

## ガスタービン燃焼器ライナ冷却部の伝熱解析

藤 秀 実\* 佐 藤 幸 徳\*  
安 藤 安 則\* 河 合 理 文\*

### Aerothermal Analysis for Gas Turbine Combustion Liner Cooling Slots

by

Hidemi TOH, Yukinori SATO, Yasunori ANDO, Masafumi KAWAI  
*Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd.*

#### ABSTRACT

Aerothermal analysis for gas turbine combustion liner cooling slots is presented. A finite-volume numerical analysis method for the solution of three-dimensional incompressible steady Navier-Stokes equations in general curvilinear coordinate system is used for the analysis. The main solution algorithm of the method is an extension of SIMPLE algorithm to present general curvilinear coordinate formulation. The standard k- $\epsilon$  two equations is used for turbulence model. This method is applied to calculate the velocity, temperature, liner skin temperature distributions and cooling effectiveness. Effects of combustion liner cooling slot configuration on such distributions were examined.

#### 1. ま え が き

航空用ガスタービンではエンジンサイクル効率を向上させるため、燃焼器入口および出口温度が高温度傾向にある。このため燃焼器ライナの耐久性確保が重要となり、ライナ冷却率を高める構造が種々研究されている。

著者らは高効率ライナ冷却構造を実験的に見出す<sup>1)</sup>一方、形状のスクリーニングや形状パラメータの冷却特性に与える影響を机上で調べるなどの所謂設計効率を高めるため、数値解析を利用してきた。

現在主流のフィルムクーリング冷却構造において、著者らはクーリングスロット出口で冷却流が周方向に一樣に流れ出る即ち2次元流との仮定の

もとにクーリングスロット下流領域での冷却流の速度分布、温度分布および冷却効率を解析的に求めた<sup>2)</sup>。検証結果ではスロット下流領域では速度分布、温度分布および冷却効率とも試験結果とよい一致を示したが、スロット出口直後では冷却効率を高めに見積る結果を示した。この差異の原因の一つはスロット出口では流れが3次元であるためと考えられた。このことから3次元解析の必要性はでてくるが、そもそも2次元解析ではクーリングスロット出口以降の議論であり、フィルムクーリング冷却効率を高めるためクーリングスロットからの冷却流をいかに一樣にするかがポイントとなるが、そのためクーリングスロットの構造はどうあるべきかが解析的に求められない。またクーリングスロット入口空気取入口から解析した発表例は見られない。

以上の観点から本報ではクーリングスロットを

\* 石川島播磨重工業株

含む3次元の流れ、伝熱解析を実施し、クーリングスロット形状の流速分布、温度分布および冷却効率へ与える影響を調べたので報告する。

### 2. 数値解析手法

3次元定常非圧縮性粘性流で標準のk-ε乱流モデルを用いれば、流れ場の支配方程式は式(1)になる。

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial x}(\rho U \phi) + \frac{\partial}{\partial y}(\rho V \phi) + \frac{\partial}{\partial z}(\rho W \phi) \\ &= \frac{\partial}{\partial x} \left( \Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( \Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial y} \right) \\ &+ \frac{\partial}{\partial z} \left( \Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial z} \right) + S_\phi \end{aligned} \quad (1)$$

ここでx, y, zは直角座標、およびU, V, Wはそれぞれの方向の時間平均流速成分に対応している。またρは密度、φは解くべき変数を表し、Γ<sub>φ</sub>は各変数の有効拡散係数、S<sub>φ</sub>は各変数に関する対流項、拡散項以外のソース項である。表1にΓ<sub>φ</sub>とS<sub>φ</sub>についてまとめる。

式(1)を一般曲線座標(ξ, η, ζ)に変換すると、式(2)のようになる。

$$\begin{aligned} & \frac{1}{J} \left\{ \frac{\partial}{\partial \xi}(\rho G_1 \phi) + \frac{\partial}{\partial \eta}(\rho G_2 \phi) + \frac{\partial}{\partial \zeta}(\rho G_3 \phi) \right\} \\ &= \frac{1}{J} \left\{ \frac{\partial}{\partial \xi} \left( \Gamma_\phi \frac{A}{J} \frac{\partial \phi}{\partial \xi} \right) + \frac{\partial}{\partial \eta} \left( \Gamma_\phi \frac{B}{J} \frac{\partial \phi}{\partial \eta} \right) \right. \\ &+ \left. \frac{\partial}{\partial \zeta} \left( \Gamma_\phi \frac{C}{J} \frac{\partial \phi}{\partial \zeta} \right) + S_\phi(\xi, \eta, \zeta) \right\} \end{aligned} \quad (2)$$

ここでJはヤコビアンであり、S<sub>φ</sub>は式(1)のソース項を座標変換したものおよび一般曲線座標の非直交性から生じる項である。また、G<sub>1</sub>, G<sub>2</sub>, G<sub>3</sub>は反共変ベクトルに類するもので式(3)となる。

$$\left. \begin{aligned} G_1 &= a_1 U + a_2 V + a_3 W \\ G_2 &= b_1 U + b_2 V + b_3 W \\ G_3 &= c_1 U + c_2 V + c_3 W \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

更にA, B, Cやa<sub>1</sub>, ... c<sub>3</sub>は座標変換に伴う係数である。

支配方程式群(2)を適当な境界条件のもとで数値解析するため、有限体積法を用いて差分方程式を導く。差分格子としては、スタガード格子を採用した。図1に示す計算格子まわりのコントロール

表1 有効拡散係数とソース項

φ	Γ <sub>φ</sub>	S <sub>φ</sub>
I	0	0
U	μ <sub>eff</sub>	$-\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x}(\mu_{eff} \frac{\partial U}{\partial x}) + \frac{\partial}{\partial y}(\mu_{eff} \frac{\partial V}{\partial x}) + \frac{\partial}{\partial z}(\mu_{eff} \frac{\partial W}{\partial x})$
V	μ <sub>eff</sub>	$-\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x}(\mu_{eff} \frac{\partial U}{\partial y}) + \frac{\partial}{\partial y}(\mu_{eff} \frac{\partial V}{\partial y}) + \frac{\partial}{\partial z}(\mu_{eff} \frac{\partial W}{\partial y})$
W	μ <sub>eff</sub>	$-\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial x}(\mu_{eff} \frac{\partial U}{\partial z}) + \frac{\partial}{\partial y}(\mu_{eff} \frac{\partial V}{\partial z}) + \frac{\partial}{\partial z}(\mu_{eff} \frac{\partial W}{\partial z})$
k	μ <sub>eff</sub> /σ <sub>k</sub>	G <sub>k</sub> - ρε
ε	μ <sub>eff</sub> /σ <sub>ε</sub>	G <sub>ε</sub> C <sub>1</sub> ε/k - C <sub>2</sub> ρ ε <sup>2</sup> /k
h	μ <sub>eff</sub> /σ <sub>h</sub>	Q <sub>h</sub>

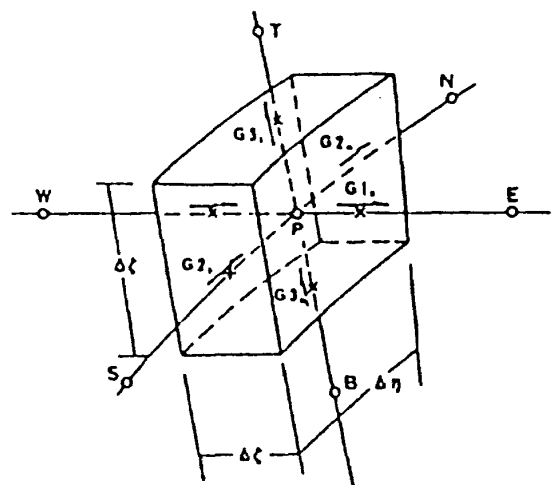


図1 計算格子とコントロール・ボリューム

・ボリューム内にて支配方程式を積分することにより、次の代数方程式が得られる。

$$\begin{aligned} A_P \phi_P &= A_E \phi_E + A_W \phi_W + A_N \phi_N + A_T \phi_T + A_B \phi_B \\ &+ S_\phi(\phi_E, \dots, \phi_N, \dots) \end{aligned} \quad (4)$$

ここでA<sub>P</sub>, A<sub>E</sub>, ... A<sub>B</sub>は各差分格子点における差分係数であり、各係数に含まれる対流項と拡散項の寄与はハイブリッドスキームにより評価した。

差分方程式の解法はSIMPLEアルゴリズム<sup>3)</sup>を3次元一般座標系に拡張したものである。代数方程式はVP計算機に適したChecker-Board法に基づく反復法により解いた。

### 3. 数値解析場および境界条件

図2に実際のジェットエンジン燃焼器をモデルとした解析場を示す。ライナ内の高温火炎からライナ壁を保護するため、圧縮機出口からの冷却空

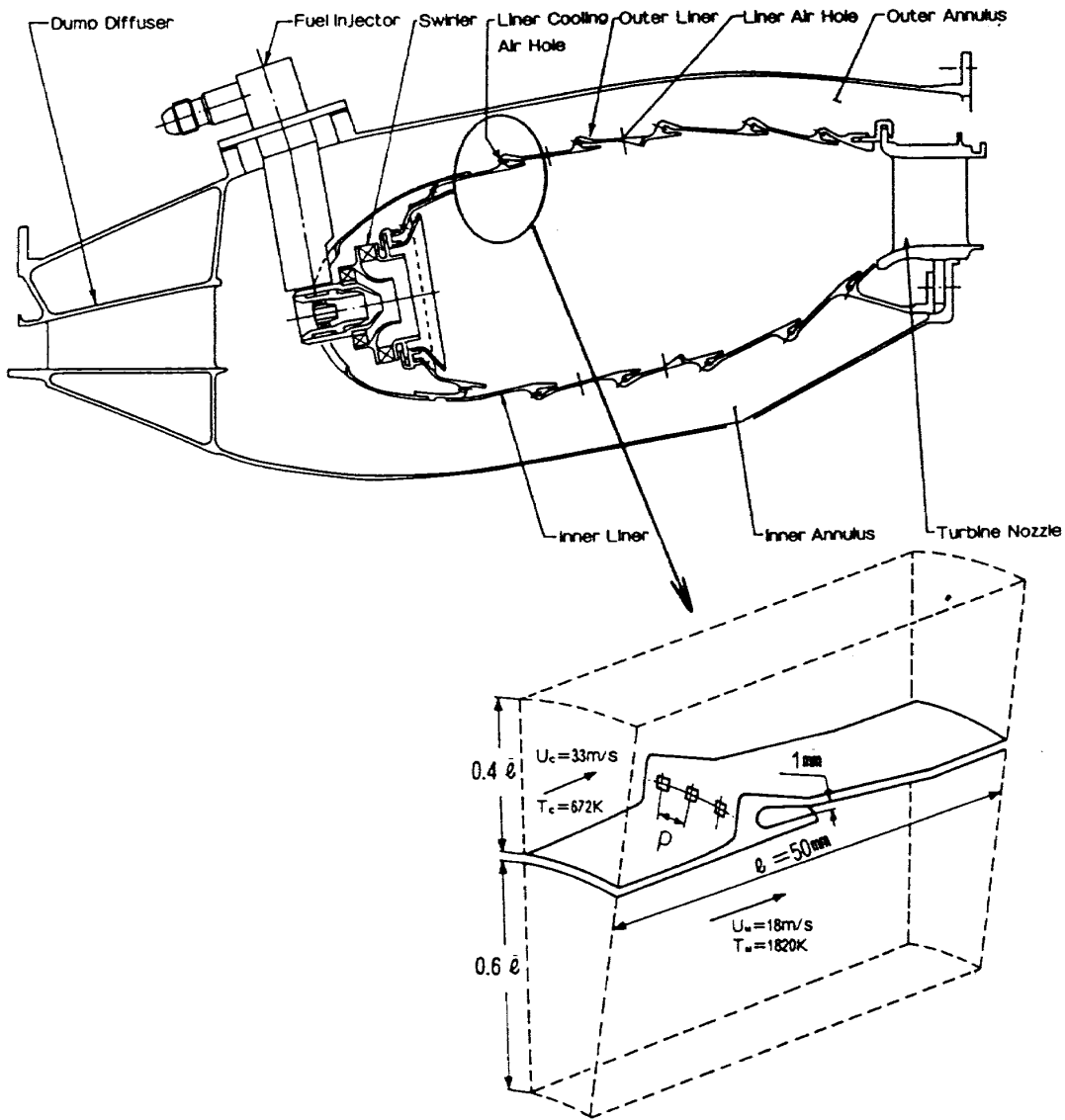


図2 解析場

気がライナ冷却孔から流入しクーリングスロットから流出する。この冷却孔はディスクリットに穿いているのでクーリングスロット内では3次元な流れであり、この冷却流をクーリングスロット出口でいかに一様な流れにするかが設計上のポイントである。この間隔Pは冷却上は小さくした方がよいが、あまり小さくすると製作費用が高くなることおよびクーリングスロットからクラックが発生しやすくなりライナ耐久性上好ましくない。このため最適間隔を見出す必要がある。ここでは冷却孔の間隔Pを3.3mmと6.6mmの2種類とし、この間隔がクーリングスロット内および下流の速度分布、温度分布、ライナ壁温分布、ライナ冷却効率にどのように影響するかを定量的に把握した。

表2 境界条件

	入口	出口	壁面
$U$	入力	$\partial V/\partial x=0$	0
$V$	入力	$\partial V/\partial x=0$	0
$W$	入力	$\partial V/\partial x=0$	0
$k$	入力	$\partial k/\partial x=0$	壁函数
$h$	入力	$\partial h/\partial x=0$	$\partial h/\partial n=0$ 断熱条件
冷却空気量	入力	—	—

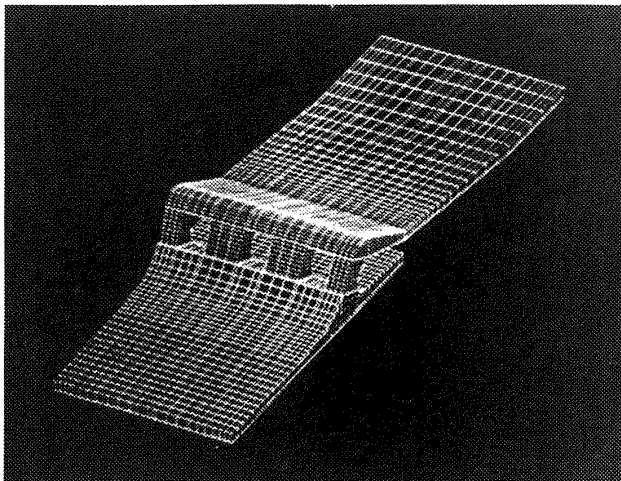


図3 ライナ部計算格子

この解析場での境界条件を表2にまとめる。

またライナ部の計算格子を図3に示すが計算格子は主流方向，周方向，半径方向に70×30×65点である。計算はFACOM VP-50にて行い今回の計算時間は1ケース約40分であったが，計算メッシュを削ることにより計算時間は現在より大幅に削減可能である。

#### 4. 解析結果

##### 4.1 ライナ冷却効率の検証

本3次元解析の有効性を確認するためライナ冷却効率の検証を行った。図4に空気孔間隔3.3mmでの冷却孔と冷却孔の間を周方向に平均したライナ冷却効率解析の検証結果を示す。図中には既報<sup>2)</sup>のクーリングスロットから冷却流が一樣流(2次元流)として流れた場合の結果も併記する。ここでXはクーリングスロット出口からの距離，Sはクーリングスロット出口通路幅，MはMass ratio， $\eta_c$ は冷却効率でそれぞれ次式の通りである。

$$M = \frac{U_c \rho_c}{U_g \rho_g} \tag{5}$$

$$\eta_c = \frac{T_g - T_{w,adi}}{T_g - T_c} \tag{6}$$

添字のCは冷却，gはネット側を示す。また $T_{w,adi}$ は断熱壁温度である。

図4より3次元解析により2次元解析では試験結果より高めに予測された冷却効率が試験結果に

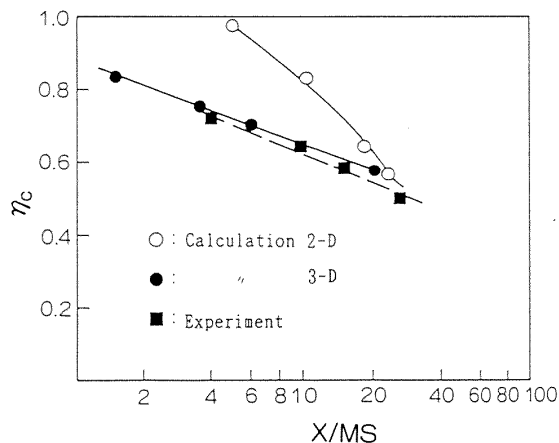


図4 ライナ冷却効率検証結果

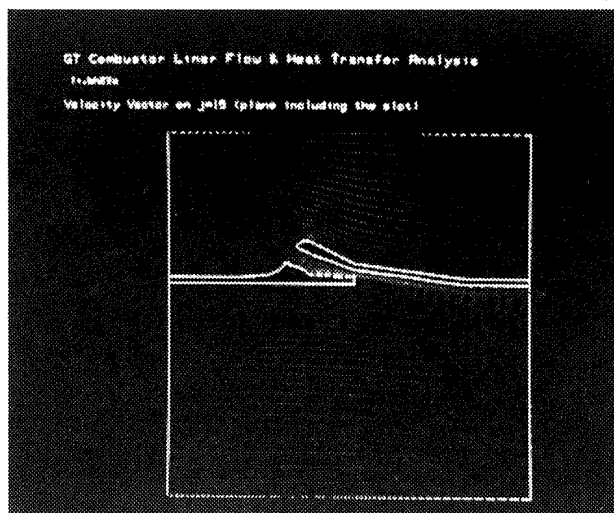


図5 クーリングスロット断面のフローパターン (スロット間隔3.3mm)

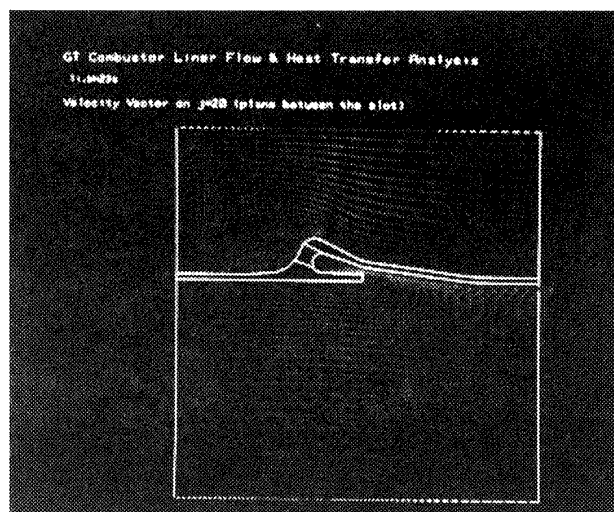


図6 クーリングスロット中間断面のフローパターン (スロット間隔3.3mm)

ほぼ一致してきており，3次元解析の有効性がわかる。

### 4.2 速度分布

図5に冷却孔間隔3.3mmの場合のクーリングスロット部を含む主流方向速度場を示す。冷却流は冷却孔の角度方向に噴射されクーリングスロットにインピンジしクーリングスロット出口に流れ出口からライナ壁に沿って流れており、冷却上好ましい。図6にはクーリングスロットとスロットの間断面での速度場を示すが、クーリングスロット内では逆流が起こっていることがわかる。またクーリングスロット出口では隣りの冷却孔からの冷却流によりライナ壁に沿った流れとなっている。図7にはクーリングスロット部を上面から見た速度場を示す。これより冷却孔から出た冷却流はクーリングスロット内で周方向に拡がり、クーリングスロット出口ではほぼ一様な速度分布にな

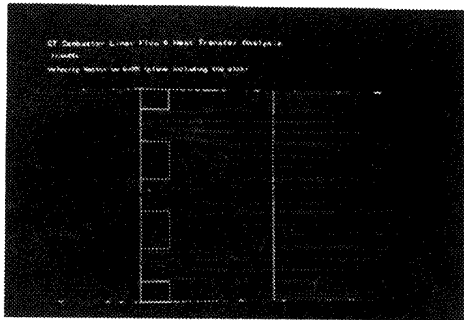


図7 クーリングスロット上面からみたフローパターン(スロット間隔3.3mm)

っていることがわかる。一方冷却孔間隔を6.6mmと広げた場合の速度場を図8に示すが、この場合は冷却孔の間隔が広すぎて、クーリングスロット出口で速度分布が一様になっていないことがわかる。

### 4.3 温度分布および壁温分布

図9に冷却孔間隔3.3mmの場合の温度分布を示す。以下の計算結果にはふく射の影響を入れてないので温度の絶対値の議論はできないが定性的検討はできる。

この温度分布からクーリングスロット出口の十分下流まで冷却効果が保たれていることが推察される。図10にはライナ下壁面の温度分布を示す。これより速度分布からも推察できる通り、冷却孔間隔6.6mmの場合は3.3mmと比較して、クーリングスロット出口に近い側で温度が高くなっており冷却孔間隔を広げることにより壁温が上がり、設計上好ましくないことがわかる。

## 5. まとめ

燃焼器ライナクーリングスロット部の3次元流れ、伝熱解析を一般曲線座標を用いて行い、クーリングスロットの構造の速度分布、温度分布、ライナ壁温分布冷却効率に与える影響を明らかにな

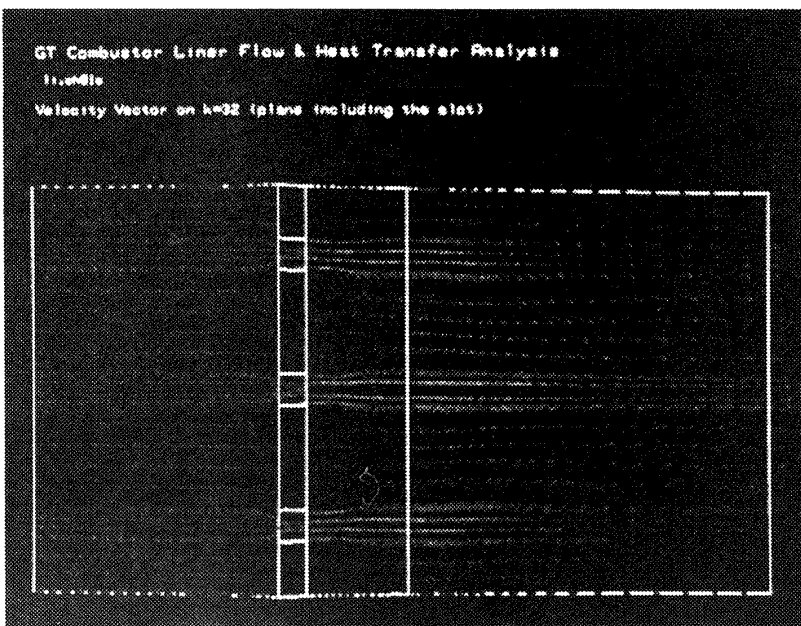


図8 クーリングスロット上面からみたフローパターン(スロット間隔6.6mm)

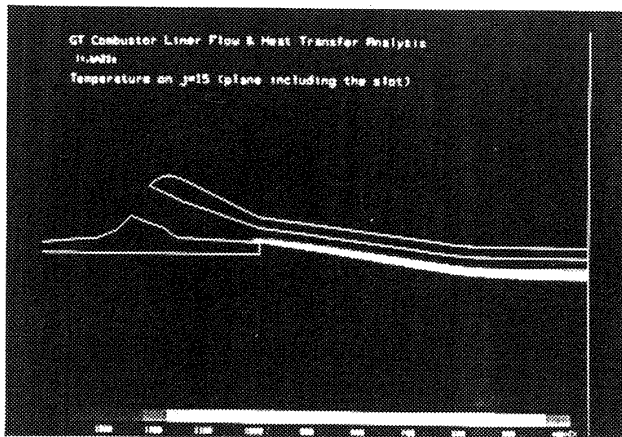
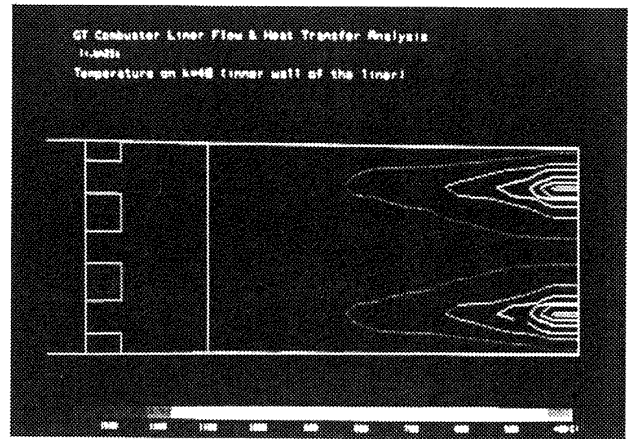
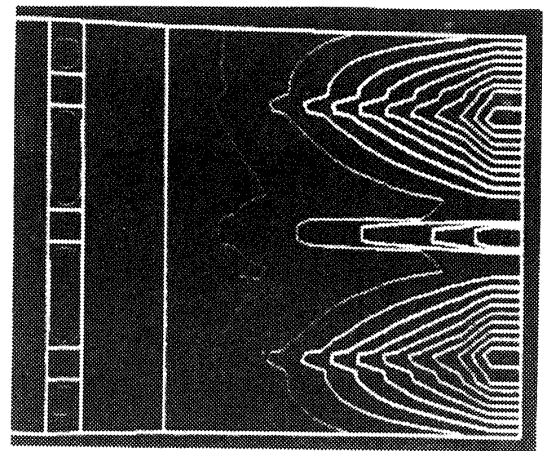


図9 温度分布(クーリングスロット断面,  
スロット間隔3.3mm)



(a) クーリングスロット間隔3.3mm



(b) クーリングスロット間隔6.6mm

図10 ライナ壁温分布

った。結果をまとめると次のようになる。

- 1) クーリングスロット部近傍の冷却効率を予測するには3次元伝熱解析が必要であることがわかった。
- 2) 本解析はライナ冷却構造を決める設計ツールとして十分に有効であることが実証された。

#### 参 考 文 献

- 1) Y. Sato, K. Watanabe, I. Nikai, H. Toh, "New Design Concept of Liner Cooling Device for High Temperature Gas Turbine Combustor, 17th CIMAC Paper, Warsaw 1987.
- 2) 佐藤, 藤, 田頭, 内田: 燃焼器ライナ部の流れ, 伝熱の研究(第1報: 2次元流れ, 伝熱解析と実験結果との比較), 15回ガスタービン定期講演会論文集, 昭62.
- 3) S.V. Fatankar, D.B. Spalding, Int. J. Heat and Mass Transfer, Vol. 15, p. 1787, 1972.