技術論文

# 平板試験装置を用いた高性能フィルム冷却孔形状に関する研究 ―Pick-Shaped Holeの提案―

# Studies on High-Performance Film Cooling Hole Shape using a Flat-Plate Test Facility - Proposal of Pick-Shaped Hole -

佐々木 優大[*1]　SASAKI Yudai
船﨑 健一[*2]　FUNAZAKI Ken-ichi

**ABSTRACT**

Turbine inlet temperature (TIT) of gas turbines has been increasing for decades to achieve their larger output and higher thermal efficiency and the advances in cooling technology for the turbine sections have significantly contributed to this trend. Among the cooling technologies, film cooling is widely adopted for turbine blades because of its high cooling performance, however, further studies are still required on the film cooling so as to attain higher cooling effectiveness with lower aerodynamic loss caused by the coolant injection into the main flow. This study proposes a new cooling hole shape, called Pick-Shaped Hole. The film cooling performance and aero-thermal performance of this new cooing hole are investigated experimentally and numerically in comparison with Round Hole and Fan-Shaped Hole under various flow conditions, such as blowing ratio and turbulence intensity.

**キーワード：**ガスタービン，フィルム冷却，冷却孔，感圧塗料，主流乱れ度
**Key words：**Gas Turbine, Film cooling, Cooling Hole, Pressure Sensitive Paint, Turbulence intensity

## 1．研究背景

近年，燃料価格の高騰等によりガスタービンには更なる高出力化，高効率化が求められている。これらを達成するためにはタービン入口温度（TIT）の上昇が重要であるが，TITの上昇に伴って燃焼器直下流に位置する高圧タービン部の熱負荷が増大するため，冷却技術の進歩が必要不可欠である。その中でも，フィルム冷却技術は最も有効な冷却手法である。

フィルム冷却の課題として，冷却空気と主流の干渉により発生するCounter Rotating Vortex Pair（CRVP）と呼ばれる渦構造の存在が挙げられる。CRVPにより冷却空気を壁面から引き離す現象であるlift-offや高温主流の巻き込みが誘起されるため，結果として，CRVPによりフィルム冷却性能が悪化することがHaven[(1)]らの研究で示されている。CRVPを制御することがフィルム冷却効率の向上に繋がる[(2)]ため，CRVPの制御に向けて数多くの研究が実施されている。

フィルム冷却に関する最大の技術的進歩は，冷却孔出口形状に関するものであるとされている[(3)]。最もよく知られている出口形状はDiffuser Hole（またはFan-Shaped Hole）[(4)]であり，これにより主流への冷却空気の貫通を低減するとともにCRVPを制御することで，壁面への付着性が向上することから広く実用に供されている。また近年では，Arrowhead-Shaped Hole[(5)]やNEKOMIMI cooling hole[(6)]と呼ばれる高い冷却性能を有する形状なども提案されている。

一方で，フィルム冷却は主流との混合現象を伴うため冷却性能だけでなくタービン損失への影響も考慮しなければならない。Fan-Shaped Holeは1980年頃に提案された革新的な形状であったが，その後提案された冷却孔形状は主として冷却性能のみに関心が寄せられ，空力面の調査が十分ではなかった。

本研究では，岩手大学において新たに考案された形状であるPick-Shaped Hole（PSH）を対象として，フィルム冷却性能評価及び空力損失評価を行っている。そこでは，吹き出し比，主流乱れ等の各流動条件におけるフィルム冷却性能及び空力損失について，Round Hole（RH）と777-Shaped Hole[(7)]（SH）との比較により明らかにしている。

○主な記号

| | | | |
|---|---|---|---|
| $A_0, A_1, A_2, A_3$ | ：Stern-Volmer係数[-] | $BR$ | ：吹き出し比[-] |
| $C$ | ：酸素濃度[%] | $DR$ | ：密度比[-] |
| $d$ | ：冷却孔直径(10[mm]) | $I$ | ：発光強度[a.u.] |
| $L_{fwd}$ | ：拡大部長さ[mm] | $L_m$ | ：直管部長さ[mm] |
| $MW$ | ：分子量比[-] | $P$ | ：圧力[kPa] |

原稿受付　2023年5月14日
査読完了　2023年7月30日
＊1　岩手大学大学院
〒020-8551　盛岡市上田4丁目3－5
＊2　岩手大学理工学部
〒020-8551　盛岡市上田4丁目3－5



Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

$Po_2$　：酸素分圧[kPa]
$Re$　：レイノルズ数（$=\rho_\infty U_\infty d/\mu$）[-]
$Tu$　：主流乱れ度[%]　$U$　：流速[m/s]
$x$　：流れ方向[-]　$y$　：高さ方向[-]
$z$　：スパン方向[-]　$\delta$　：境界層厚さ[mm]
$\delta_1$　：排除厚さ[mm]　$\delta_2$：運動量厚さ[mm]
$\zeta$　：流れ方向渦度[s^-1]
$\eta$　：フィルム冷却効率[-]
$\theta$　：無次元空間温度分布[-]
$\mu$　：粘性係数[Pa･s]
$\rho$　：密度[kg/m$^3$]
○添え字
∞　：主流空気　2　：冷却空気
dark　：暗電流画像　ref：リファレンス
wall　：断熱壁

## 2．実験手法

### 2.1　平板試験装置

Fig. 1に実験装置の概要を示す。本研究では，吸込式風洞を用いている。主流は風洞下流に位置する送風機により供給され，主流流入部を通過する際，ハニカム格子と３枚の整流網を通過し整流される。その後，縮流され加速した空気がテストセクションへ流入する。冷却空気として二酸化炭素を代用しており（以下，便宜的に冷却空気という），ボンベから供給され，質量流量計で所定の流量に調整後，プレナム内へ流入する。テストセクションには感圧塗料（PSP: Pressure Sensitive Paint）を塗布した供試体を取り付けている。PSP計測にはロングパスフィルタを取り付けた冷却CCDカメラとPSP励起用の紫外線LED光源を用いている。

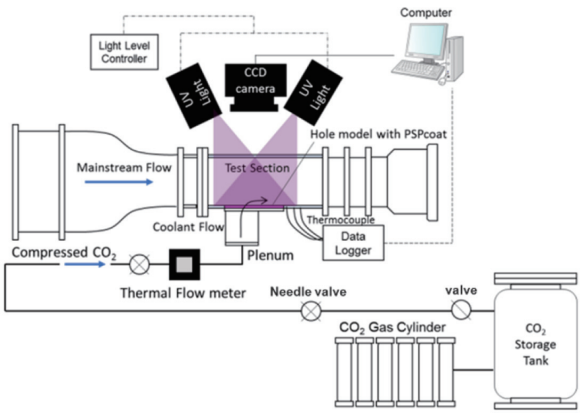



Fig. 1　Flat plate test equipment

### 2.2　冷却孔形状

本研究で用いた冷却孔形状はTable 1，Fig. 2に示す通りである。冷却孔の中心軸と壁面が交わる点を原点としている。各冷却孔の冷却孔長さは6dであり，供試体の厚さは3dである。また冷却孔はスパン方向に３つ設けており，冷却孔ピッチは6dである。形状の特徴として，SHは冷却孔出口部の断面形状を末広状としているディフューザー型である。一方で，PSHは上から見た冷却孔出口部形状が先端にいくにつれて狭まっていく特徴を持ち，弦楽器を弾く際に用いるピック（Pick）のような形状をしている。PSHの出口部形状の概要をFig. 3に示す。PSHはスパン方向拡大角を広げることで冷却空気をスパン方向へと拡散させることと出口部形状の先端を狭めることで冷却空気の速度を低減させることを目的としてパラメータを決定している。今回，比較対象としたSHの形状は新たな冷却孔形状と比較するための基準の形状として考案されている。そのため，このSHの形状と比較することでPSHの性能を評価している。

Table 1　Parameter details

| Cooling hole shape | RH | SH | PSH |
|---|---|---|---|
| Diameter（d）[mm] | 10 | 10 | 10 |
| Metering length（Lm/d）[-] | - | 2.5 | 2.13 |
| Injection angle（$\alpha$）[deg.] | 30 | 30 | 30 |
| Forward expansion angle（$\beta$）[deg.] | - | 7 | 5.3 |
| Lateral expansion angle（$\gamma$）[deg.] | - | 7 | 11.2 |

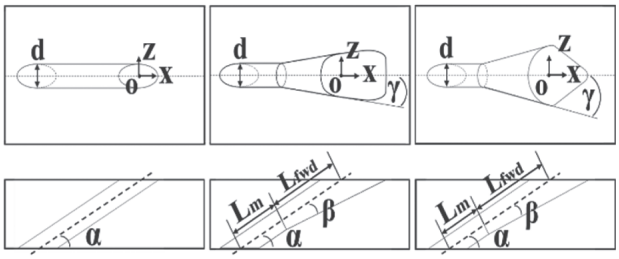



Fig. 2　Configuration parameters
(Left: RH, Middle: SH, Right: PSH)

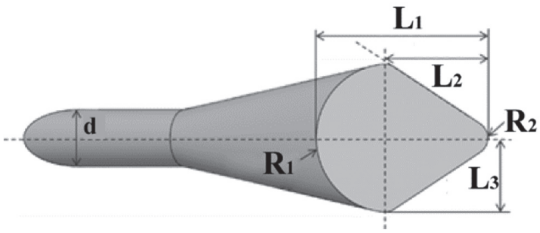



Fig. 3　Cooling hole outlet shape（PSH）

### 2.3　PSP計測

PSPは発光色素をセンサとした機能性塗料であり，特定の波長により励起され発光し，その発光強度は色素周辺の酸素濃度に応じて変化する性質を持っている。そこで本研究では，紫外線LED光源によってPSPを励起し，冷却CCDカメラにより供試体表面のPSPの発光強度を撮影した後，画像処理によりフィルム冷却効率を算出した。

今回用いたPSPの感圧色素には常温で高い圧力感度を持つ白金ポルフィリン（PtTFTT）を使用しており，励起波長は392nm，発光波長は650nmである。そのため紫外線LED光源のピーク波長は400nmである。また650nm



Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

の発光波長を捉えるために，カットオン波長630nmのロングパスフィルタを装着した冷却CCDカメラ（16bit）を使用した。

PSPを用いたフィルム冷却効率の計測では，熱拡散と物質拡散のアナロジー成立が前提条件とされており，同アナロジーが成立する場合，フィルム冷却効率は式(1)のように定義される[8]。

$$\eta = \frac{T_\infty - T_{wall}}{T_\infty - T_2} = \frac{C_\infty - C_{wall}}{C_\infty - C_2} \tag{1}$$

本研究では，分子量比の影響も考慮したCharbonnierら[9]が提案した式(2)を定義式として採用している。MWは異種ガスである二酸化炭素と主流空気の分子量比（MW=1.5194）である。$P_{O_2,air}/P_{O_2,ref}$は冷却空気として空気を使用した際の酸素分圧比，$P_{O_2,gas}/P_{O_2,ref}$は冷却空気として二酸化炭素を代用した際の酸素分圧比である。なお，冷却空気として空気を使用した際の酸素分圧の変化は非常に小さく，無視できると仮定し，$P_{O_2,air}/P_{O_2,ref}$ ≈1として計測を行っている。

$$\eta = 1 - \frac{1}{\left\{1 + MW\left(\frac{P_{O_2,air}/P_{O_2,ref}}{P_{O_2,gas}/P_{O_2,ref}} - 1\right)\right\}} \tag{2}$$

また，PSPの発光強度と圧力の間には式(3)に示すStern-Volmer式が成立するため，事前に真空チャンバーを用いてPSPの較正を行い，同式を取得しておくことでフィルム冷却効率の算出が可能となる。

$$\frac{I_{ref} - I_{dark}}{I - I_{dark}} = A_0 + A_1\frac{P}{P_{ref}} + A_2\left(\frac{P}{P_{ref}}\right)^2 + A_3\left(\frac{P}{P_{ref}}\right)^3 \tag{3}$$

ここで，$I_{ref}$は主流のみ通風時の画像，$I_{dark}$は暗電流画像，$I$は冷却空気を噴出した際の画像の輝度である。また（$P/P_{ref}$）は表面圧力とリファレンスの比である。$A_0$, $A_1$, $A_2$, $A_3$は較正係数であり，供試体表面温度を制御した較正試験により取得する[10]。較正試験を行った後，式(3)を利用し，取得した画像から分圧比を算出し，式(2)に分圧比を代入することで，フィルム冷却効率を算出した。なお，各撮影条件で150枚の画像を取得し，平均した画像を用いた。

### 2.4　境界層計測

本研究ではDenton[11]による空力損失の考えに基づき，境界層計測を行っている。以下に境界層計測の手順を述べる。まずアクリルプレートに開けたスリット（吸い込み防止材付き）から通した熱線プローブをマイクロスコープと隙間ゲージを用いて，x/d=18，y/d=0.03，z/d=0の位置まで正確に接近させる。その後，２軸トラバース装置によって壁面法線方向に0.03d ～ 2.5dまで移動させながら流速を計測することで境界層内の流速分布を得る。なお，使用する熱線プローブは，試験直前に風洞内で較正を行う。サンプリング周波数は20kHz，計測時間は3.5sとしている。境界層内の速度分布から，式(4)及び式(5)によりそれぞれ排除厚さ$\delta_1$及び運動量厚さ$\delta_2$を算出する。これらの二つの積分量は，Dentonによって翼面境界層由来の翼列全圧損失と深く関係していることが示されている。なお，境界層厚さ$\delta$は流速が主流速度の98%に達する時の壁面からの距離と定義している。

$$\delta_1 = \int_0^\delta \left(1 - \frac{u}{U}\right) dy \tag{4}$$

$$\delta_2 = \int_0^\delta \frac{u}{U}\left(1 - \frac{u}{U}\right) dy \tag{5}$$

また，本研究では，空気を用いて熱線プローブの較正を行い，実験では冷却空気として二酸化炭素を使用している。そのため，空気との混合過程における物性値（定圧比熱，密度，粘性係数，熱伝導率）の変化に伴う熱線プローブの出力変化の影響が懸念された。そこでSHのBR=2.5を対象に以下のように二酸化炭素と空気との混合効果を調査した。なお調査するにあたり，日本カノマックス株式会社の技術資料[12]を参考にしている。濃度の見積もりに関する情報をTable 2に示す。まず式(2)を用いて，x/d=18におけるフィルム冷却効率から$P_{O_2,gas}/P_{O_2,ref}$を逆算した。酸素分圧の減少分を二酸化炭素分圧の増加分と仮定することで，計測時の二酸化炭素の割合を算出した。そして，混合ガス中の各気体の割合から混合ガスの物性値を求める。その後動粘性係数，温度伝達率を求め，それらを用いてレイノルズ数，プラントル数，ヌセルト数を求める。最後に放散熱量を算出する。Fig. 4に空気・混合ガスそれぞれの物性値から算出した放散熱量と流速の関係を示す。Fig. 4より，流速の最大の誤差は約0.711%であり，境界層計測位置での出力変化はほぼ無視できると考えられる。

Table 2　Concentration estimates at x/d=18

| | |
|---|---|
| Film effectiveness[-] | 0.499 |
| $P_{O_2,gas}/P_{O_2,ref}$ [-] | 0.604 |
| Oxygen ratio[%] | 12.655 |
| Carbon dioxide ratio[%] | 8.325 |

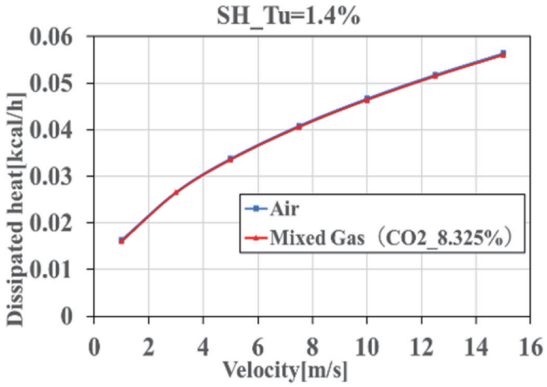



Fig. 4　Relationship between dissipated heat and velocity at x/d=18

### 2.5　乱流格子及び主流乱れ度

主流乱れ度の導入のためにFig. 5に示す乱流格子を用いている。乱流格子は一辺がb（=8mm）の正方形断面を有する角材の組み合わせで作製しており，x/d=-20

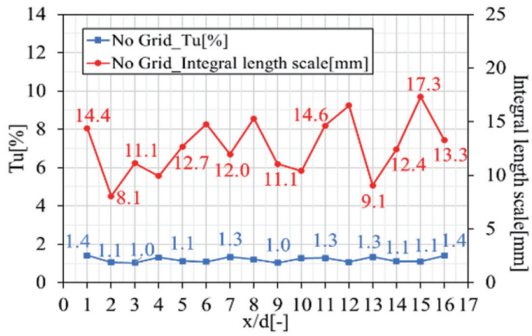


Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

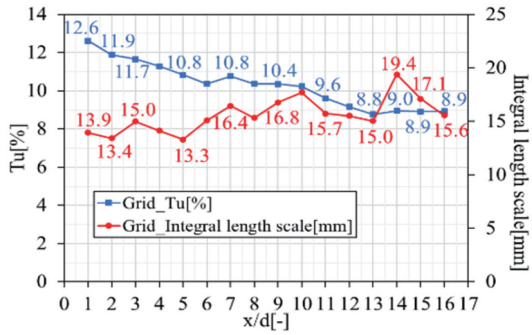
の位置に設置している。格子間隔Mは25mm，空隙率は0.462である。主流乱れ度の計測は熱線プローブを用いて行い，x/d=1 ～ 16，y/d=7.5，z/d=0の位置で計測している。サンプリング周波数は20kHzで計測時間は5sとした。主流乱れ度の算出については約100,000個のデータを10分割してRMSを算出し，その後10区間の相加平均を計算し，主流乱れ度としている。Fig. 6に主流乱れ度と計測データから算出した積分長さスケールを示す。主流乱れ度は冷却孔直下（x/d=1）で定義しており，式(6)を用いて算出している。$U_i$は任意の流速である。乱流格子を挿入しない場合はTu=1.4%であり，乱流格子を挿入した場合はTu=12.6%である。積分長さスケールは速度データの自己相関係数の積分で得られる積分時間スケールと平均流速から算出している。自己相関係数が0になる区間を積分範囲としており，自己相関係数のカーブが0を下回らない場合は近似曲線によってフィッティングしたデータから算出している。

$$Tu = \frac{\sqrt{\sum_{i=1}^{n}\frac{1}{n}\{(U_i-\bar{U})^2\}}}{\bar{U}} \times 100 \qquad (6)$$

Fig. 5　Turbulence grid




(a) No Grid




(b) Grid

Fig. 6　Turbulence intensity and integral length scale

## 2.6　計測条件

本研究では，PSP計測・境界層計測共に冷却孔直径$d$=10mmを代表長さ，x/d=0の位置でピトー管により取得した主流流速を代表流速とし，$Re$=6,000で試験を実施した。主流（air）に対する冷却空気（$CO_2$）の密度比はDR=1.53である。今回の行った試験ケースはTable 3に示す通りである。PSP計測により取得したデータの処理範囲は，0≦x/d≦20，-3≦z/d≦3の領域である。

Table 3　Test cases

| Cooling hole shape | RH | | SH | PSH |
|---|---|---|---|---|
| $BR$[-] | 0.5 | 1.0 | 1.5 | 2.5 |
| $Tu$[%] | 1.4 | | 12.6 | |

## 3．数値解析手法

Fig. 7に解析ドメインを示す。格子生成にはANSYS ICEM CFD ver18.1を用いており，全て非構造格子を生成した。格子サイズは主流部ダクトにおいて0≦y/d≦0.25の範囲で0.5mm，0.25≦y/d≦2.5の範囲で1 mm，2.5≦y/d≦3.5の範囲で3 mm，3.5≦y/d≦7.5の範囲で5 mmとした。冷却孔の格子サイズは0.5mmとし，冷却空気用プレナムにおいて-3.5≦y/d≦-3.0の範囲で0.5mm，-13≦y/d≦-3.5の範囲で3 mmとした。壁面近傍にはプリズムメッシュを適用しており，最小格子幅：0.0040mm，拡大率：1.2，生成層数：22（プリズム幅：～1 mm）とし，$y^+$は1未満である。総格子要素数は約2,800万セルで，格子依存性調査の結果から計算格子を選択している。

解析ソルバーにはANSYS CFX ver18.1を使用してRANS解析を行った。乱流モデルにはSSTモデルを使用した。SSTモデルの選定理由は過去に行われた流れ制御デバイスの最適化の研究[13]において，RANS解析かつSSTモデルを採用した場合の数値解析結果と実験結果から導出された最適形状が一致した前例があるためである。また，実験における境界層厚さ（x/d=-9，z/d=0の位置で0.24d）を再現するため，主流入口部には速度分布を与えた。境界条件をTable 4に示す。主流側の上面部には対称境界条件，下面部には断熱壁条件，側面部には周期境界条件を適用した。冷却空気側の上面部には断熱

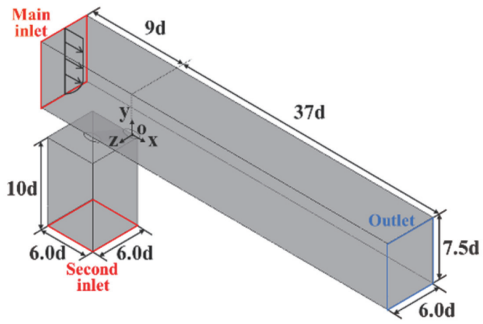



Fig. 7　Analysis domain



Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

Table 4 Boundary conditions

| | |
|---|---|
| Reynolds number | *Re*=6,000 |
| Blowing ratio | *BR*=0.5, 1.0, 1.5, 2.5 |
| Density ratio | *DR*=1.53 |
| Mainstream inlet | Velocity profile［m/s］<br>Temperature: 298.15［K］<br>Turbulence: 1.4［%］ |
| Mainstream outlet | Static pressure: 0［Pa］ |
| Secondary flow inlet | Mass flow rate［kg/s］<br>Temperature: 194.85［K］ |

壁条件，側面部には周期境界条件または断熱壁条件を適用した。またデータの処理範囲は，PSP計測の処理範囲と同様に0≦x/d≦20，-3≦z/d≦3の領域である。

## 4．結果と考察

### 4.1　PSP計測結果

Fig. 8の(a)～(d)に各吹き出し比における各冷却孔のフィルム冷却効率分布を示す。各条件において上段がTu=1.4%，下段がTu=12.6%の結果である。全体の傾向として，主流乱れ度が増加するとスパン方向と主流流れ方向共にフィルム冷却効率が低下している。これは高い主流乱れ度によって主流空気と冷却空気の混合が促進したためだと考えられる。RHはどちらの主流乱れ度の条件でもBR=1.5，2.5では著しい効率の低下が確認される。これは吹き出し比の上昇により主流に対する冷却空気の貫通が強まり，冷却空気がlift-offしたためだと思われる[14]。SHは冷却孔出口部が拡大している形状の効果により，冷却空気の運動量が低下し，RHに比べて冷却空気のlift-offの抑制やスパン方向への拡散を促進させる効果が確認できる。SH，PSHは各吹き出し比において傾向が似ているが，PSHはSHよりも広いスパン方向拡大角を有しており，SHと比較してスパン方向への広がりを維持したまま冷却空気が下流まで付着していることが分かる。特にTu=1.4%かつ高い吹き出し比の条件ではその様子が顕著に確認できる。

Fig. 9の(a)～(d)に各冷却孔のフィルム冷却効率のスパン平均値を示す。図中の破線，点線，実線の鉛直線は，それぞれRH，SH，PSHの冷却孔の後縁（T.E.）の位置を示す。x/d=3.8付近に不連続性が見られるが，その位置は供試体のはめ込みによって生じるつなぎ目の位置である。

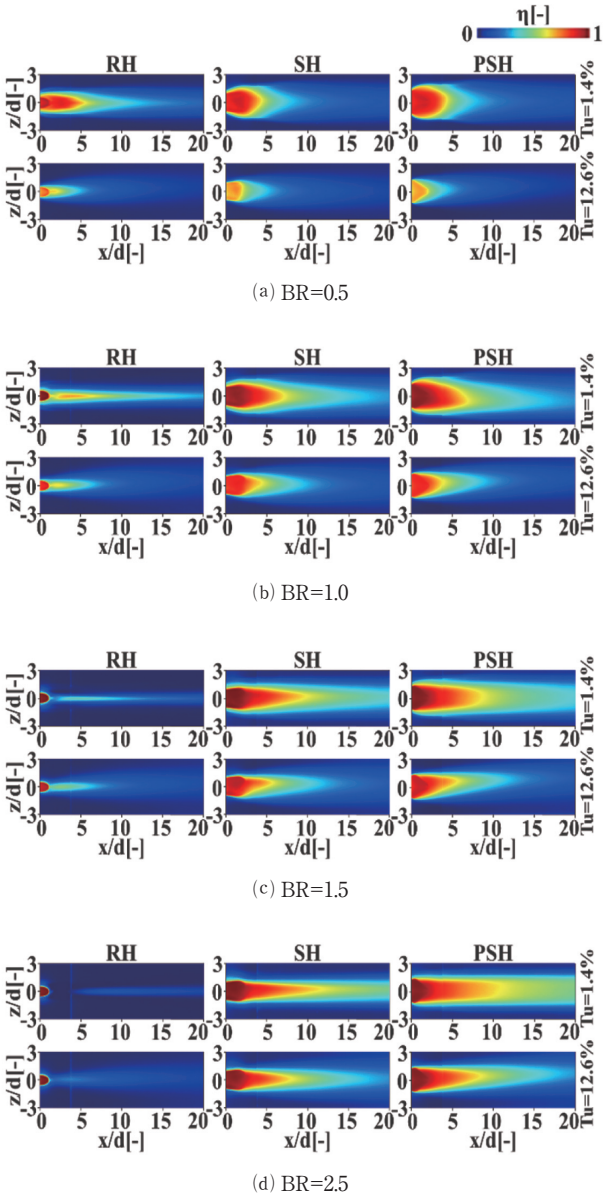
**Tu=1.4%**

RHはBR=0.5でスパン平均値のピークを取り，吹き出し比の上昇に伴って効率が低下していっている。BR=1.5，2.5ではほぼ無冷却のような効率分布であったため，スパン平均値としても非常に低い値になっている。各吹き出し比において，PSHはSHの効率を上回っており，効率分布からも明らかなように吹き出し比が上昇するにつれて差が広がっている。PSHはSHのスパン平均値と比較して，x/d=20ではBR=1.5で約14%増加し，BR=2.5で約36%増加した。

**Tu=12.6%**

BR=0.5，1.0においてPSHはSHのスパン平均値を若干下回った。しかし，PSHはSHの効率値と比較して，BR=1.5では冷却孔直下で若干上回っており，BR=2.5ではほぼ全ての領域でSHのスパン平均値を上回り，x/d=6では約10%増加した。Tu=12.6%の条件でも高い吹き出し比において優位性を示している。

これらの結果から，PSHはSHと比較して，どちらの主流乱れ度の条件でも高い吹き出し比において優れた冷却性能を有していることが確認できた。また，RHはBR=0.5，1.0においてTu=1.4%の条件の効率が高い一方で，BR=1.5，2.5ではTu=12.6%の条件の方が高いスパン平均値を示している。これは主流乱れによって冷却空気がスパン方向に広がり，効率が上昇したと考えられ，Saumweber[15]らの研究でも同様な傾向が示されている。




(a) BR=0.5

(b) BR=1.0

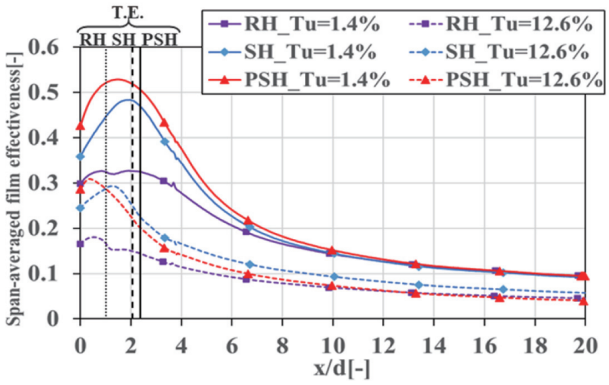
(c) BR=1.5

(d) BR=2.5

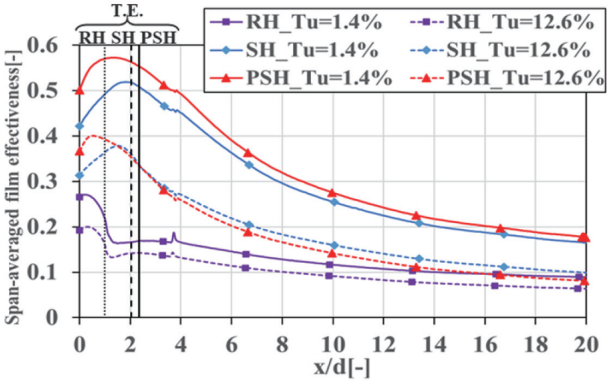
Fig. 8 Film cooling effectiveness distributions



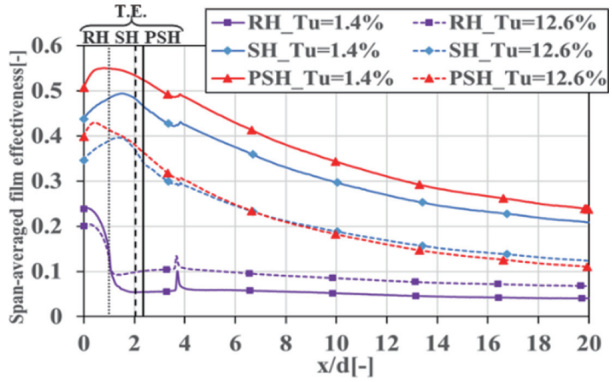
Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.



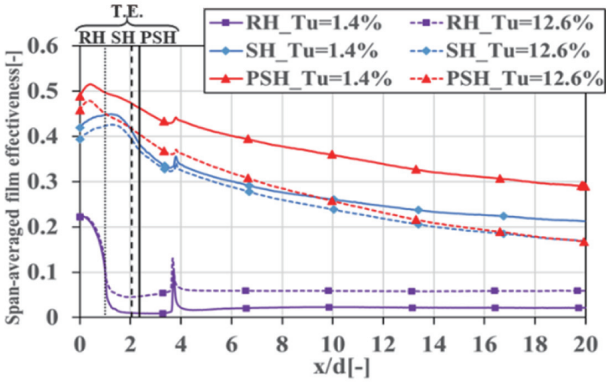

(a) BR=0.5




(b) BR=1.0




(c) BR=1.5




(d) BR=2.5

Fig. 9　Span-averaged film effectiveness

### 4.2　境界層計測結果

#### (1) 時間平均速度分布

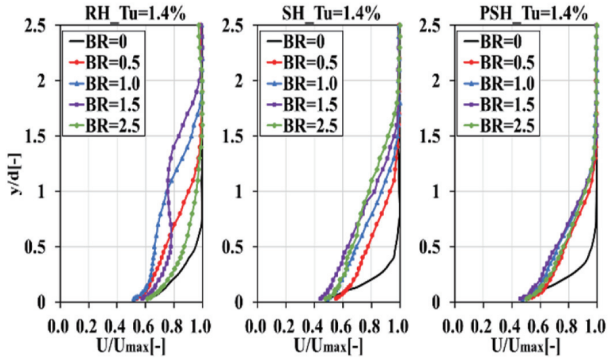
Fig. 10の（a），（b）は各主流乱れ度の条件における時間平均速度分布を示す。

**Tu=1.4%**

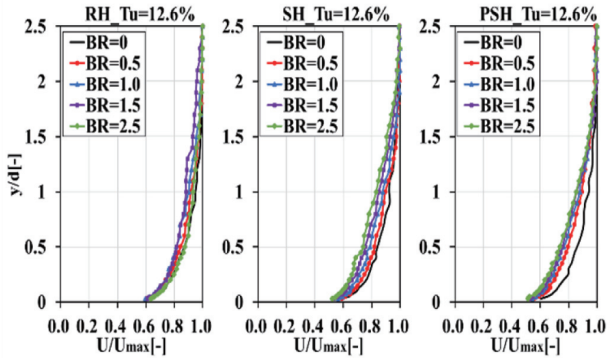
RHはBR=1.5のy/d=1.2付近で流速が低下しており，噴流状となった冷却空気下流でのwake発生の様子が確認できる。これはPSP計測の結果から，BR=1.5ではすでに冷却空気が壁面からlift-offしている条件であることからも推測できる。BR=2.5になると冷却空気の噴出がないBR=0の速度分布の傾向に近づいているが，これは，冷却空気が大きくlift-offし，冷却空気の存在する領域が計測領域外に存在していることが推測される。また，SHはBRの上昇に伴って，境界層が厚くなる傾向にある。一方で，PSHはSHと比較して境界層が薄く，BRの上昇による変化があまり見られない。そのため，高い吹き出し比の場合でもlift-offを抑制できていることが分かる。

**Tu=12.6%**

Fig. 10 (b)より壁面近傍での流速上昇が確認できることから主流乱れ度の増加により，主流空気と冷却空気の混合が促進され，PSP計測結果で示したようにフィルム冷却効率の低下を招いたと考えられる。




(a) Tu=1.4%




(b) Tu=12.6%

Fig. 10　Time-averaged velocity profile at x/d=18

#### (2) 境界層厚さ

Fig. 11の(a)，(b)に各主流乱れ度の条件における時間平均排除厚さ（$\delta_1$）及び時間平均運動量厚さ（$\delta_2$）を示す。



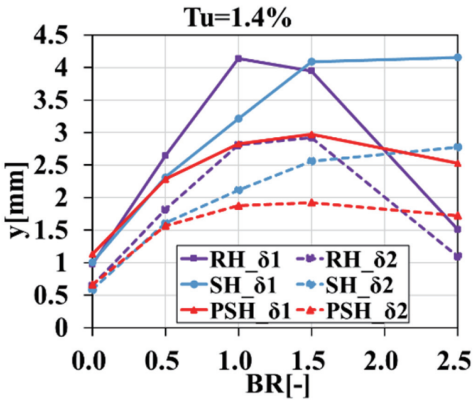
Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

Tu=1.4%

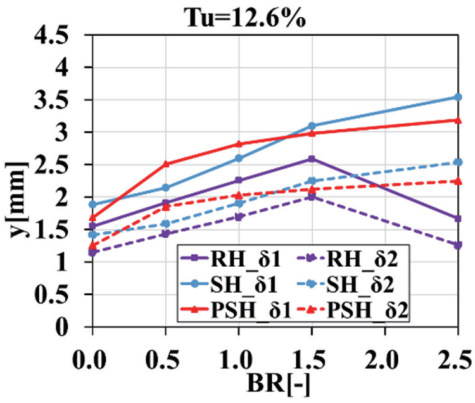
RHはBR=1.5で運動量厚さがピークに達し，BR=2.5では大きく減少している。PSP計測の結果よりBR=2.5においてもSH，PSHはフィルム冷却効率が維持されているのに対し，RHは冷却空気がlift-offしており，冷却性能が発揮されていないことが分かる。したがって，RHのBR=2.5の条件では今回の計測範囲外に冷却空気の影響が大きく及んでいる。そのため運動量厚さが極大となる吹き出し比以上の条件においては議論の対象にできない。SH，PSHはBR=0.5において排除厚さ・運動量厚さに差はないが，BR=1.0以上では，SHはBRの上昇に伴い排除厚さ・運動量厚さが増加している。一方で，PSHはSHと比較して，BR=2.5において約38%も空力損失（運動量厚さ）が低減している。

Tu=12.6%

主流乱れ度が増加したことにより各冷却孔共に排除厚さ・運動量厚さが減少したことが確認できる。PSHはSHと比べて高い吹き出し比において排除厚さ・運動量厚さが小さくなっており，BR=2.5では約12%の空力損失（運動量厚さ）が低減された。PSP計測でもこの条件で優位性を示している。




(a) Tu=1.4%




(b) Tu=12.6%

Fig. 11　Time-averaged displacement thickness（$\delta_1$）and momentum thickness（$\delta_2$）at x/d=18

### 4.3　数値解析結果

以下ではTu=1.4%，BR=1.5の条件でのデータを例に考察を行っていく。Fig. 12，13にPSP計測結果と数値解析結果のフィルム冷却効率分布及びスパン平均フィルム効率を示す。全体的な傾向として，数値解析の方が実験よりも低い効率値を示した。フィルム効率分布を見ると，RHではlift-offの影響もあり実験とCFDとは傾向的には一致しているが，SH，PSHに関してはフィルム冷却効率分布及びスパン平均値に差異が確認できる。ただし，実験結果でPSHがSHのスパン平均値を相当量上回るという結果はCFD結果でも明確に確認できる。このように，RANSによる定常解析は定性的な議論には有用であると考えられるが，フィルム冷却はそれ自体非定常性の強い乱流拡散現象であり，今後，非定常解析によるPSHの更なる考察が必要である。

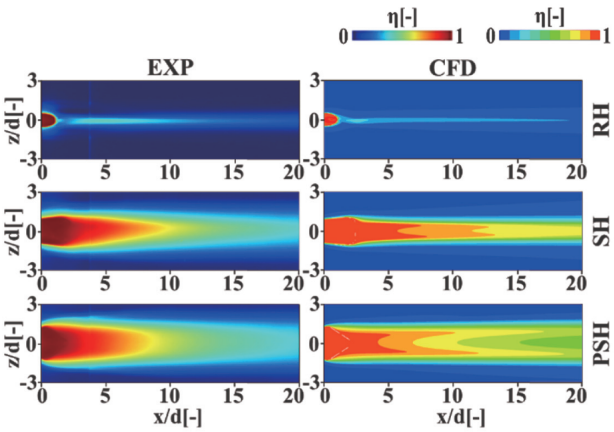



Fig. 12　Film cooling effectiveness distributions (EXP vs CFD, BR=1.5)

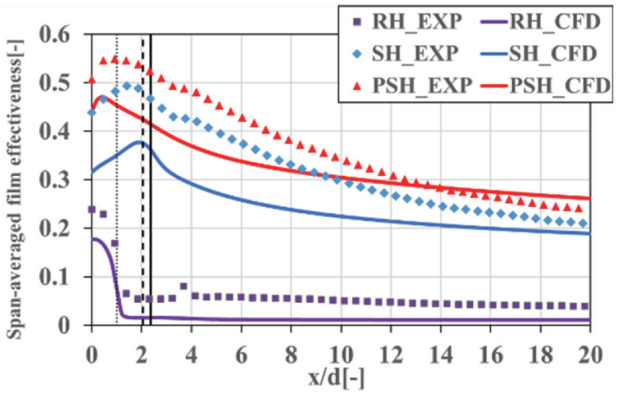



Fig. 13　Span-averaged film effectiveness (EXP vs CFD, BR=1.5)

Fig. 14に各冷却孔のフィルム効率分布とx/d=0～20における無次元空間温度分布$\theta$を示す。$\theta$は空間における冷却空気の広がりを示す指標であり，式(7)で定義される。$T_f$は任意の地点の温度，$T_\infty$は主流温度，$T_2$は冷却空気温度を示している。

$$\theta = \frac{T_f - T_\infty}{T_2 - T_\infty} \tag{7}$$



Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

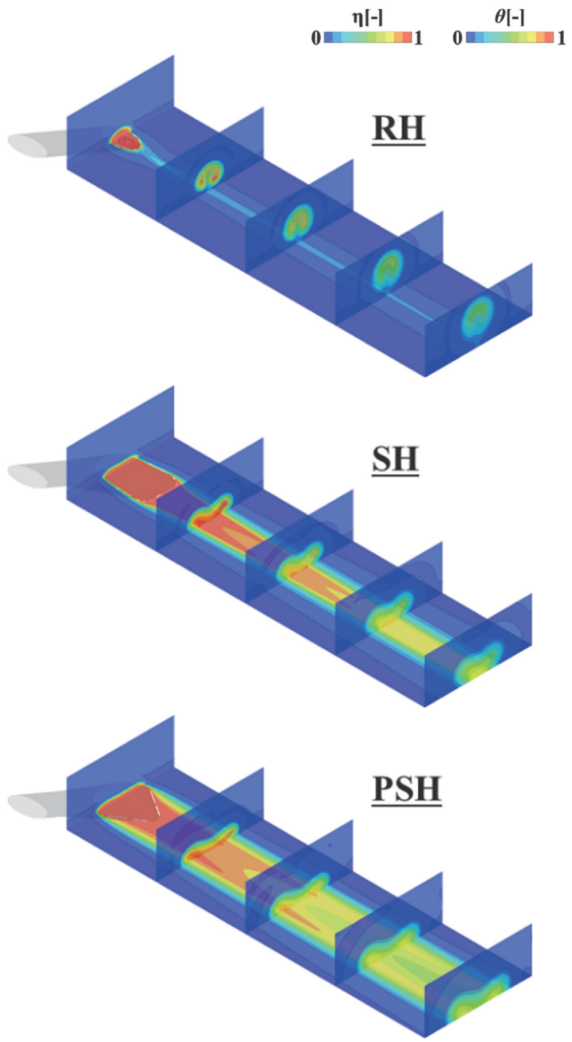



Fig. 14　Contours of film effectiveness and space temperature calculated by RANS simulation

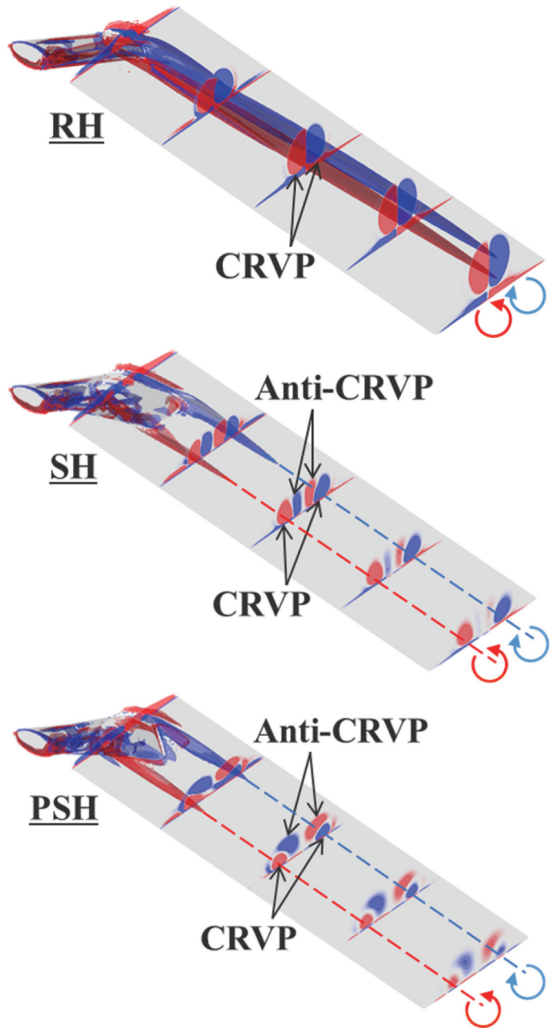



Fig. 15　Iso-Q value surfaces and contours of streamwise vorticity calculated by RANS simulation

RHは下流にいくにつれて冷却空気が徐々にlift-offしていく様子が確認できる。一方で，SH，PSHは冷却空気の付着性が良く，高い吹き出し比においても下流まで広がっている。これらは冷却孔出口部の形状の効果により，RHに比べてlift-offの抑制や冷却空気をスパン方向へ拡散させる効果があるためであり，実験でもその様子が確認できた。もちろん，SHの場合でも下流へいくと冷却空気が徐々にlift-offしていく傾向は見られる。一方で，PSHはスパン方向への広がりを維持したまま下流まで広がり，lift-offの様子もSHほど顕著ではない。

Fig. 15に各冷却孔のQ値（速度勾配テンソルの第２不変量）の等値面およびx/d=0 ～ 20における流れ方向渦度分布を示す。Q値は局所的な流体の回転運動と歪み率の関係を示しており，歪み率に対して回転運動が大きい場合は正の値を示し，回転運動が小さい場合は負の値を示す。ここで流れ方向渦度は式(8)で定義される。$w$はz方向速度，$v$はy方向速度である。

$$\zeta = \frac{\partial w}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial z} \tag{8}$$

RHではCRVPの規模が大きく，Fig. 14に見られるように冷却空気のlift-offを促進してしまい，フィルム冷却効率が低下する原因となっている。CRVPは時計回りの負の渦と反時計回りの正の渦の渦対（下流視）になっていて，この渦対の距離が近いことで冷却空気のlift-offが強化され，冷却空気が覆う面積が少なくなる。一方で，SHとPSHはCRVPと逆回転の渦（Anti-CRVP）が発生している。PSHはSHと比較してAnti-CRVPが大規模で，下流にいくにつれてCRVPの規模がかなり小さくなっている。このAnti-CRVPが発生し，CRVPと干渉することによって冷却空気のlift-offが抑制され，冷却空気をスパン方向へと拡散させていると考えられる。



Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.

## 6．結言

本研究では，新奇出口形状であるPick-Shaped Hole（PSH）のフィルム冷却性能及び空力性能評価を目的とし，吹き出し比や主流乱れ度等の各流動条件における性能評価を行い，以下の知見を得た。

**PSP計測**

- PSHは低い主流乱れ度の条件でSHの冷却性能を大きく上回った（x/d=20においてBR=1.5で約14%増加し，BR=2.5で約36%増加した）。
- 高い主流乱れ度の条件でもPSHは冷却孔直下流でSHを上回る冷却性能を示した（x/d=6においてBR=2.5で約10%増加した）。

**境界層計測**

- PSHはSHと比較して境界層が薄く，BRの増加による速度分布の変化があまり見られないため，高い吹き出し比の場合でもlift-offを抑制する効果を有していることが分かった。
- 空力損失評価より，PSHはSHよりも運動量厚さが低減されている（BR=2.5の時，Tu=1.4%で約38%低減し，Tu=12.6%で約12%低減した）。

**数値解析**

- 実験結果と同様に，PSHはSHと比較して冷却空気がスパン方向への広がりを維持したまま下流へ広がっている様子が確認できた。
- PSHは形状の効果により，より大規模なAnti-CRVPが発生し，それがCRVPを制御することで冷却空気のlift-offを抑制し，冷却空気をスパン方向に拡散させる効果を有していることが確認できた。

今後の展望として，より詳細かつ広範囲での境界層計測を実施するとともに，PSHの形状最適化に取り組む予定である。

## 参考文献


(1) Haven, B, A., Yamagata, D, K., Kurosaka, M., Yamawaki, S. and Maya, T., 1997, Anti-kidney pair of vortices in shaped holes and their influence of film cooling effectiveness, ASME paper No. 97-GT-45.

(2) 船﨑健一，流れ制御デバイスによるフィルム冷却の高性能化，日本ガスタービン学会誌，Vol. 46, No. 6 (2018), pp. 35-41.

(3) Bunker, R.S., A Review of Shaped Hole Turbine Film-Cooling Technology, Journal of Heat Transfer, Vol. 127 (2005), pp.441-453.

(4) Goldstein, R. J. and Eckert, E. R. G., International Journal of Heat and Mass Transfer, Vol.17, Issue 5, (1974), pp. 595-607.

(5) Okita, Y., Nishiura, M., Film Effectiveness Performance of an Arrowhead-Shaped Hole Film Cooling Hole Geometry, ASME paper GT2006-90108, (2006).

(6) Kusterer, K., Tekin, N., Bohn, D., Sugimoto, T., Tanaka, R., Azarii, M., Experimental and numerical investigations of the NEKOMIMI film cooling technology, ASME paper GT2012-68400, (2012).

(7) Robert, P, Schroeder. and karen, A, Thole., 2014, Adiabatic Effectiveness Measurements for a Baseline Shaped Film Cooling Hole, ASME Turbo Expo GT-2014-25992, (2014).

(8) 船﨑健一，藤原浩介，感圧・感温塗料による計測法のタービン冷却関連研究への応用，日本ガスタービン学会誌，Vol. 49, No. 5 (2021), pp. 22-27.

(9) Charbonnier, D., Ott, P., Jonsson, M., et all, Experimental and Numerical Study of the Thermal Performance of a Film Cooled Turbine Platform, ASME paper GT2009-60306, (2009).

(10) Takisawa, H., Funazaki K., Sasaki, H., Kawamura T., Tagawa, H. and Nakano, S., Improvement of Flat-Plate Film Cooling Performance by Double Flow Control Devices under High Density Ratio, ACGT2016 (India), ACGT2016-123 (2016).

(11) Denton, J.D., Loss Mechanisms in Turbomachines, ASME Journal of Turbomachinery, Vol. 119, Oct. (1993), pp. 621-656.

(12) 混合ガス補正計算法（理論），日本カノマックス株式会社技術資料：E0015

(13) Hirokazu Kawabata, Ken-ichi Funazaki, Ryota Nakata, Hisato Tagawa, Yasuhiro Horiuchi, Improvement of Flat-Plate Film Cooling Performance by Double Flow Control Device : Part2 -Optimization of Device Shape and Arrangement by Experiment- and CFD-Based Taguchi Method, ASME Turbo EXPO, GT2014-26070, (2014).

(14) 漆山諒，船﨑健一，佐々木優大，平板上フィルム冷却の熱流体特性に関する研究（主流乱れの効果について），第50回日本ガスタービン学会定期講演会，(2022).

(15) Christian Saumweber, Achmed Schulz, Sigmar Wittig, Free-Stream Turbulence Effects on Film Cooling with Shaped Holes, ASME Turbo Expo GT-2002-30170, (2002).




Download service for the GTSJ member of ID , via 216.73.216.204, 2025/07/04.