

フィルム冷却されたタービン翼列内流れの数値シミュレーション
西澤敏雄, 才木一寿, 野崎 理, 菊地一雄 (航空宇宙技術研究所)

Numerical Simulation of the Flow in a Film-Cooled Turbine Blade Row
T. Nishizawa, K. Saiki, O. Nozaki, K. Kikuchi (National Aerospace Laboratory)

Abstract

The computation is performed on a turbine stator blade with cooling air ejection from multi-row holes on the surface. This computation reveals the complicated three-dimensional structure in the stator passage including secondary flow and end-wall separation, and how the ejected cooling air flows on the blade surface and how the surface temperature is protected from the hot gas. The influence of the air ejection on the aerodynamic performance is also examined.

1. 緒言

航空用ジェットエンジンや産業用ガスタービンの熱効率向上および出力増大を図るため、タービン入口温度は年平均 20℃のペースで高温化が図られ、現在では 1700℃レベルの超高温タービンの研究開発が進められている。高温化は主としてタービン翼などの冷却技術によって実現されているが、冷却空気量の増大はかえって熱効率や出力の低下を招くので、必要最小限の冷却空気でも部材の温度を制限以下に保つことが重要である。特に、翼面から空気を噴出すフィルム冷却は、タービンの作動ガス温度を下げるばかりでなく、冷却空気と主流の混合による空力損失も生じるため、効率的な噴出しを実現する必要がある。そのため、空気噴出しを取込んだ流れ場の CFD 解析が有効な手段になると考えられる。新世紀耐熱材料プロジェクトでは、ガスタービン性能の飛躍的な向上を目指して、新しい耐熱材料の開発とともに、熱効率や寿命などを評価するための基礎技術として空冷タービンの CFD 解析、構造解析および冷却性能の研究を実施している^{(1),(2)}。本研究では、その一環として、三次元翼面に多列のフィルム冷却が施された空冷タービンの第 1 段動静翼列内の流れ場について、NWT を利用した大規模解析を行っている。本報では、主として静翼の解析結果について検討を行う。

2. 計算法の概要

図 1 は、本研究で扱うモデルタービン⁽³⁾の第 1 段静翼の形状および表面に配置されたフィルム冷却孔を示している。実機では、図 2 に示すように内部インサートによるインピンジメント冷却、翼後縁内部のピンフィン冷却及び後縁噴出しおよび側壁のインピンジメント及びフィルム冷却が施されているが、本計算では簡単化のため除かれている。また、表 1 はモデルタービンの諸元であり、数値解析はこれに基づいて行った。フィルム冷却の諸元を表 2 に示す。静翼は前縁部に 5 列 (千鳥配置)、背面・腹面にそれぞれ 1 列及び 2 列の冷却孔が配置され、それぞれ直径 0.6mm の丸孔で、前縁部ではミッドスパンへ向かって半径方向に噴出し、背腹面では後縁に向かって噴出するように配置されている。静翼面の冷却孔総数は 191 となるが、本計算では各冷却孔からの空気噴出しを境界条件によって取扱う事が出来るように、冷却孔及びその周辺で格子点間隔を約 0.1mm 間隔とし、1 孔当り 6×6 程度の分解能を有する計算格子を生成した。図 1 の静翼列 1 ピッチに対して約 660 万点 (225*61*481) の格子点を用いた。冷却孔からの噴出し条件は、冷却空気流量が参考データ⁽³⁾の設計値 (表 1 を参照) と合うように全圧・全温と噴出し方向を孔毎に与えた。但し、各冷却孔の中では全圧と噴出し方向は一樣とし、また本報告では全温は全ての孔で 405℃一定とした。冷

却孔内の静圧は主流の値から外挿して与え、冷却孔以外の壁面は断熱壁の条件を与えた。なお、図は省略するが、動翼についても同様な扱いを行った。動翼では前縁部から半径方向外向きに、背腹面からは半径方向及び後縁方向に噴出す。なお、実機の動翼では翼内部サーペントイン、ピンフィン、後縁及びチップ噴出しが行われているが、本計算では簡単のため考慮せず、また動翼枚数は計算の都合上 92 枚を 96 枚に変更した。

解析コードは、レイノルズ平均三次元 NS 方程式を基礎式とする差分法によるもので、対流項の離散化に Chakravarthy-Oscher の TVD スキームを、乱流粘性の評価に Baldwin-Lomax 代数モデルを用いている。なお、本計算においては動静翼列の接続に周方向平均 (Mixing Plane 法) を用いており、静翼後流と動翼の非定常干渉は考慮されていない。NWT における並列化は、格子点数が最も多い翼高さ方向 (481 点) に領域分割し、動静翼それぞれを 25PE で計算を行っている。計算時間は、フィルム冷却を施さない場合 (以下、無冷却翼と呼ぶ) の数値解を初期値として約 50 時間程度である。

3. 計算結果と考察

翼面温度分布

図 3 は、無冷却翼の計算から得た静翼面温度 (回復温度) の半径分布を、タービン入口境界条件として与えた全温分布と合わせて表示したものである。入口全温はモデルタービンの参考データ⁽³⁾と同じであり、平均値及び最大値はそれぞれ 1418℃、1530℃である。翼面温度は静翼腹面及び背面の前縁側では入口全温より若干低いか同じ程度であるのに対して、背面の後縁側ではチップ及びハブの近傍で 100~200K 程度低くなっている。詳細は後述するが、これは二次流れ (Passage Vortex) によって側壁付近の低温流体が翼端からミッドスパン方向に流れ込むためである。

図 4 は、フィルム冷却翼について CFD 解析の結果得られた静翼腹面・背面およびハブ面の温度分布と限界流線を表したものである。冷却空気が

翼面を覆うことによって翼面温度が翼端を除いて大幅に低くなっている様子がわかる。腹面では二次流れの影響が少なく、2 列の冷却孔から噴出した空気は翼面上を後縁に向かってほぼ真っ直ぐに流れている。流線がミッドスパン方向に僅かに寄っているのは、前縁部の噴出しが半径方向内側に向けられている影響と考えられる。一方、背面では Passage Vortex によって翼端からミッドスパンに向かう流れが生じ、それが翼面で剥離して冷却空気の届かない部分を形成していることがわかる。この Passage Vortex は隣接翼の腹面側馬蹄渦を巻き込みながら、流路の側壁面上を腹側から背側に横切るように発達したものである。前述のように、この渦によって側壁面の低温流体が流れ込むために、無冷却翼の場合には翼面温度が比較的低かった部分であるが、冷却翼の場合には冷却空気が届かないため翼面温度はミッドスパンより高くなる。なお、馬蹄渦は前縁付近では翼面上を翼端に向かう流れを生じさせるが、渦の半径方向高さが小さいため影響は少なく、下流に進むにつれて Passage Vortex の影響の方が顕著になる。

図 5 は、背面冷却孔の下流位置における翼面に垂直な断面内の静温と渦度 (断面法線成分) の分布を表す。図中の D は冷却孔の直径、 s は冷却孔下流端からの翼面に沿う距離を表しており、冷却孔 2 ピッチ (孔間隔は表 2 を参照) について示したものである。冷却孔の直後 ($s/D=2.0$) では低温部分が左右対称の腎臓形の分布をしており、渦度分布から互いに反対回りの一対の渦 (Kidney Vortex と呼ぶ) を形成している様子がわかる。この渦は冷却孔から噴出したジェットを主流が取り囲むように流れる時の剪断力によって生じるものと考えられる。下流に進むにつれて渦の対称性が少しずつ崩れるとともに、渦度中心の位置が翼面から離れることがわかる。

図 6 は、前縁腹側および腹面の計 3 列の冷却孔について、翼面垂直断面内の静温分布を表している。前縁腹側 (図 6(a)) に見られる左周りの渦は、前縁冷却孔からの冷却空気が半径方向に向けて (図 6 では右上 45 度方向に) 噴き出しているこ

とによるもので、前述の Kidney Vortex の一對のうち左回りの渦だけが発達したものと考えられる。腹面の冷却孔下流 (図 6(b)(c)) では腎臓形に近いが、前縁の半径方向噴出しによる影響が表れており、左右対称性は背面側に比べると良くない。

図 7 は、上記の計算結果を基に静翼面の冷却効率を求め、二次元展開図により表示したものである。冷却効率の定義は $\eta_f = \frac{T_g - T_{aw}}{T_g - T_c}$ で表され、

T_g は主流ガス温度、 T_c は冷却空気温度、 T_{aw} は翼面断熱温度を示す。図 7 より静翼面の平均フィルム冷却効率は 0.37 である。なお、タービン入口流量は 29.8kg/s、静翼面フィルム冷却空気流量は 2.9% となり、後縁噴出しの設計値と合わせるとほぼ設計通り (約 5.9%) の値となる。図 8 は背面冷却孔付近を拡大した図であるが、フィルム冷却効率は下流に向かってゆっくり減衰し、左右方向には急減少する様子がわかる。

冷却効率に関して吉田ら⁽²⁾は様々な文献データを基に、平板単孔噴射についてフィルム冷却効率の二次元分布を主流方向および孔列方向の無次元距離 $X=x/(Md)$ 、 $Z=z/D$ の関数として次のように定式化し、実験データ⁽⁴⁾と比較的に良く合うことを示した。

$$\eta_f(X, Z) = \frac{A}{\sqrt{(X+A)^2 + Z^2}} \times \text{EXP} \left[-B \left(\sqrt{(X+A)^2 + Z^2} - X - A \right) \right]$$

ここで M は質量流量比 ($=\rho_c V_c / \rho_w V_w$)、 L は等価二次元スロット幅 $d (= \pi D^2 / 4 \Delta h)$ 、 x は冷却孔下流端からの距離、 A 及び B は定式化のための係数である。単孔列の場合には隣接する孔の近似式の重ね合わせにより算出することができるとされている。図 9 は、この近似式との比較を行うため、図 7 のデータを基に腹側及び背側の冷却孔について無次元距離 X に対する冷却効率の変化を表したものである。同図において、近似式は吉田らの単孔列近似式を hole 6 のデータに適用した結果である。腹面では孔毎の差異が比較的小さく、近似式と数値解析の一致も悪くないが、背側では良い近似は得られず、また孔毎の差異が大きく、特にハブ (hole 1) 及びチップ (hole 32) 付近で

は冷却効率の低下が著しい。これは前述のように背側では Passage Vortex により翼端付近で冷却空気の届かない剥離領域が広がるためと考えられる。

空力損失

図 10 は静翼下流の 2 断面 ($x=0.1\text{mm}$ 及び $x=5\text{mm}$) における全圧分布 (上流側から見た図) を表す。図 10(a)において全圧の非常に小さい部分が翼後縁直後の死水領域の位置に相当する。背面側では損失の大きい部分が広がっており、特に翼端部では Passage Vortex によって損失の大きい範囲が広がっていることがわかる。背面側では翼面境界層内の拡散が進んでいるため個々の噴出しの形跡は図に表れていないが、腹側では噴出しによる損失増加部分が明確に表れている。図 10(b)では mixing が進み後流の幅が広がっているが、翼端側における Passage Vortex の影響も見られ、特にハブ側の方が明瞭である。図 11 は、ミッドスパン位置において全圧損失係数 ω のピッチ方向分布について冷却翼と無冷却翼とを比較したものである。冷却翼の方が全圧損失の大きい範囲が広くなるとともに、背側方向に移動しており、8%コード下流 ($x=5\text{mm}$) ではピーク位置が 6%ピッチ程度移動している。これは、多列冷却孔の空気噴出しの結果と考えられるが、8%コード位置における平均全圧損失は $\omega=0.092$ となり、無冷却翼に比べて約 12%増加している。平均流出角は 76deg.で殆ど変化しないのに対して、全圧損失ピークを wake 中心と見なして wake 部の流れ角を算出すると、無冷却翼に比べて 2.7deg.背側方向に偏向している。空気噴き出しによるタービン静翼の空力特性の変化については、文献(5)において詳しく調べられているが、本計算でも概ね同じ傾向の結果が得られている。

4. 結言

本研究は、三次元タービン翼列流れの CFD 解析によりフィルム冷却を含む翼列内流れ場を示したものであり、翼面温度やフィルム冷却効率に対する二次流れの影響を明らかにするとともに、

空力損失に対するフィルム冷却の影響を示した。新世紀耐熱材料プロジェクトでは、新しい耐熱材料を適用した場合のガスタービンの熱効率や寿命などを簡便に評価できる仮想タービンシステムの開発を行っている。本研究の CFD 解析により、実機に近いタービン翼列についてフィルム冷却空気量と効率や翼面温度分布の関係を示すことができれば、より高精度な評価が可能となるものと期待できる。入口温度 1700℃クラスのタービン翼列についても今後検討を進める予定である。

謝辞

本研究を進めるにあたり、当所の吉田豊明氏、山根敬氏、松下政裕氏および東芝の福山佳孝氏、佐々木隆氏、佐伯祐志氏より有益なご助言とご協力を頂いた。ここに記し、謝意を表する。

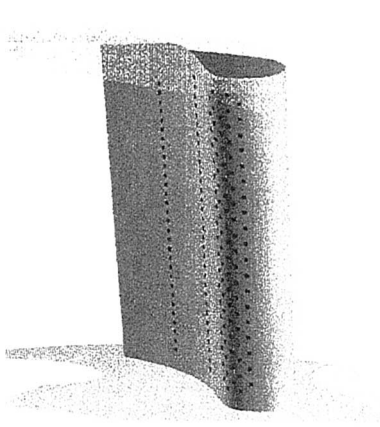


図1 静翼面フィルム冷却孔

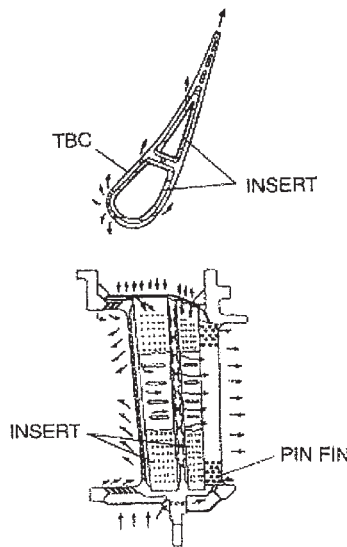


図2 静翼冷却構造

表2 フィルム冷却孔諸元

静翼	
前縁	5列
Φ0.6x20孔	Δh=3mm
α=90°	β=±45°
背面	1列
Φ0.6x32孔	Δh=1.8mm
α=50°	β=0°
腹面	2列
Φ0.6×32孔	Δh=1.8mm
α=50°	β=0°

Δh:孔間隔

動翼	
前縁	4列
Φ0.5x24孔	Δh=1.5mm
Φ0.5x12孔	Δh=3mm
α=90°	B=35°
背面	2列
Φ0.6x6-8孔	Δh=3mm
α=50°	B=35°
腹面	1列
Φ0.6x12孔	Δh=3-5.4mm
α=40°	β=35°

参考文献

- (1) Yoshida, T., et al., Development of a Virtual gas Turbine for Material Evaluation, Proc. of High Temperature Materials 2000, March 2000.
- (2) 松下、吉田、タービン冷却性能の仮想タービンへの適用、第15回ガスタービン秋季講演会、2000年11月
- (3) 土方、岡村、福田、伊藤、高温タービン実証試験機による空冷翼の冷却特性について、ガスタービン仙台地区講演会講演論文集、1990年11月
- (4) Sasaki, M., Takahara, K., Kumagai, T. and Hamano, M., Film Cooling Effectiveness for Injection from Multi-Row Holes, ASME Paper 78-GT-32, 1978.
- (5) 大友、中田、久保、須賀、ガスタービン静翼の個別膜噴き出し翼列圧損特性、第12回ガスタービン秋季講演会講演論文集、1997年10月

表1 モデルタービン諸元
静翼

出口 Mach 数	0.8
出口 Re 数	1.0×10 ⁵
翼弦長	59mm
翼長	59mm
翼枚数	48
主流全圧	10ata
主流平均温度	1418℃
冷却空気	405℃
冷却空気量	6.0%

動翼

出口 Mach 数	0.64
翼弦長	36mm
翼長	59mm
翼枚数	96
回転数	10200rpm
主流全温	1312℃
冷却空気	400℃

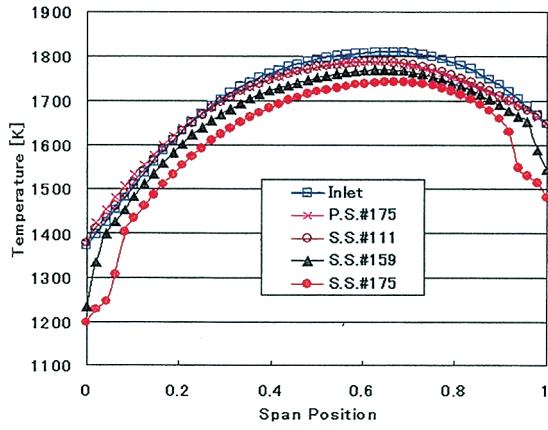
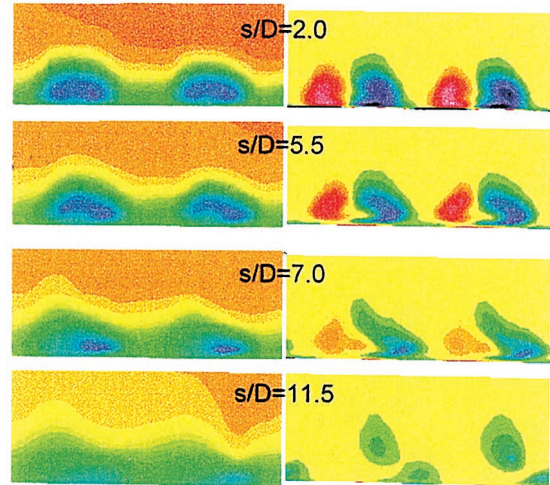


図3 半径方向温度分布 (無冷却)



(a) 静温 (b) 渦度

図5 垂直断面内温度・渦度分布 (背面)

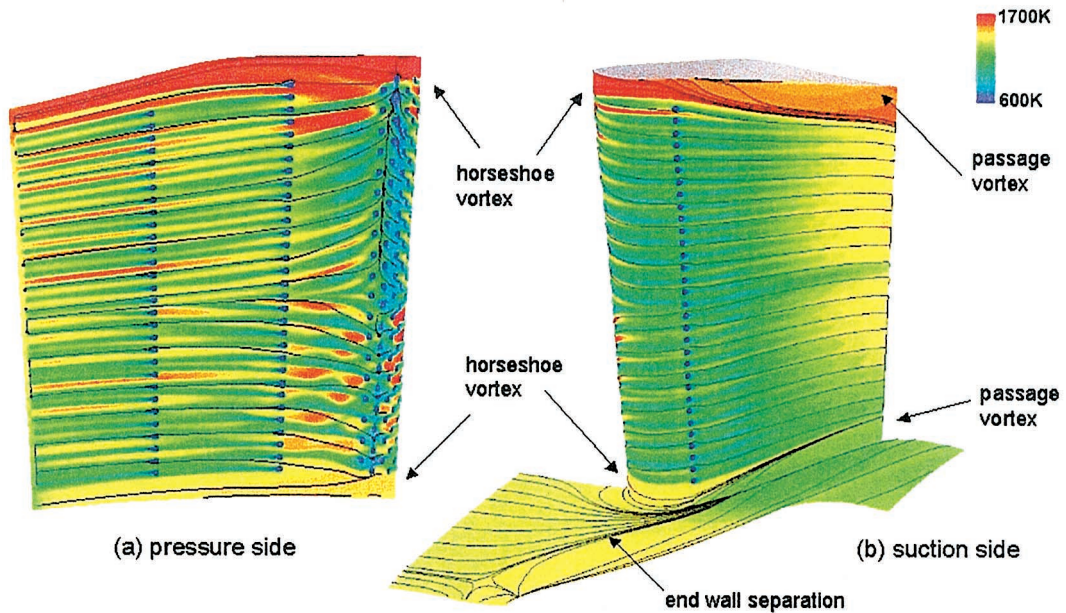
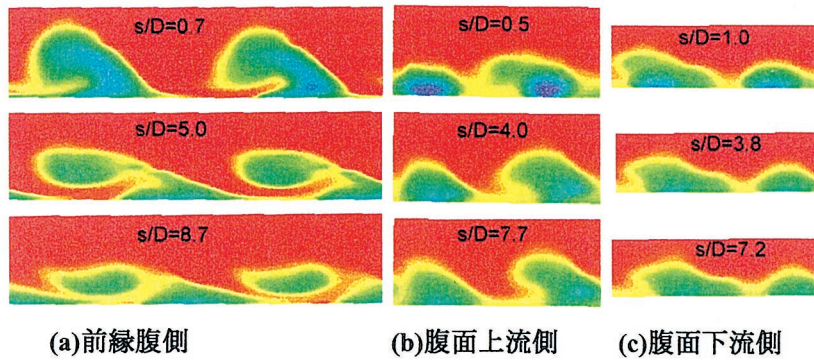


図4 タービン静翼の表面温度と限界流線



(a) 前縁腹側 (b) 腹面上流側 (c) 腹面下流側

図6 垂直断面内温度分布

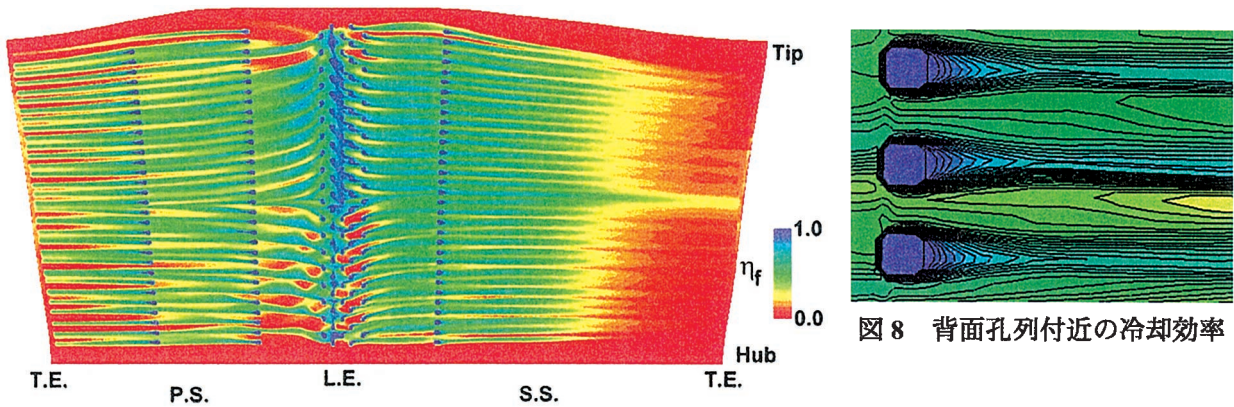
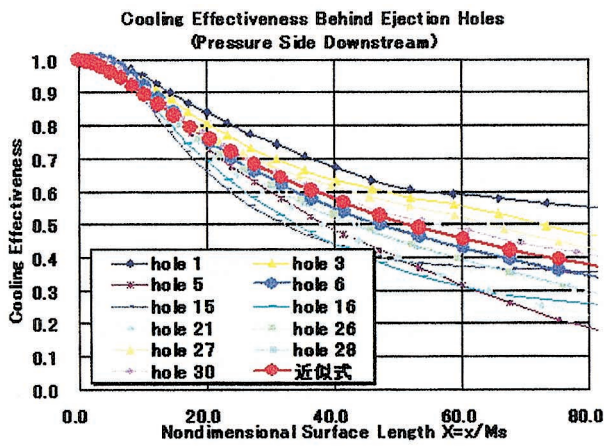
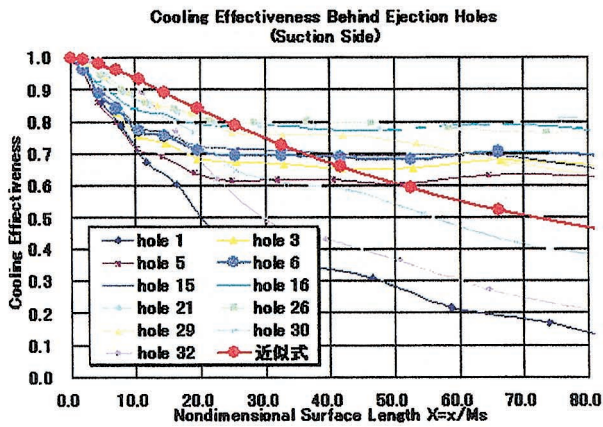


図7 静翼面冷却効率分布

図8 背面孔列付近の冷却効率

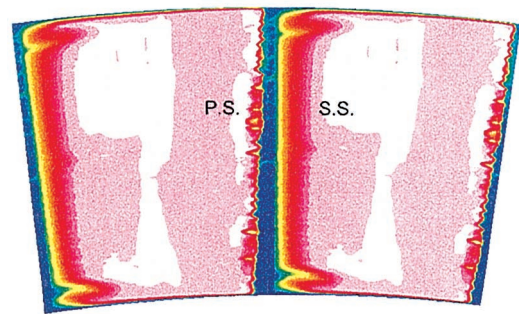


(a)腹面下流側孔列

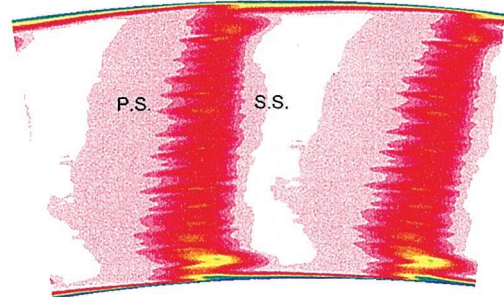


(b)背面孔列

図9 静翼面冷却効率分布の近似



(a)後縁直後(x=0.1mm)



(b)8%下流位置(x=5mm)

図10 静翼下流断面の全圧損失分布

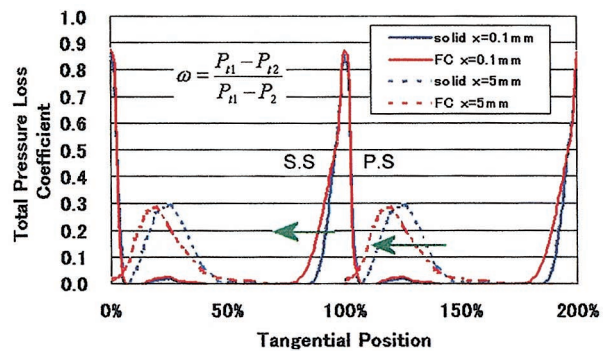


図11 静翼下流断面の全圧損失分布