

極超音速流れにおける軸対称物体回りのフィルムクーリング冷却法に関する研究

黒滝卓司* 中村淑子* 黒崎隆二郎*
片山雅之* 麻生茂**

Numerical Simulation of Film Cooling Effect
around Axisymmetric Body in Hypersonic Flow Field

by

Takuji Kurotaki, Yoshiko Nakamura, Ryujiro Kurosaki and Masayuki Katayama
Kamakura Works, Mitsubishi Electric Corporation

Shigeru Aso

Dept. Aeronautics and Astronautics, Kyushu University

ABSTRACT

Film cooling effects due to mass addition on axisymmetric body in hypersonic flow field are numerically investigated and results of numerical simulation are compared with experimental data.

Experiments are conducted by using a conventional shock tunnel. Free stream Mach number is 4.25 and cooling gas (N_2) is supplied through the slot located at the nose of a hemisphere model. The direction of mass addition is tangential from the model surface and heat flux around the body is measured.

In numerical analysis, axisymmetric full Navier-Stokes equations are solved by an implicit finite difference method. LU-SGS scheme are used for the time integration and convective terms are evaluated by the MUSCL-type TVD scheme based on Roe-type flux splitting.

Numerical results show significant decreases of surface heat flux which are also obtained in experiments and agreement of numerical and experimental results is qualitatively good. More detailed investigation of the flow inside the boundary layer indicates that the boundary layer consists of two sub layers and that the inner layer plays a role of adiabatic wall structure on the surface. These characteristics are considered most essential in the determination of film cooling effects in this type of hypersonic flow.

1. はじめに

宇宙往還機や再突入回収カプセル等の大気圏再突入飛行物体等は非常に厳しい空力加熱を受けるため、これらの機体を設計する際には、この空力加熱量を正確に捕える技術がますます重要となってきた。同時に、この空力加熱が機体構造材及び機体内部に伝わるのをいかに防ぐかという熱防衛技術の発展もこれからの大きな課題である。

従来から用いられている再突入物体に対する熱防衛法のうちで実用化されているものとしては、加熱吸収法、アブレーション法、輻射冷却法等が挙げられる。これらの方法は既に大きな実績を上げているが、将来予想されるより厳しい熱環境下での使用あるいはより完全な再使用性での実用を目指して、フィルムクーリング法、しみ出し冷却法等のいわゆる強制冷却法の研究が各国で進められつつある。

筆者らは、上記のような背景のもとに、極超音速流中での物体における熱伝達に関して、実験及び数値解析の両面から研究を行っている。その一環として、物体先端部において2次流体を吹き出すことにより熱流束を減らすフィルムクーリング法の実験を行っており、適切な吹き出し方向及び流量を与えることにより熱流束を大幅に減少できることを示した^{1,2)}。本研究は、

これと平行して、数値解析的にこの現象をシミュレートし、フィルムクーリング法に関するより精密な知見を得ることを目的として行ったものである。

2. 実験の概略

図2.1に極超音速流中に置かれた軸対称物体をフィルムクーリング法により冷却する場合の概念図を示す。このような流れ場では、強い衝撃波が物体前方に形成され、その後方の衝撃層内の温度が上昇し物体を加熱する。フィルムクーリング法は、物体先端部から2次冷却流体を吹き出すことによって物体表面に薄層フィルムを形成し、その効果で壁面熱流束を減少させようとするものである。

対応する実験には九州大学の衝撃風洞を使用した。一樣流マッハ数 $M_\infty = 4.25$ 、作動流体は空気である。

図2.2に本研究に用いた衝撃風洞の構成図を示す¹⁾。高压室は全長1.5 m、低压室は全長5.0 mであり、共に内径90 mmのアルミパイプを用いていて、第一隔膜で隔てられている。低压室末端には第二隔膜が設けられており、その下流側に出口直径100 mmの超音速ノズルが置かれている。ノズルから出た気流が膨張することにより、測定部に自由噴流として極超音速気流が得られる。

実験に用いた風試模型の模式図を図2.3に示す。材

* 三菱電機(株)鎌倉製作所

** 九州大学工学部

質はバイレックスガラスで、直径 40 mm の軸対称半球型模型である。また、衝撃風洞の持続時間は数 msec と短いため、熱流束測定素子としては、応答時間が十分短いという特徴を持つ白金薄膜ゲージ法を用い、模型表面に中心軸と 30° をなす位置から 10° おきに 7 本ゲージを焼き付けた。

フィルムクーリングのための 2 次冷却流体には窒素ガスを用い、任意の安定した吹き出し全圧を得るため、風試模型と窒素ポンペをチャンバーを介して接続した。2 次冷却流体は模型に対して接線方向に吹き出し、吹き出し部における 2 次冷却流体の物理量を推定するため、流量計により吹き出し流量を測定した。

3. 基礎方程式及びスキーム

数値解析に用いる基礎方程式系として、軸対称の Full ナビエ-ストークス方程式を考える。今回の実験における流れでは、一様流総温が比較的小さいため化学反応などの実在気体効果を考慮する必要はないが、窒素ガスという空気とは異なる 2 次冷却流体の分布の様子を調べることと将来的に大気圏再突入時等の実在気体効果を含む高速流に拡張することを考え、7 成分空気 (O₂, N₂, O, N, NO, NO⁺, e⁻) を前提としたものを用いた^{3,4}。基礎方程式は、デカルト座標系で以下のように表される。

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x}(E - E_v) + \frac{\partial}{\partial y}(F - F_v) + \alpha H = S + \alpha H_v$$

ここに、 $\alpha = 1$ (軸対称時)

$$Q = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho v \\ E_t \\ E_{vib} + E_e \\ \rho_s \end{bmatrix}, E = \begin{bmatrix} \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ u(E_t + p) \\ u(E_{vib} + E_e) \\ \rho_s u \end{bmatrix}, F = \begin{bmatrix} \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ v(E_t + p) \\ v(E_{vib} + E_e) \\ \rho_s v \end{bmatrix} \quad (1)$$

E_v, F_v : 粘性項マトリックス

S : ソース項マトリックス

H, H_v : 軸対称時の対流項及び粘性項マトリックス追加項

ρ : 密度、u, v : 速度、p : 圧力

E_t : 単位体積当たり全エネルギー

E_{vib}, E_e : 単位体積当たり振動、電子エネルギー

添字 s : 気体種 (O₂, N₂, O, N, NO, NO⁺); 1 ~ 6 である。

基礎方程式 (1) は無次元化された後、一般座標系に変換されて解かれるが、本解析では陰的差分法を用いて定式化を行い、時間積分には並列計算に適した LUSGS スキームを用いた⁵。また、対流項の評価に関しては、Roe の近似リーマン解法に基づく MUSCL-type の TVD スキームを非平衡流に拡張したのを用い、保存量の内挿は Chakravarthy による方法によった⁶。これ

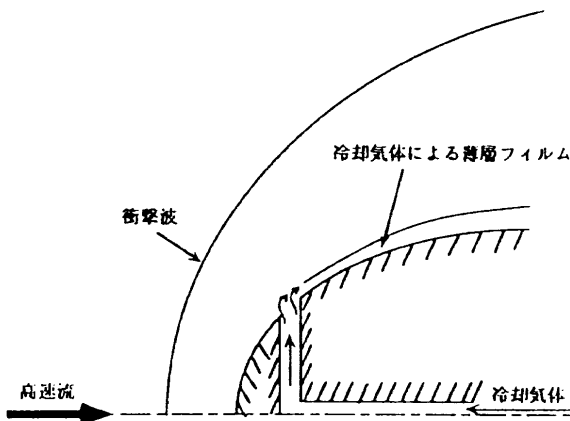


図 2.1 フィルムクーリング法概念図

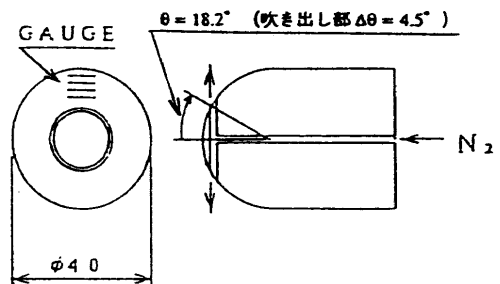


図 2.3 実験用風試模型模式図

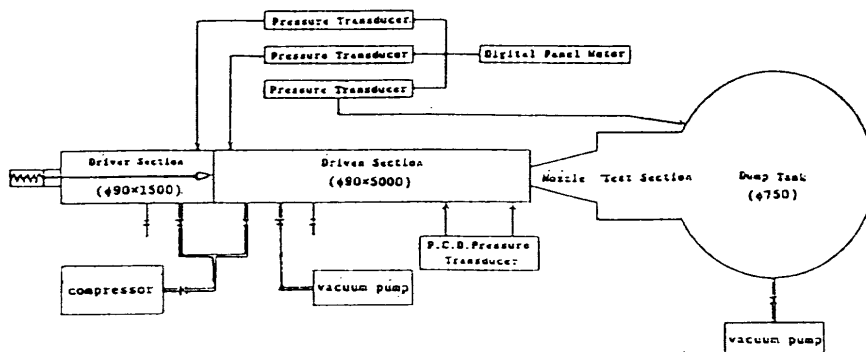


図 2.2 衝撃風洞構成図

らの組み合わせにより、非常に強い衝撃波を3点程度で捕獲することが可能である^{3,4)}。

4. 計算条件

本解析に用いた一様流計算条件は、マッハ数 $M_\infty=4.25$ 、総温 $T_{0\infty}=515.7\text{ K}$ 、総圧 $p_{0\infty}=0.669\text{ MPa}$ である。また、壁面における温度境界条件として、壁面温度一定 ($T_w=280.0\text{ K}$)、速度境界条件として non-slip 条件を与えた。

さらに、2次冷却流体の吹き出し口における境界条件として、ガス温度一定 ($T_g=280.0\text{ K}$) 及び吹き出し口における流量分布一定を仮定し、具体的物理量は、総流量 \dot{m} [kg/s]、状態方程式及び物体に直交する方向 (η -方向) における運動量方程式から求めた。

また、直径を基準としたレイノルズ数は $Re_\infty=4.7 \times 10^5$ であること及び同程度のディメンジョンを持つ風試模型を用いてこれまでに実施した実験結果⁷⁾を考慮して、層流境界層を仮定した。

図4.1に本解析で使用した計算格子を示す。格子点は、物体に沿う方向 (ξ -方向)、物体に直交する方向 (η -方向) にそれぞれ 101×101 である。吹き出し口付近では ξ -方向に格子を密にとり、特に吹き出し口を横切ってほぼ10点の格子点を与えている。格子は代数的手法で作成し、壁面での熱流束を評価することを重視して、壁面から η -方向に数点は、厳密に壁面に直交させ、かつ間隔も等しく与えている。また、物体前方の淀み点流線付近 ($\xi=1, 2$) では、この線をまたぎ、かつこの線に対して対称な位置に格子点を与えた。

一般に壁面近傍の熱流束を正確にシミュレートするためには、壁面付近の格子点間隔を小さくすることが重要であることが知られているが、本解析ではセルレイノルズ数 R_{cell} (壁面及び η -方向の次の格子点との間隔を基準長としたレイノルズ数) を10程度にとった。

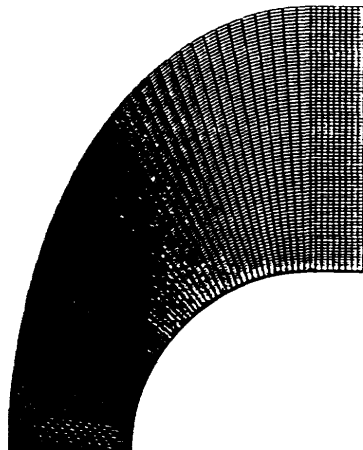


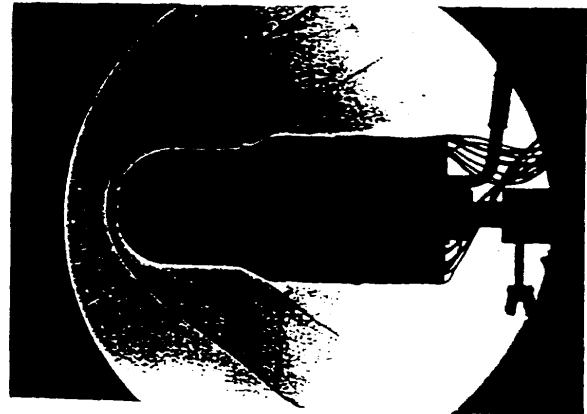
図4.1 計算格子

5. 計算結果

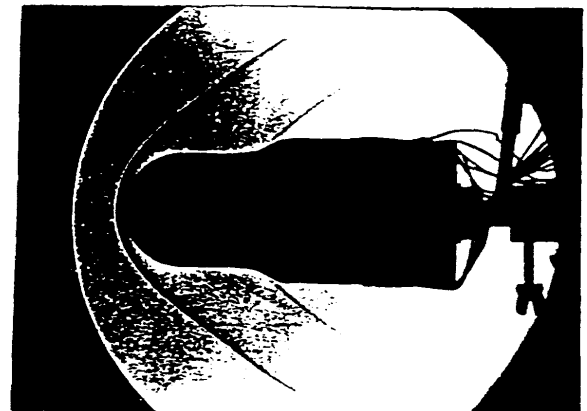
2項で述べた実験においては、2次冷却流体の噴出条件として全圧 $p_c=0\text{ MPa}$ (フィルムクーリング無し) から 0.392 MPa まで変化させて壁面熱流束を測定した。この場合の総流量 \dot{m} はほぼ $0 \sim 5 \times 10^{-4}\text{ kg/s}$ に相当すると推定される。図5.1にフィルムクーリングが無い場合 ($p_c=0\text{ MPa}$) と有る場合 ($p_c=0.392\text{ MPa}$) のシュリーレン写真を示す。本実験の噴出条件の範囲では、2次冷却流体の噴出速度は亜音速であり、衝撃波の形状等に与える影響はほとんど見られない。

計算においては、総流量 \dot{m} [kg/s] をパラメータとして与え、これを $0 \sim 1.04 \times 10^{-3}\text{ kg/s}$ の範囲で実施した。この場合の温度分布の計算結果を図5.2に示す。実験におけるシュリーレン写真と同様に、衝撃波の形状は総流量によってほとんど変化せず、衝撃層内の非粘性領域における温度もほぼ同一の分布を示す。しかし、総流量が増加するに従って境界層厚さは増加しており、2次冷却流体の影響はほとんど物体近傍に限られていることがわかる。

同図に対応する2次冷却流体 (窒素ガス) のモル分率分布を図5.3に示す。図5.2で見られた総流量によ



(a) $p_c = 0.0\text{ MPa}$



(b) $p_c = 0.392\text{ MPa}$

図5.1 シュリーレン写真 ($M_\infty=4.25$)

る境界層厚さの変化が2次冷却流体の存在によるものであること、また2次冷却流体の存在範囲は境界層内にほぼ限定されていることがこの図より明らかである。

図 5.4 には、実験及び計算における壁面熱流束 q_w を重ねて示す。図において、 θ は図 2.3 において定義した風試模型中心軸とのなす角度である。2次冷却流体が無い ($\dot{m} = 0 \text{ kg/s}$) 場合、4項で述べた一樣流条件から算出した Fay & Riddle の式を用いた淀み点における解析値は約 0.137 MW/m^2 であり、計算値と良く一致する。実験の場合は模型製作の都合上淀み点における熱流束は測定していないが、 $\theta = 30^\circ$ の位置より後流での熱流束分布の実験値と計算値が良好に一致していることを考慮すると、2次冷却流体無しの場合の計算は、比較的精度良くシミュレートされていると考えられる。

2次冷却流体が有る場合には、実験で観察された吹き出し口より後流での大幅な熱流束の減少は、計算でも捕らえられている。また当然予想されるように、総流量 \dot{m} が増加するに従いこの減少の傾向は顕著である。しかし、定量的に見ると両者の分布には若干の相違が見られ、特に実験で観察された $\theta = 40^\circ$ 付近での熱流束のピークが計算では捕らえられていない。この原因は現在考察中であるが、考えられる要因としては、吹き出し口付近での境界層の遷移、実験における総流量 \dot{m} の測定精度等が考えられる。

以上議論してきたことから、2次冷却流体の存在が熱流束の大幅な減少に果たす役割をより正確に知るためには、吹き出し口より後流での境界層内における現象を考察する必要があることがわかる。図 5.5 及び図 5.6 に、それぞれ吹き出し口直後 ($\theta = 30^\circ$) 及びそれよりやや後流付近 ($\theta = 50^\circ$) における境界層内の速度、温度、2次冷却流体 (窒素ガス) モル分率分布を総流量 \dot{m} をパラメータとして示す。図において、速度、温度はそれぞれ一樣流速度 $U_\infty = 900.1 \text{ m/s}$ 、一樣流静温 $T_\infty = 111.8 \text{ K}$ で無次元化している。また、縦軸の η は物体表面からの距離で、模型半径 R で無次元化している。

特に、図 5.5 の総流量 \dot{m} の大きいケースから明らかのように、冷却効果の著しい領域では境界層内がかなり明確に2層に別れており、2次冷却流体モル分率及び温度がほぼ一定な領域 (内層) と非粘性流における値に漸近していく領域 (外層) が観測される。さらに外層における温度分布をみると、あたかも内層と外層の境界付近で断熱壁境界条件を与えたような形をしている。気体は一般に熱伝導率が低く、熱防御の観点から見ると非常に高性能な断熱材として通常の構造材にも利用されている。これを考えると、2次冷却流体を吹き出すことによって生成された内層即ちフィルム層

が、あたかも物体表面において断熱材が存在しているような状態を作りだし、これがフィルムクーリング法における冷却効果の本質的な役割を果たしていることがわかる。図 5.5 及び図 5.6 に見られるように、総流量 \dot{m} が減少するか、あるいは流れが吹き出し口より後方に行くに従い、この傾向は鈍化していくが、上述の本質的な特徴は残されており、この特徴の度合いが冷却効果をほぼ決定付けている。

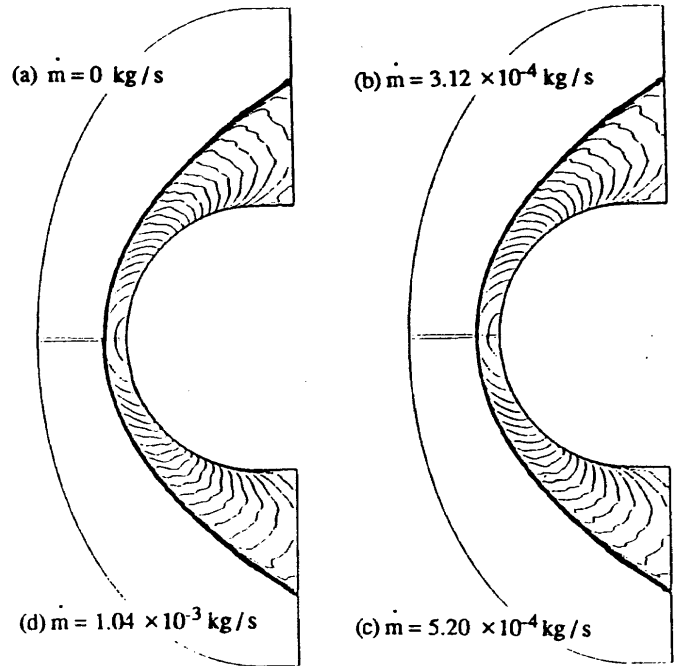


図 5.2 温度分布

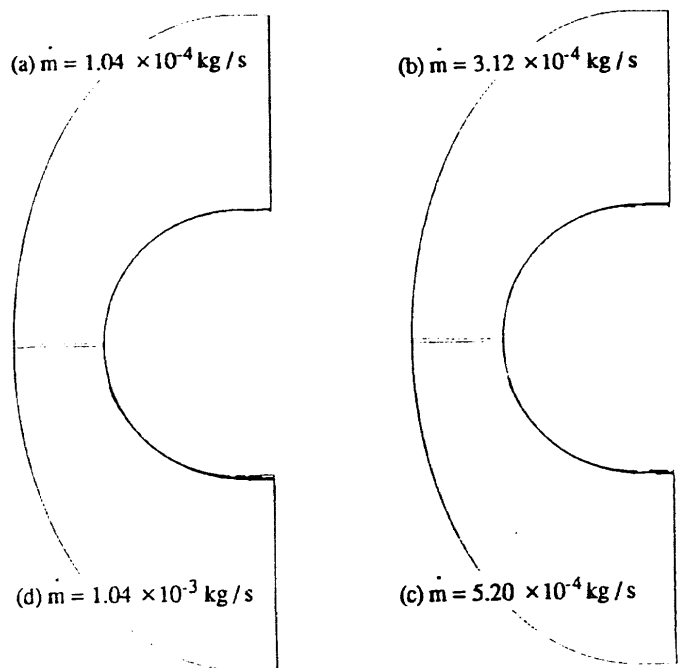


図 5.3 2次冷却流体モル分率分布

上述したような境界層内におけるフィルム層をスムーズに作り出すためには、今回取り上げたように2次冷却流体をできるだけ接線方向に吹き出すことが有利であることが直感的に予想される。我々は既に実験的手法によって、接線方向及び垂直方向の2種類の吹き出し方向について冷却効果を比較し、接線方向に2次冷却流体を吹き出す方が冷却効果が大きいことを示した^{1,2)}。接線方向に2次冷却流体を吹き出した場合 ($\dot{m} = 1.04 \times 10^{-3} \text{ kg/s}$) における、吹き出し口付近の速度分布を図5.7に示す。吹き出しによる流れの剥離等の現象は見られず、比較的スムーズにフィルム層が生成されていることがこの図から推測される。垂直方向に2次冷却流体を吹き出す場合との比較は今後の課題である。

6. 結論及び課題

数値解析により2次冷却流体の吹き出しを含む物体周りの極超音速流れ場をシミュレートし、実験で観察された大幅な熱流束の減少を捕えることができた。また、冷却効果の著しい領域では、フィルム層とその外側を形成する境界層内の諸量の分布がかなり明確に2層に別れ、物体表面にあたかも断熱材が存在しているような構造になっており、これがフィルムクーリング法における冷却効果の本質的な役割を果たしていることがわかった。

今後の課題としては、まず実験結果と計算結果の熱流束分布比較で見られる誤差要因を明確にすることが挙げられる。そのためには、吹き出し口付近での境界層の遷移の可能性、実験における総流量 \dot{m} の測定精度等の向上等を考察する必要があると考えられる。それと平行して、吹き出し方向あるいは総流量の冷却効果に与える影響を実験的、数値解析的双方のアプローチにより、検討することを予定している。

参考文献

- 1) 麻生茂 他, "鈍頭物体のフィルムクーリングによる熱防御と全温度推定法について", 第25回流体力学講演会講演集, pp.175-178, 1993.
- 2) Aso, S. et al., "Experimental and Computational Studies on Heat Protection of Blunt Body with Film Cooling", 19th ISTS, 1994 to be published.
- 3) 黒滝卓司, "2次元/軸対称極超音速非平衡流の数値解析", 第10回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, NAL SP-19, pp.93-98, 1992.
- 4) 黒滝卓司, "極超音速非平衡流の数値解析 - 物理モデルに関する考察 -", 第6回数値流体力学シンポジウム講演論文集, pp.73-76, 1992.
- 5) Yoon, S. and Kwak, D., "Implicit Methods for the Navier-Stokes Equations", Computational Technology for Flight Vehicles, Vol. 1, pp.535-547, 1990.
- 6) Chakravarthy, S.R., "The Versatility and Reliability of Euler Solvers Based on High-Accuracy TVD Formulations", AIAA Paper 86-0243, 1986.
- 7) 片山雅之 他, "極超音速流中の鈍頭物体まわりの空力加熱解析", 第5回数値流体力学シンポジウム講演論文集, pp.167-170, 1991.

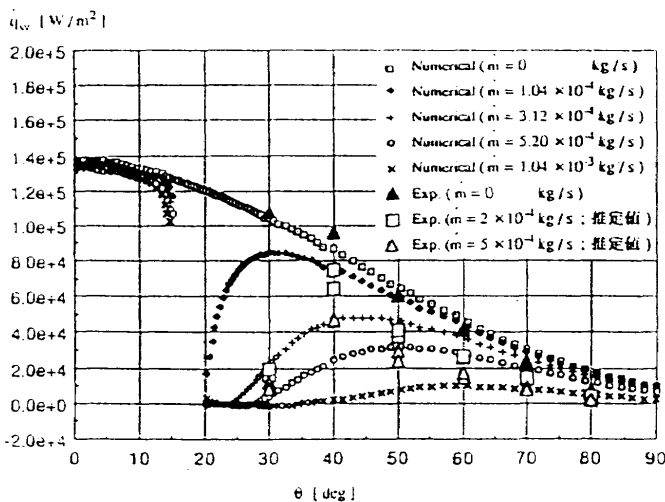


図5.4 壁面熱流束分布

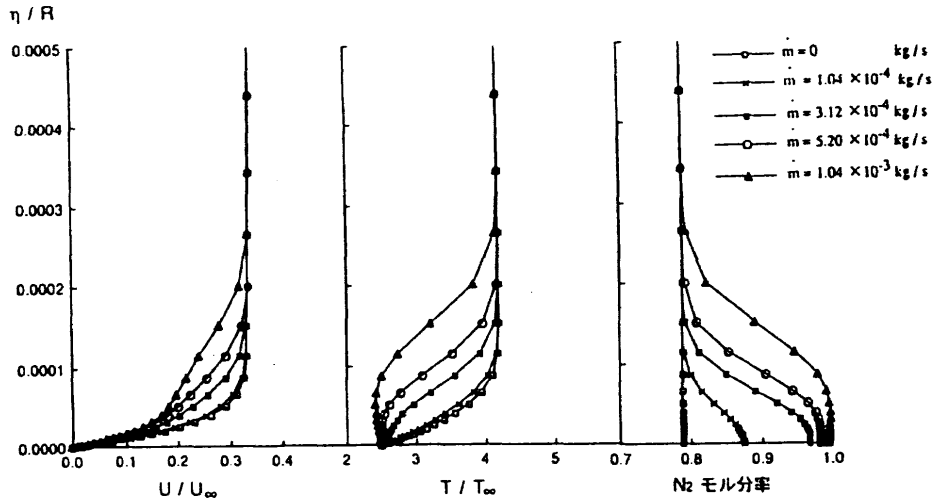


図 5.5 境界層内速度、温度、2次冷却流体モル分率分布 ($\theta = 30^\circ$)

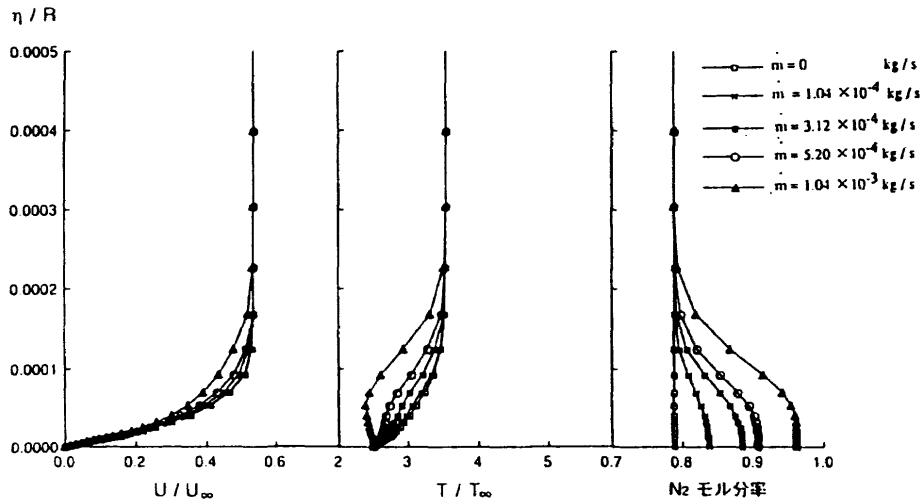


図 5.6 境界層内速度、温度、2次冷却流体モル分率分布 ($\theta = 50^\circ$)

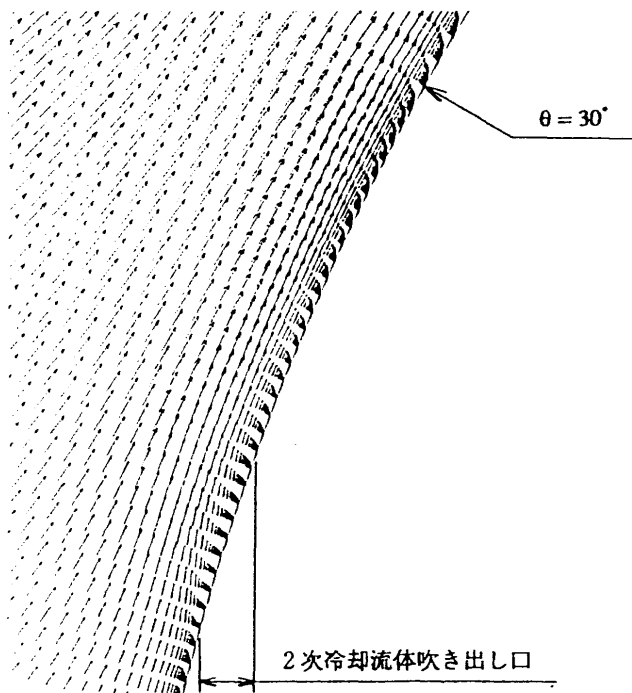


図 5.7 吹き出し口付近速度分布 ($m = 1.04 \times 10^{-3} \text{ kg/s}$)