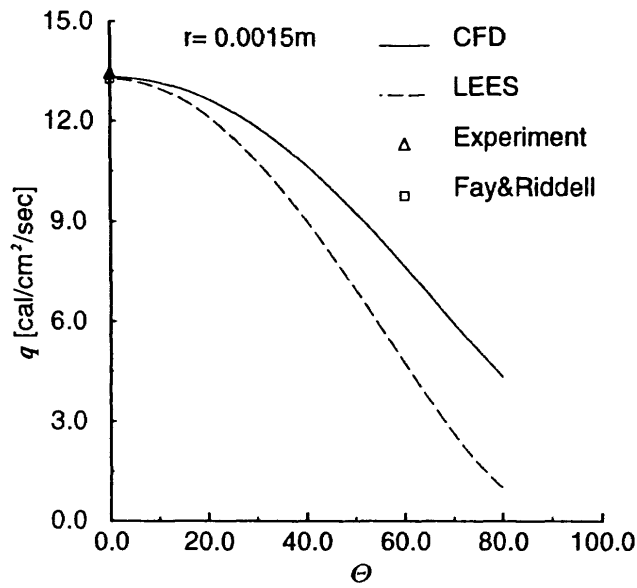


(c) $r=0.45\text{cm}$

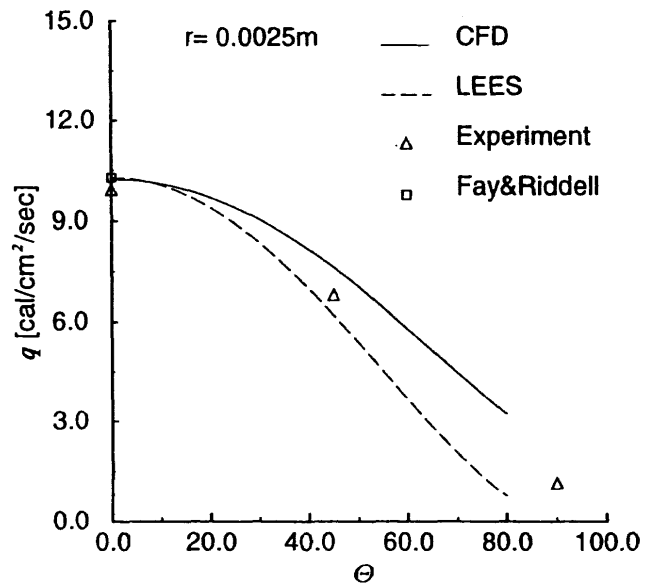


(d) $r=0.85\text{cm}$

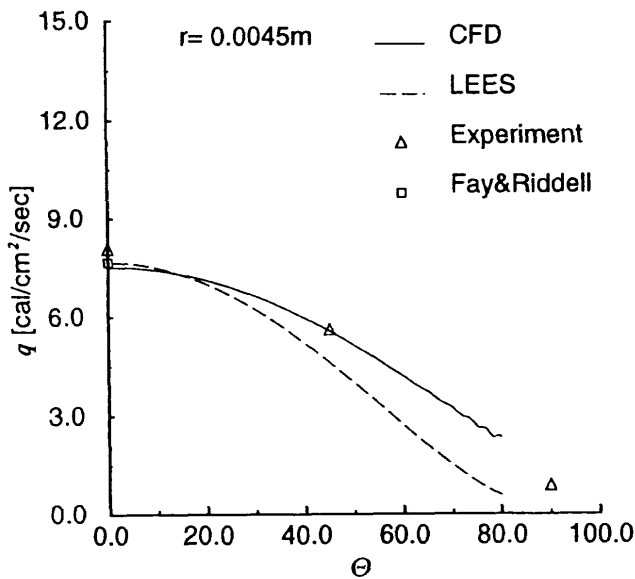
図5 半径方向に沿う温度分布



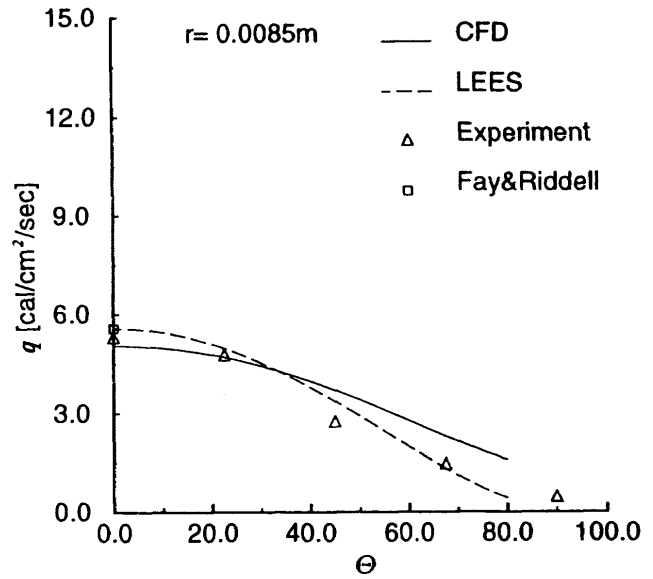
(a) $r=0.15$ cm



(b) $r=0.25$ cm



(c) $r=0.45$ cm



(d) $r=0.85$ cm

図6 スペクトル法コード、風洞実験及び理論式による球表面における加熱率の比較