

# トランスピレーション冷却を有する直流タービン静翼列内の流れの数値解析：冷却空気が内部流動に及ぼす影響

榊, 達郎 / SAKAKI, Tatsuro

---

(出版者 / Publisher)

法政大学大学院理工学・工学研究科

(雑誌名 / Journal or Publication Title)

法政大学大学院紀要. 理工学・工学研究科編 / 法政大学大学院紀要. 理工学・工学研究科編

(巻 / Volume)

57

(開始ページ / Start Page)

1

(終了ページ / End Page)

8

(発行年 / Year)

2016-03-24

(URL)

<https://doi.org/10.15002/00012973>

# トランスピレーション冷却を有する 直線タービン静翼列内の流れの数値解析 －冷却空気が内部流動に及ぼす影響－

NUMERICAL ANALYSIS OF FLOW IN LINEAR TURBINE STATOR CASCADE  
WITH TRANSPIRATION COOLING  
- INFLUENCE OF COOLING AIR ON INTERNAL FLOW -

榊達郎

Tatsuro SAKAKI

指導教員 辻田星歩 教授

法政大学大学院理工学研究科機械工学専攻修士課程

In this study, in order to investigate the influence of cooling air on the secondary flow in the turbine cascade with the transpiration cooling, the flows in the two types of linear turbine stator cascade were analyzed numerically. The first one was the turbine stator without any cooling and the second one was that with the transpiration cooling. Moreover, in order to reveal the influences of the secondary flow and its intensity on the cooling efficiency of turbine blade, the computations were performed with the parameter of the inlet boundary layer thickness on the endwall. The computed results clarified that the horseshoe vortex was weakened at the leading edge by the interaction with the cooling air out of the blade surface. Moreover, it was revealed that the horseshoe vortex and the passage vortex enhanced the cooling efficiency on the blade surface near the endwall by the transporting the cooling air out of the blade surface toward the endwall.

**Key Words :** *Transpiration Cooling, Porous Material, Secondary Flow, Linear Turbine Stator Cascade, Numerical Analysis*

## 1. 緒論

ガスタービンはタービン入口温度の高温化により比出力・熱効率が向上する。その達成にはタービン段を構成する高温部材の耐熱性や冷却技術の向上が不可欠である。タービン翼を冷却する最も一般的な方法は空気冷却法であり、内部冷却法と外部冷却法の二種類に分けられる。これらの方法を用いて冷却効率を上げるには、冷却空気流量を増加させる必要がある。しかし、冷却空気は一般的に圧縮機出口から供給されるため、結果的に燃焼器を通過する空気流量の低下を招き、ガスタービンの性能が低下することが予想される。したがって、ガスタービンの更なる性能向上には、タービン翼の冷却空気流量を低減し得る冷却技術の開発が強く望まれる。この観点から現在、理論的に最も有効な方法はトランスピレーション冷却と考えられている。この方法ではタービン翼は多孔質材で形成され、冷却空気がその空孔部から浸み出し翼面を高温ガスから断熱する。さらに多孔質材内における冷却空気と材料間の伝熱面積の拡大により、熱伝達量が増加する。しかし、多孔質材の強度上の問題や粉塵によ

る空孔閉鎖などの可能性もあり実用化には至っていない。

軸流タービン翼列流路内においては、馬蹄形渦や流路渦が形成され、これらの二次流れは翼列性能に影響を与える。また、外部冷却法では翼面から流出した冷却空気と高温の主流ガスとの混合現象が生じるため、翼列内において無冷却の場合と比較して複雑な二次流れの形成が予想される。したがって、トランスピレーション冷却の実用化のためには、冷却空気の浸み出しが翼列内の二次流れに与える影響について調査する必要がある。

本研究ではトランスピレーション冷却の開発を目的に、汎用の CFD コードを用いて、多孔質材で形成された直線タービン静翼列流路内の流れに対して数値解析を行い、多孔質材の空隙率をパラメータとして冷却効率へ与える影響について調査した。また、冷却を行わない場合と比較することにより、冷却の有無による二次流れへの影響について調査した。さらに、二次流れの形成および強さに影響を与える主流入口境界層厚さをパラメータとして、二次流れが冷却効率へ与える影響について調査した。

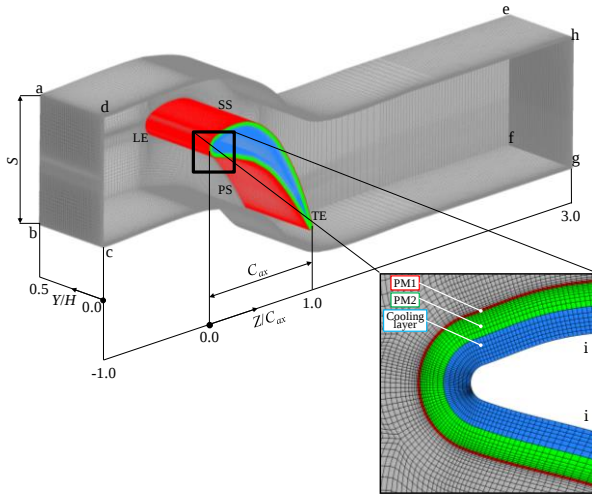


Fig.1 Model configuration and computational grid

## 2. 供試翼列形状

解析対象となるタービン静翼モデル[1]の計算格子および翼前縁部の拡大図を図1に示す．本研究では軸方向翼弦長  $C_{ax}$  が 81.5mm，スパン方向長さ  $H$  が 100.5mm，ピッチ  $S$  が 76.77mm の直線翼列を対象に解析を行った．図1に示す  $Z/C_{ax}$  は翼前縁を 0.0，後縁を 1.0 とする軸方向無次元距離である．また， $Y/H$  は Endwall(以下 EW)を 0.0，Midspan(以下 MS)を 0.5 としたスパン方向無次元距離であり，LE，TE，PS，SS はそれぞれ翼前縁，後縁，圧力面，負圧面を表わしている．タービン翼は図1中の拡大図に示すように，翼表面側の PM1 と翼内側の PM2 の2種類の多孔質材から形成されており，翼の内側から冷却空気が流出する構造になっている．PM1 および PM2 の厚さはそれぞれ 0.25mm と 2.15mm に設定した．

## 3. 数値解析法

### (1) 多孔質材料内を除く流れ場の基礎方程式

本研究では汎用 CFD コード STAR-CD Ver.4.18 を用いて，定常圧縮性流れと仮定して計算を行った．Reynolds 平均 Navier-Stokes 方程式とエネルギー方程式を支配方程式として解いた．全体の計算アルゴリズムには SIMPLE 法を，乱流モデルには高レイノルズ数型の標準  $k-\epsilon$  モデルを，対流項の評価には二次精度の風上差分法を用いた．

### (2) 多孔質材料内の流れ場の基礎方程式

複雑な幾何学的構造を有する多孔質材料内の流れを解析する難しさは，巨視的な流れの支配方程式を用いることによって取り除かれる．実際の多孔質材を構成する粒子は複雑な形状をしているが，本研究では均一な球形粒子が規則的かつ等方的に配列されていると仮定した．このとき，多孔質材を通過する流れの巨視的な支配方程式の一般形は Darcy の法則により次式によって表される．

$$-Ku_i = \partial P_s / \partial \xi_i \quad (1)$$

ここで， $K$  は多孔質材料内での流体の抵抗を表す透過係

数， $P_s$  は静圧， $u_i$  は座標軸  $\xi_i$  方向の表面速度である． $K$  は Ergun 方程式[2]により次式によって評価した．

$$K = \alpha |u_i| + \beta \quad (2)$$

$$\alpha = 1.75\rho(1-\epsilon)/\epsilon^3 D \quad \beta = 150\mu(1-\epsilon)^2/\epsilon^3 D^2 \quad (3)$$

ここで，空隙率  $\epsilon$  は総体積に対する空孔部分の体積の割合，平均粒子径  $D$  は構成する粒子の平均直径， $\rho$  は密度， $\mu$  は粘性係数である． $K$  を構成する係数  $\alpha$  と  $\beta$  は温度に依存する  $\rho$  と  $\mu$  を含んでいるが，本研究ではこれらを定数として計算を行った．このとき， $\rho$  には冷却空気の入口境界での値を用い， $\mu$  は冷却空気の入口境界での全温  $T_{tc}$  から Sutherland の式を用いて算出した．

### (3) 多孔質材料内の有効熱伝導率

多孔質材料内での有効熱伝導率  $k_{eff}$  は次式により算出した[3]．

$$k_{eff} = -2k_0 + \frac{1}{\frac{\epsilon}{2k_0 + k_f} + \frac{1-\epsilon}{2k_0 + k_s}} \quad (4)$$

ここで， $k_f$  および  $k_s$  はそれぞれ流体層および固体層の熱伝導率， $k_0$  は仮想熱伝導率である．式(4)において， $k_{eff}$  は  $k_0$  が  $k_f$  に等しい場合は最小値  $k_{eff-min}$  を， $k_s$  に等しい場合は最大値  $k_{eff-max}$  を取る．実際の熱伝導率は  $k_{eff-min}$  と  $k_{eff-max}$  の間に存在すると予想され，本研究では  $k_{eff}$  の値に， $k_{eff-min}$  と  $k_{eff-max}$  の算術平均を仮定した．

有効熱伝導率の見積もりの際に，PM1 と PM2 はそれぞれ PVD(Physical Vapor Deposition：物理的蒸着法)処理されたもの [ $k_s = k_{pvd} = 1.35 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$ ] と Ni 基単結晶超耐熱合金 CMSX-4 [ $k_s = k_{cmsx-4} = 30 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$ ] を仮定した．作動流体である空気の熱伝導率は  $k_f = 0.02637 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$  である．

## 4. 解析パラメータおよび境界条件

### (1) 解析パラメータ

Ergun[2]は粒子群の層内を通過する流れの圧力降下を決定する因子として

- (1)流量
- (2)粒子の密着性と方向性
- (3)粒子の大きさ，形状および表面状態
- (4)流体の粘性と密度

を挙げている．これらの因子に関係づけられる本研究における基本パラメータとしては，以下の4つが考えられる．

- (a)冷却空気の噴出し流量比  $M$
- (b)PM1 の空隙率  $\epsilon_1$
- (c)PM1 の平均粒子径  $D_{p1}$
- (d)冷却空気の流体の粘性係数  $\mu$  と密度  $\rho$

各パラメータ(a)~(d)は順番に Ergun の因子(1)~(4)に関連付けられる．ここで， $M$  は次式により定義した．

$$M = \rho_c C_c / \rho_m C_m \quad (5)$$

ここで， $\rho_c$  と  $\rho_m$  はそれぞれ冷却空気と主流ガスの密度，

$C_c$  と  $C_m$  はそれぞれ冷却空気と主流ガスの入口境界での流速である．本研究では全ての解析において  $M=0.015$  に固定した．冷却効率に強く影響を与える PM1 の空隙率  $\varepsilon_1$  は表 1 に示すように平均粒子径  $D_{p1}$  を固定のもとに変化させた．PM2 の空隙率  $\varepsilon_2$  および平均粒子径  $D_{p2}$  は全ての条件において，表 2 に示す値に固定した．

翼列内で形成される二次流れは，主流入口の端壁面上の境界層厚さに影響を受ける．本研究では，二次流れの形成状態およびその強さが冷却効率へ与える影響を調査するために，主流入口境界位置  $Z_{in}/C_{ax}=-1.0$  を基準解析条件として，加えて  $Z_{in}/C_{ax}=-5.0$  および  $-10.0$  の 3 種類に設定して解析を行った．各  $Z_{in}/C_{ax}$  に対する  $Z/C_{ax}=-0.2$  での Midpitch における境界層の排除厚さ  $\delta^*/H$  は順に 0.00745, 0.0215, 0.0373 である．また，冷却空気の浸み出しが二次流れに及ぼす影響について調査する際の比較データを取得するために，浸み出しのない流れ場として無冷却状態に相当する PM1, PM2 および Cooling 層を固体壁とした解析も実施した．

## (2) 境界条件

各種境界条件とその設定位置を表 3 および図 1 に示す．本解析では，直線翼列の MS に対する流れの対称性を考慮して，境界面 a-b-f-e で対称境界条件を課すことにより解析領域を EW から MS までとした．また，主流入口境界位置は先に述べたとおり，翼列入口境界層厚さを変化させるために 3 種類に設定した．主流および冷却空気の入口境界条件は，表 4 および 5 に示す値に固定した．出口境界位置は全ての計算に対して  $Z/C_{ax}=3.0$  に設定した．冷却空気が浸み出さない無冷却の場合の解析では，入口境界は主流入口境界条件のみを適応し(表 4)，翼を形成する PM1, PM2 および Cooling 層は固体壁として計算を行った．

## 5. 計算結果および考察

### (1) 評価方法

静圧係数  $C_{ps}$  を次式により定義した．

$$C_{ps} = P_s/P_{tm} \quad (6)$$

翼面から浸み出す冷却空気は翼面静圧分布に影響を受けるため，その浸み出しやすさの指標として，翼面静圧差係数  $C_{psd}$  を次式により定義した．

$$C_{psd} = (P_{sc}-P_s)/P_{tm} \quad (7)$$

ここで， $P_{sc}$  は冷却空気圧である．冷却効率  $\eta_{p1}$  は次式により定義した．

$$\eta_{p1} = (T_{tm}-T_{sp1})/(T_{tm}-T_{tc}) \quad (8)$$

ここで， $T_{sp1}$  は PM1 の翼面上の温度である．また冷却空気流量の低減効果の指標として，翼面上で冷却効率が最

Table 1 Properties of PM1

| $\varepsilon_1$ | $D_{p1}$ [mm] | $\alpha$ [kg/m <sup>4</sup> ] | $\beta$ [kg/(m <sup>3</sup> ·s)] | $k_{eff}$ [W/(m·K)] |
|-----------------|---------------|-------------------------------|----------------------------------|---------------------|
| 0.10            | 0.05          | $3.058 \times 10^8$           | $1.666 \times 10^9$              | 0.817               |
| 0.12            |               | $1.730 \times 10^8$           | $9.217 \times 10^8$              | 0.770               |
| 0.14            |               | $1.065 \times 10^8$           | $5.544 \times 10^8$              | 0.730               |
| 0.16            |               | $6.968 \times 10^7$           | $3.543 \times 10^8$              | 0.693               |
| 0.18            |               | $4.777 \times 10^7$           | $2.371 \times 10^8$              | 0.661               |
| 0.20            |               | $3.398 \times 10^7$           | $1.645 \times 10^8$              | 0.631               |

Table 2 Properties of PM2

| $\varepsilon_2$ | $D_{p2}$ [mm] | $\alpha$ [kg/m <sup>4</sup> ] | $\beta$ [kg/(m <sup>3</sup> ·s)] | $k_{eff}$ [W/(m·K)] |
|-----------------|---------------|-------------------------------|----------------------------------|---------------------|
| 0.50            | 0.50          | $1.356 \times 10^5$           | $4.113 \times 10^4$              | 6.062               |

Table 3 Boundary conditions

| Boundary condition | Location in Fig.1 |
|--------------------|-------------------|
| Cooling flow inlet | i                 |
| Cyclic             | a-d-h-e, b-c-g-f  |
| Main flow inlet    | a-b-c-d           |
| Outlet             | e-f-g-h           |
| Symmetry           | a-b-f-e           |
| Wall               | d-c-g-h           |

Table 4 Main flow inlet conditions

|                                |      |
|--------------------------------|------|
| Total pressure $P_{tm}$ [MPa]  | 2.0  |
| Total temperature $T_{tm}$ [K] | 1566 |
| Velocity $C_m$ [m/s]           | 79.4 |

Table 5 Cooling flow inlet conditions

|                                |       |
|--------------------------------|-------|
| Total temperature $T_{tc}$ [K] | 723   |
| Cooling air flow ratio $M$ [-] | 0.015 |

も低下する翼前縁 MS のよどみ点における  $\eta_{p1}$  を  $\eta_{p1-min}$  と，PM2 の入口における  $P_{sc}$  の算術平均値を  $P_{sc-ave}$  と定義し，これらのパラメータにより解析結果の評価を行った．

### (2) 冷却効率に基づく空隙率の設定

冷却効率に対する空隙率の影響を調べるために，基準解析条件  $Z_{in}/C_{ax}=-1.0$  に対して表 1 に示す PM1 の空隙率  $\varepsilon_1$  をパラメータとして解析を行った．本節では二次流れの影響が小さい MS での結果から，二次流れの影響を調査するための解析の際に設定する空隙率の選定を行った．

図 2 に翼面静圧差係数  $C_{psd}$  の翼面上の MS での分布を，図 3 に最小冷却効率  $\eta_{p1-min}$  と平均冷却空気圧  $P_{sc-ave}$  の関係を示す．

$\varepsilon_1=0.1\sim 0.14$  の範囲においては， $C_{psd}$  分布は圧力面と負圧面で共に正の領域に存在し，PM1 表面から冷却空気が均一に浸み出していることを示している(図 2)．一方， $\varepsilon_1=0.16\sim 0.2$  においては翼前縁および圧力面の広範囲において  $C_{psd}$  は負の領域に存在しており，この状態では高温の主流ガスが翼内部に流入する．よどみ点が存在する翼前縁に着目すると， $\eta_{p1-min}$  は  $\varepsilon_1=0.1\sim 0.14$  において高い値を示しており，これらに対応する  $P_{sc-ave}$  は全て 2.0MPa を超えている(図 3)．したがって，冷却空気圧を 2.0MPa 以上の値に保つことにより，翼前縁においても高い冷却効率が得られることが分かる．この 2.0MPa は本計算の主流入口全圧  $P_{tm}$  に相当する値であることから， $P_{sc-ave}$  を  $P_{tm}$  より高い値に保てるように， $\varepsilon_1$  の値を設定することが重

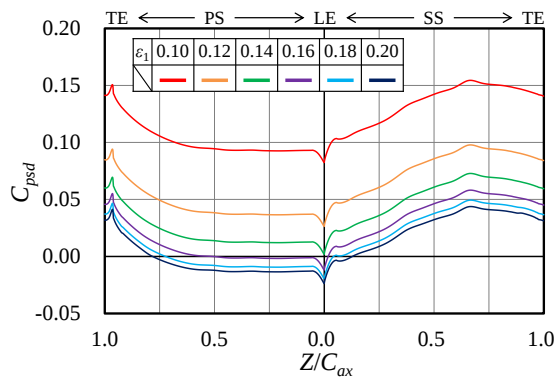


Fig.2 Distribution of static pressure difference coefficient near midspan

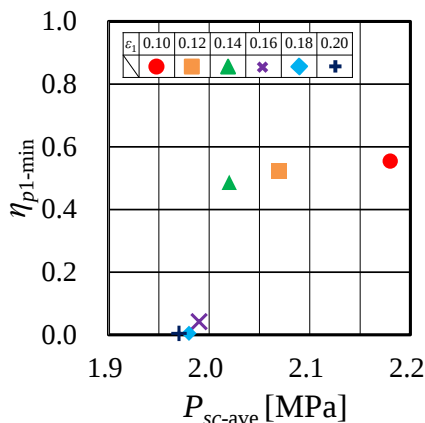


Fig.3 Relationship between  $\eta_{p1-min}$  and  $P_{sc-ave}$

要であると云える。

以上の結果から、空隙率の減少は冷却空気圧を上昇させ、冷却効率を増加させることが分かる。また、冷却空気圧を主流の入口全圧以上に保てる空隙率を設定することが重要であると云える。本研究では高い冷却効率を示す  $\epsilon_1=0.1$  と、翼前縁において高い冷却効率を維持できる  $\epsilon_1$  の最大値として定義される臨界空隙率  $\epsilon_1=0.14$  に対して、二次流れが冷却効率へ及ぼす影響について調査した。

### (3) 冷却空気の浸み出しが内部流動に及ぼす影響

冷却空気の浸み出しが翼間流路内の内部流動に及ぼす影響について調査するために、本節では基準解析条件  $Z_{in}/C_{ax}=-1.0$  に対して、主流入口境界条件を同一とし多孔質材を固体壁とした無冷却状態(以下 無冷却)の解析結果を、先に示した翼前縁において高い冷却効率を得られた  $\epsilon_1=0.1$  の結果(以下 冷却有)と比較し考察する。

図4に無冷却と冷却有における、翼前縁EW近傍の速度ベクトルに静圧係数  $C_{ps}$  分布を重ねた図を示す。図5に翼列軸方向に垂直な断面内の無冷却と冷却有における二次流れベクトルに二次流れ流線を重ねた図を示す。図6には無冷却と冷却有におけるEW上の限界流線を示す。また、図7に翼前縁付近のピッチ方向質量平均主流方向速度  $V_{m,p}$  のスパン方向分布を示す。

冷却空気の浸み出しの無い無冷却の内部流動においては、EW上に発達した境界層流体が翼前縁へ衝突し、ス

パン方向の圧力勾配によりEWとの角部に向かう流れを形成し、さらにEW上では翼前縁へ向かう圧力勾配により逆流し、順流の主流の境界層と干渉することにより馬蹄形渦(以下HV)を形成する(図4(a))。この前縁EW上で形成されたHVは、前縁に巻き付くような形で翼圧力面側(以下HV-P)と負圧面側(以下HV-S)に分岐する。翼圧力面上のEW付近では、HV-PによるEWへ向かう二次流れが存在し、その領域は下流に向かうにつれてスパン方向に拡大している(図5)。この拡大はHV-Pと翼間内の圧力勾配により発達していく同方向に回転する流路渦(以下PV)が融合するためである。負圧面上のEW付近では、HV-Sの形成状態は翼間流路方向中央部までは変化がほとんど見られないが、流路方向後半部ではその径は縮小し減衰している(図5)。この減衰の原因として、HV-SはPVとは逆方向に回転するため、相互干渉の過程で流体の粘性の影響により散逸したものと考えられる。EW上の流れ場に注目すると、流路方向後半部で翼間圧力勾配に起因する横断流が負圧面後縁部付近に角度を持って衝突気味に到達していることが確認できる(図6(a))。

つぎに、冷却有の結果を無冷却の場合と比較すると、翼前縁では冷却有においてもHVは形成されているが、それを構成する翼面上をEWへ向かう流れとEW上の逆流は、無冷却と比較して弱くなっている(図4)。冷却有においては、翼面から浸み出た冷却空気がダンパー的役割を果たすことにより、高温の主流ガスの翼前縁への衝突を緩和させる。その結果、無冷却と比較すると減速して翼前縁に到達し(図7)、また、翼前縁でのスパン方向の圧力勾配とEW上の翼前縁から上流側へ向かう圧力勾配も低下している(図4)。したがって、これらの圧力勾配の低下がHVを弱めたものと考えられる。圧力面上のEW付近では、流路方向前半部において無冷却と同様にHV-Pの影響によってEWへ向かう二次流れが存在するが、その渦の中心は僅かにMidpitch側へ移動していることが分かる(図5(a))。この渦中心の移動は、浸み出た冷却空気によって翼面上の低運動エネルギー流体の層が厚くなることにより、HV-Pを構成する翼面上をEWへ向かう流れの領域が拡幅したためと考えられる。また流路方向中央部から下流に向かうにしたがって、無冷却と同様にHV-PはPVに融合されることによりその規模は拡大している。この渦の規模は無冷却と比較して大きな差は見られない。このことは両条件ともにPVが支配的であり、その形成が冷却空気の浸み出しから受ける影響は小さいことを示唆していると考えられる。負圧面上のEW付近では、無冷却と比較して流路方向前半部から中央部にかけてHV-Sが増強し、また、その中心は僅かにMidpitch側へ移動していることが分かる(図5(a)(b))。この増強はHV-Pの場合と同様に、HV-Sを形成する負圧面上をEWへ向かう流れに、翼面から浸み出た低運動エネルギーの冷却空気が加わるためと考えられる。さらに流路方向後半部においては、冷却有ではHV-Sが負圧面EW付近から離

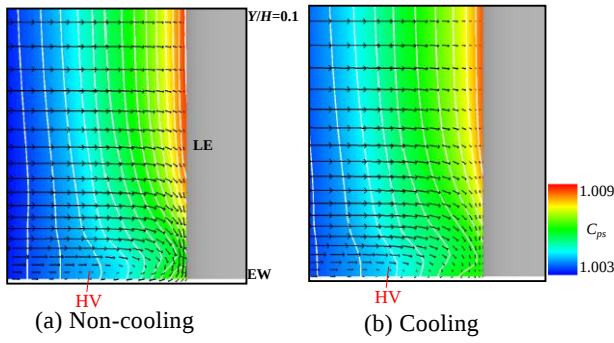


Fig.4 Velocity vectors and distribution of static pressure coefficient near leading edge

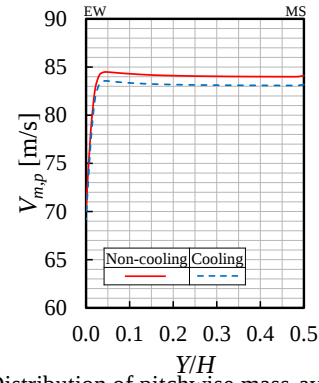


Fig.7 Distribution of pitchwise mass-averaged velocity near leading edge

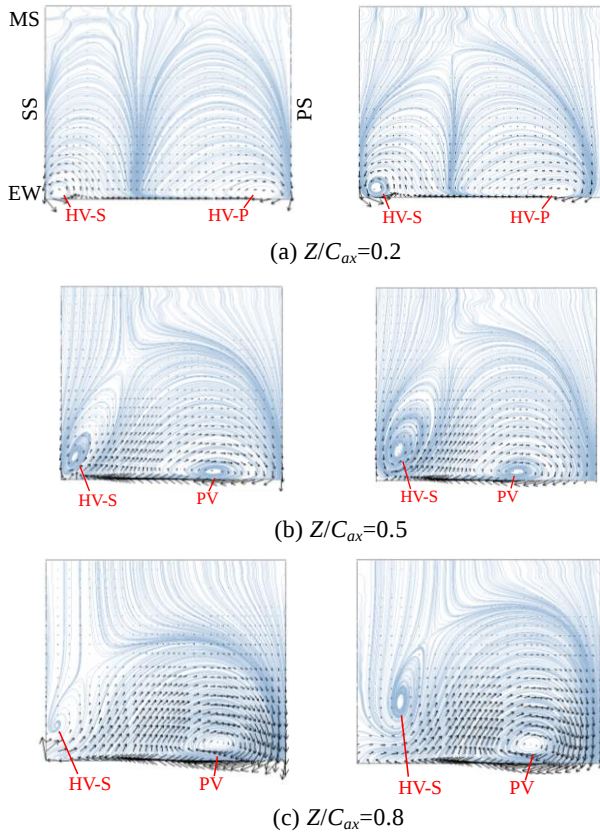


Fig.5 Secondary flow velocity vectors and streamline on cross sections

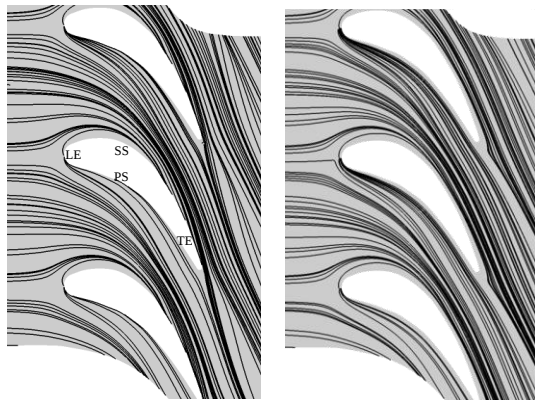


Fig.6 Limited streamline on endwall

脱していることが確認できる(図 5(c)). これは、負圧面後縁部において冷却空気が比較的強く翼面から浸み出ることにより(図 2), 先に述べた HV-S の増強がさらに促進されるためと考えられる. また, EW 上の流れ場においては, 冷却有の場合は横断流が負圧面後縁付近では翼面に沿う形で到達している(図 6(b)). これは冷却有では負圧面後縁付近において冷却空気が比較的強く浸み出すことにより, 横断流の負圧面への衝突流を翼面に沿う方向に偏向させているためと考えられる.

以上の結果から, 冷却有の場合においては, 翼前縁の HV は主流ガスと冷却空気との干渉により弱くなる. 翼間内の圧力面側においては冷却有の方が, 流路方向前半部では浸み出しの影響により HV-P の中心が Midpitch 側へ移動するが, 流路方向中央から後半部にかけては PV が支配的となり, その渦の形成に冷却空気の浸み出しが与える影響は小さいと云える. 負圧面側では, 冷却有の場合においては, HV-S を構成する負圧面上を EW へ向かう流れに, 下流に向かって増加する翼面から浸み出た冷却空気が加わることで, その渦を拡大させる. また EW 上の横断流は, 負圧面後縁付近において比較的強い冷却空気の浸み出しにより翼面方向に偏向されることが分かる.

#### (4) 二次流れが冷却効率に及ぼす影響

一般的に翼列で発生する HV や PV などの二次流れは EW 付近で支配的となり, MS 付近ではその影響は減衰する. したがって, 翼列内で形成される二次流れが冷却効率に及ぼす影響を調査するために, スパン方向位置をパラメータとして基準解析条件  $Z_{in}/C_{ax}=-1.0$  における空隙率  $\varepsilon_1=0.1$  に固定した解析結果を示す.

図 8 と 9 にスパン方向位置  $Y/H$  をパラメータとして,  $C_{psd}$  と  $\eta_{p1}$  の翼面上の分布をそれぞれ示す. 図 10 には翼前縁 EW 近傍の速度ベクトルに温度分布を重ねた図を示す. また, 図 11 と 12 に翼列軸方向に垂直な断面内の二次流れベクトルに二次流れ流線を重ねた図と温度分布図をそれぞれ示す.

スパン方向位置  $Y/H$  間で比較すると,  $C_{psd}$  分布に  $Y/H$  の違いによる変化は見られず, 定性的および定量的に一致している(図 8). しかしながら,  $\eta_{p1}$  分布については  $Y/H$

の違いによる変化が表れ、MS 側より EW 側で高くなっている(図 9)。また、翼前縁において EW との角部に低温領域が形成されている(図 10)。EW 上での HV の形成過程において、HV を構成する EW へ向かう流れが翼表面から浸み出した低温の冷却空気を、翼面に沿って EW 側へ移送する。したがって、この移送が翼面と EW との角部に低温領域を形成したと考えられる。翼圧力面上の EW 付近では、翼前縁で分岐した圧力面側の HV-P を構成する流れに流路方向中央部からは PV が融合する(図 11)。したがって、圧力面上 EW 付近には翼面から浸み出した低温の冷却空気を EW へ移送する二次流れが常に存在するため、EW との角部の低温領域が後縁に向かって拡

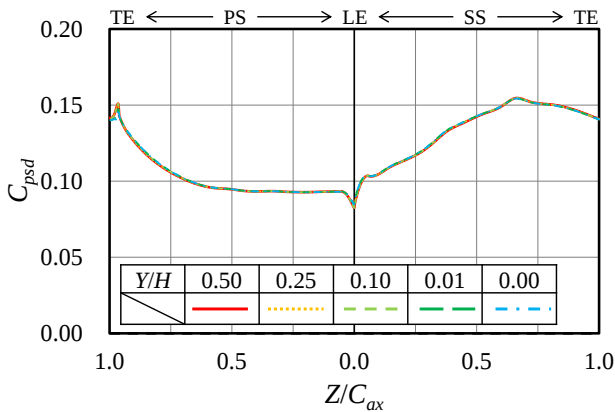


Fig.8 Distribution of static pressure difference coefficient ( $Z_{in}/C_{ax}=-1.0$ )

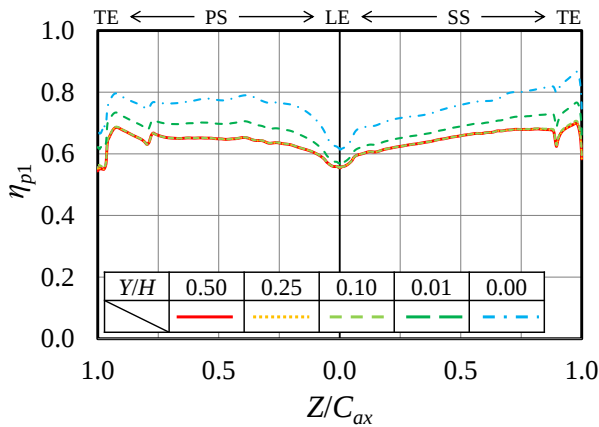


Fig.9 Distribution of cooling efficiency ( $Z_{in}/C_{ax}=-1.0$ )

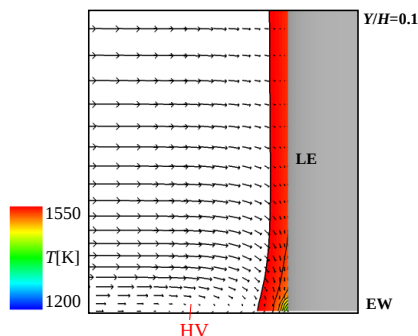


Fig.10 Velocity vectors and distribution of temperature near leading edge ( $Z_{in}/C_{ax}=-1.0$ )

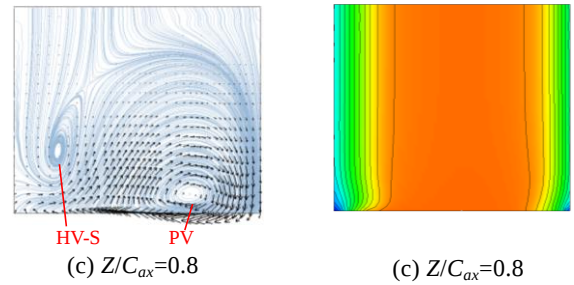
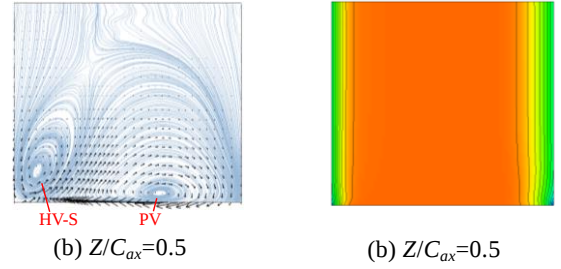
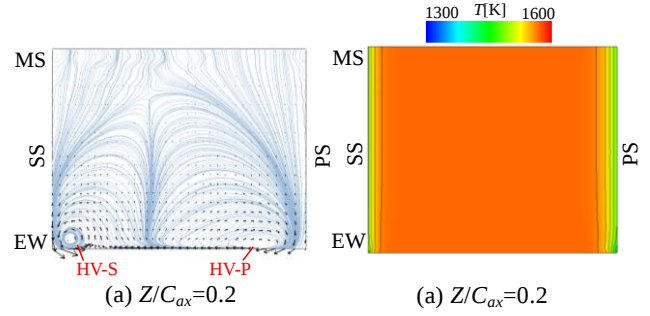


Fig.11 Secondary flow velocity vectors and streamline on cross sections ( $Z_{in}/C_{ax}=-1.0$ )

Fig.12 Distribution of temperature on cross sections ( $Z_{in}/C_{ax}=-1.0$ )

大する(図 12)。その結果、圧力面側の全域で MS より EW 側で  $\eta_{p1}$  が高くなったものと考えられる。一方、負圧面上の EW 付近では、負圧面側の HV-S が翼前縁から流路方向中央部に至るまでは存在しているが、後半部では僅かに翼面から離脱している(図 11)。この離脱は圧力面側より高い  $C_{psd}$  によって引き起こされる冷却空気の強い浸み出しによるものと考えられる(図 8)。したがって、負圧面においては、流路方向前半部での HV-S による翼面から浸み出す低温の冷却空気の EW への移送と、比較的強い冷却空気の浸み出しが EW 付近の低温領域を後縁に向かって拡大させ(図 12)、MS より EW 側で  $\eta_{p1}$  を上昇させたと考えられる。

以上の結果から、翼面 EW 付近の冷却効率、翼前縁付近では HV を構成する二次流れによる冷却空気の EW 側への移送、圧力面上では、HV-P と PV を構成する二次流れによる冷却空気の EW 側への移送、負圧面上では、流路方向前半部での HV-S を構成する二次流れの冷却空気の EW への移送、後半部では比較的強い冷却空気の浸み出しにより、MS に比べて向上することが分かる。

#### (5) 二次流れの増強が冷却効率に及ぼす影響

翼列内で形成される二次流れの増強が冷却効率に及ぼす影響を調べるために、基準解析条件  $Z_{in}/C_{ax}=-1.0$  と  $Z_{in}/C_{ax}=-10.0$  に対して空隙率  $\varepsilon_1=0.1$  に固定した解析結果を、スパン方向位置をパラメータとして示す。  $Z_{in}/C_{ax}=-5.0$  の結果は定量的にも  $Z_{in}/C_{ax}=-1.0$  と  $-10.0$  の中間の傾向を示した。

図 13 と 14 に  $Z_{in}/C_{ax}=-1.0$  と  $-10.0$  における  $Y/H=0.0$  の  $C_{psd}$  と  $\eta_{p1}$  の翼面上の分布をそれぞれ示す。図 15 に  $Z_{in}/C_{ax}=-10.0$  における翼前縁の EW 近傍の速度ベクトルに温度分布を重ねた図を示す。図 16 と 17 に翼列軸方向に垂直な断面内の  $Z_{in}/C_{ax}=-10.0$  における二次流れベクト

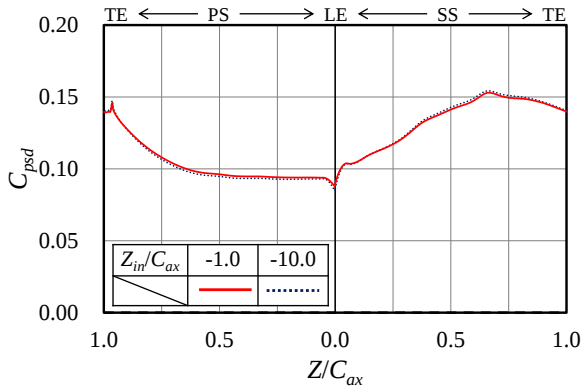


Fig.13 Distribution of static pressure difference coefficient near endwall

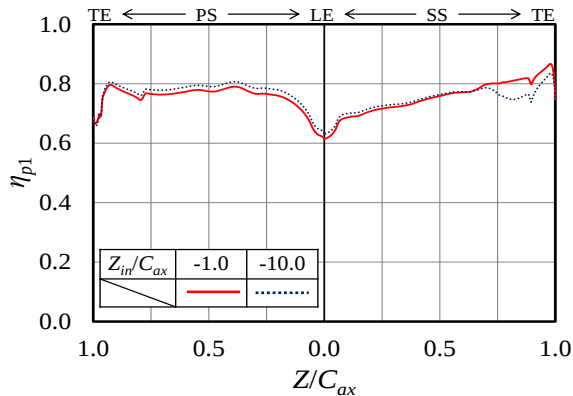


Fig.14 Distribution of cooling efficiency near endwall

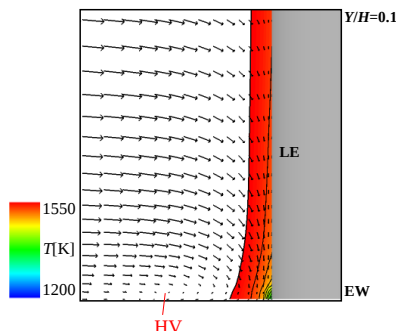


Fig.15 Velocity vectors and distribution of temperature near leading edge ( $Z_{in}/C_{ax}=-10.0$ )

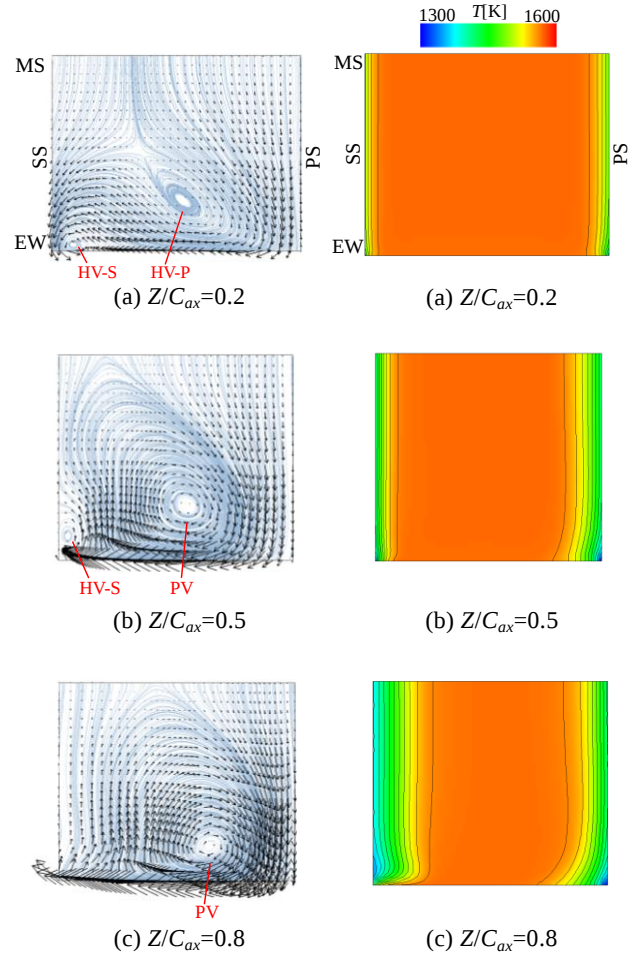


Fig.16 Secondary flow velocity vectors and streamline on cross sections ( $Z_{in}/C_{ax}=-10.0$ )

Fig.17 Distribution of temperature on cross sections ( $Z_{in}/C_{ax}=-10.0$ )

ルに二次流れ流線を重ねた図と温度分布図をそれぞれ示す。

$Z_{in}/C_{ax}=-1.0$  と同様、  $Z_{in}/C_{ax}=-10.0$  においても MS と比べて EW 側の  $\eta_{p1}$  が高くなる傾向を示した。両条件に対する結果を EW 付近に着目して比較すると、  $C_{psd}$  分布については  $Z_{in}/C_{ax}$  の違いによる差はほとんど確認できないが(図 13)、  $\eta_{p1}$  分布については、  $Z_{in}/C_{ax}=-10.0$  の方が翼前縁から圧力面側のほぼ全域で僅かに高くなっている(図 14)。主流の翼列入口での境界層厚さが増加すると、HV および PV がともに増強する(図 10,11,15,16)。それに伴い翼前縁と圧力面側では EW へ向かう二次流れが翼前縁から後縁に至るまで強くなり、翼面から浸み出す冷却空気の EW への移送量も増加する。その結果、EW との角部の低温領域が  $Z_{in}/C_{ax}=-1.0$  と比べて拡大し(図 10,12,15,17)、翼前縁と圧力面全域で  $\eta_{p1}$  が上昇したと考えられる。一方、負圧面側では流路方向前半部では高くなっているが後縁に近づくにつれて明らかに低下している。これは流路方向前半部では圧力面側と同様に HV の増強に伴い、より強い HV-S が翼面に沿って移動するため(図 16(a))、  $\eta_{p1}$  が上昇したと考えられる。しかし流路方向後半部では EW 上の横断流が増強するため(図 11(c),16(c))、この強い

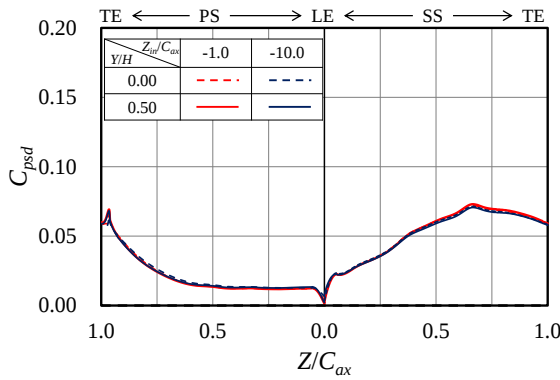


Fig.18 Distribution of static pressure difference coefficient ( $\varepsilon_1=0.14$ )

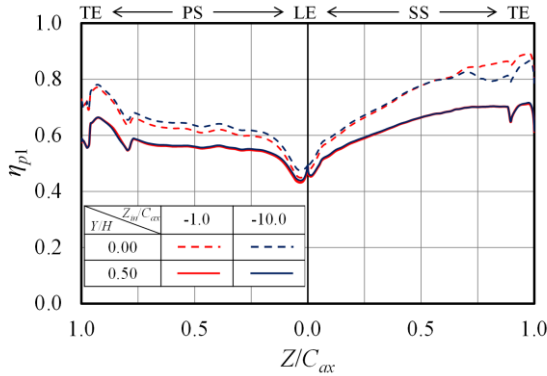


Fig.19 Distribution of cooling efficiency ( $\varepsilon_1=0.14$ )

横断流が EW 上の高温の主流境界層流体を負圧面側に移送させることにより、EW との角部に存在する流体の温度を上昇させ(図 12(c),17(c)), その結果  $\eta_{p1}$  が低下したと考えられる。

以上の結果から、境界層厚さの増加による HV の増強は、それを構成する翼面上を EW へ向かう二次流れの増強を伴うため、冷却空気の EW への移送量を増加させることにより、冷却効率を向上させることが分かる。境界層厚さの増加による PV の増強は、それを構成する圧力面上での EW へ向かう二次流れの増強を伴うため、冷却空気の EW への移送量を増加させることにより、冷却効率を向上させることが分かる。また、境界層厚さの増加によって EW 上の横断流が増強されるため、EW 上の高温の主流境界層を負圧面後縁付近に移送させることにより、負圧面 EW 付近の冷却効率を低下させることが分かる。

#### (6) 臨界空隙率における二次流れの影響

安定的に高い冷却効率を有する  $\varepsilon_1=0.1$  の結果において確認された、二次流れが冷却効率に及ぼす影響が、冷却空気圧が低下する臨界空隙率  $\varepsilon_1=0.14$  に対しても同様な傾向を示すかを調査するために、 $Z_{in}/C_{ax}=-1.0$  と  $-10.0$  に対する解析結果を  $\varepsilon_1=0.1$  と  $0.14$  との間で比較、考察をする。

図 18 と 19 に  $Z_{in}/C_{ax}=-1.0$  と  $-10.0$  における  $\varepsilon_1=0.14$  の MS と EW での  $C_{psd}$  と  $\eta_{p1}$  の翼面上の分布をそれぞれ示す。

$\varepsilon_1=0.1$  と比較して、冷却空気圧が低下するため  $C_{psd}$  は低下し翼面から浸み出す冷却空気が減少し、全体的に  $\eta_{p1}$  が低下することが確認できる(図 18,19)。しかしながら、

$C_{psd}$  と  $\eta_{p1}$  の  $\varepsilon_1=0.1$  で確認できる MS と EW での定性的な関係、 $Z_{in}/C_{ax}=-1.0$  と  $-10.0$  間における定性的な関係は  $\varepsilon_1=0.14$  においても同様に確認できる。

以上の結果から、臨界空隙率以下の空隙率に対しては、二次流れが冷却効率に及ぼす定性的な影響は空隙率に依存しないと云える。

## 6. 結論

本研究により、次の結論を得た。

- (1) 冷却空気流量一定下での空隙率の減少は冷却空気圧を上昇させ、翼面全体から均一に冷却空気が浸み出させることにより、冷却効率を増加させる。
- (2) 冷却空気圧を主流の入口全圧以上に保てる空隙率を設定することにより、翼面全体で高い冷却効率を得られる。
- (3) 翼前縁付近から浸み出た冷却空気は、翼列上流の主流ガスの翼前縁への衝突を緩和させることにより、馬蹄形渦を弱める。
- (4) 翼圧力面 Endwall 付近から浸み出た冷却空気は、圧力面側の馬蹄形渦の回転中心を Midpitch 側へ移送させるが、流路渦へ与える影響は小さい。
- (5) 翼負圧面 Endwall 付近から浸み出た冷却空気は、負圧面側の馬蹄形渦を拡大させ、また Endwall 上の負圧面近傍の横断流の向きを翼面方向に偏向させる。
- (6) 翼面から浸み出た冷却空気は、翼前縁と圧力面上の Endwall 付近では、馬蹄形渦と流路渦により、負圧面上の Endwall 付近では、流路方向前半部での馬蹄形渦によりそれぞれ Endwall 側へ移送され、後半部ではその増加により翼面 Endwall 付近の冷却効率が向上する。
- (7) 馬蹄形渦と流路渦の増強は、翼面上の冷却空気の Endwall 側への移送量を増加させるため、Endwall 付近の冷却効率を向上させる。
- (8) 流路渦を構成する Endwall 上の横断流の増強は、Endwall 上の高温の主流境界層を負圧面側に移送させることにより、流路方向後半部の負圧面 Endwall 付近の冷却効率を低下させる。
- (9) 二次流れが冷却効率に及ぼす定性的な影響は、臨界空隙率以下の空隙率には依存しない。

## 参考文献

- 1) A., Yamamoto, "Production and Development of Secondary Flows and Losses in Two Types of Straight Turbine Cascades: Part 1-A Stator Case", *ASME Journal of Turbomachinery*, Vol.109, pp.194-200, 1987.
- 2) S., Ergun, "Fluid Flow through Packed Columns", *Chemical Engineering Progress*, Vol.48, No.2, pp.89-94, 1952.
- 3) G., Dagan, "Flow and Transport in Porous Formations", Springer-Verlag., 1989.