

タービン翼前縁膜冷却に及ぼす 主流乱れ及び周期的後流の効果に関する研究 (熱伝達分布及び熱負荷分布について)

Effects of Free-Stream Turbulence and Periodic Wake Passing on the Leading Edge Film Cooling of Turbine Blades (Heat Transfer and Heat Load Distributions)

船崎 健一*¹, 山脇 栄道*²
FUNAZAKI Ken-ichi, YAMAWAKI Shigemichi
横田 雅樹*³
YOKOTA Masaki

Abstract

Detailed studies are conducted on heat transfer distribution around the leading edge of a blunt test model with discrete cooling holes, where the model is subjected to periodically incoming wakes as well as free-stream turbulence with various levels of intensity. The cooling holes have a configuration similar to those of typical turbine blades except for the spanwise inclination angle. A spoke-wheel type wake generator is used in this study. In addition, three types of turbulence grids are used to elevate the free-stream turbulence intensity. Heat transfer measurements are executed for several temperature differences between the free-stream and the secondary air to determine film-affected heat transfer distributions around the test model. We adopt three blowing ratios of the secondary air to the mainstream. For each of the blowing ratios, the heat transfer distribution is obtained under the influence of periodic wake passage as well as free-stream turbulence. Heat transfer near the stagnation region is enhanced due to the wakes and free-stream turbulence, while the effect of the injected secondary air is minimal. Downstream the cooling holes, heat transfer is greatly affected by the injected secondary air, which tends to follow the correlation for turbulent boundary layer.

1. 緒言

航空エンジンをはじめとするガスタービンの高効率化、高出力化に伴い、タービン入口温度はタービン材の許容温度をはるかに超え、今後さらに上昇する傾向にある。このため、タービン翼冷却技術の開発、改良は従来以上に重要な課題となっている。膜冷却は、タービン翼表面にあけた冷却孔から主流よりも低い温度の空気を噴出することにより、翼表面の熱負荷を低減させる方法であり、タービン冷却翼に多用されている。膜冷却では、噴出した冷却空気と主流空気との混合過程を伴うため、冷却孔の大きさや配置、また冷却空気の吹き出し量が冷却性能上重要な要因となる。また、主流乱れや上流側翼列からの周期的後流など、冷却空気と主流空気との混合を促進するこれらの要因も冷却性能に無視できない効果を持つと考えられ、膜冷却の適正化、効率化のためには、主流

乱れや周期的後流の効果を定量的に把握する必要がある。このような観点から、著者らは、実機状態のシミュレートが可能な実験装置を用い、主流乱れ及び周期的後流が膜冷却効率に与える影響を調べた。その結果、主流乱れ及び周期的後流は、比較的低い吹き出し比の場合に翼前縁のよどみ点に近い冷却孔からの冷却空気の膜冷却効率を大きく低下させることが明らかになった。この研究は、実機状態における翼面上局所冷却空気温度を予測する上で重要な研究であるが、タービン翼の冷却設計に必要な表面熱負荷を評価するには、冷却空気を噴出した状態での表面熱伝達率分布を把握しておく必要がある。

本研究では、冷却タービン翼の前縁を模擬したモデル翼（半円筒の前縁と平板からなる鈍頭供試体）を用い、膜冷却を行っているタービン翼前縁部での熱負荷分布に与える主流乱れ及び周期的後流の効果の解明を目的とする。

原稿受付 1996年3月27日

*1 岩手大学工学部 〒020 岩手県盛岡市上田4丁目3-5

*2 石川島播磨重工業㈱

*3 岩手大学大学院、現 三菱重工業㈱

2. 膜冷却時の熱伝達及び熱負荷

2.1 熱伝達

膜冷却を行っている場合の熱流束 q_f を記述する場合、熱駆動源となる温度差の定義の違いにより、次の二つの方法が一般的に用いられる。

$$q_f = h_f(T_w - T_{ad}) \tag{1}$$

$$q_f = h(T_w - T_\infty) \tag{2}$$

ここで、 h_f は表面温度 T_w と断熱膜温度 T_{ad} (冷却空気と主流空気とが断熱的に混合した場合に得られる温度)との差を代表温度差とした場合の熱伝達率、 h は表面温度 T_w と主流空気温度との差を代表温度差とした場合の熱伝達率である。 h は冷却空気と主流空気との混合過程の影響および冷却空気温度の効果を含むが、 h_f は、断熱膜温度の導入により冷却空気温度効果が除去されているため、噴出した冷却空気による熱伝達への影響を理解するには h_f を用いる方が好ましい。そこで、今回の研究では、 h_f を計測することとする。この場合、前報で求めた膜冷却効率に関するデータがそのまま使えるので、熱負荷を評価する上でも都合がよい。

温度場の線形性を仮定すると、 h は次のように与えることができる。

$$\begin{aligned} h &= h(\theta) = h(0) + \frac{h(1) - h(0)}{1 - 0} \theta \\ &= h(0) + \{h(1) - h(0)\} \theta \\ &= h(0) \left\{ 1 + \frac{h(1) - h(0)}{h(0)} \theta \right\} \end{aligned} \tag{3}$$

$$\theta = (T_2 - T_\infty) / (T_w - T_\infty) \tag{4}$$

ここで、 $h(\theta) = 0$ の場合を考える。これは断熱壁条件に対応し、噴出した冷却空気と主流空気とは断熱状態で混合する。従って、この場合の無次元温度 $\theta (= \theta_f)$ は、膜冷却効率 η_f の逆数に等しくなる。

$$\theta_f = \frac{T_2 - T_\infty}{T_{ad} - T_\infty} = \frac{1}{\eta_f}$$

式(3)、(5)より、 $\eta_f = \{h(0) - h(1)\} / h(0)$ となり、これを式(3)へ代入することにより、

$$\begin{aligned} h(\theta) &= h(0) \left\{ 1 - \frac{T_{ad} - T_\infty}{T_2 - T_\infty} \frac{T_2 - T_\infty}{T_w - T_\infty} \right\} \\ &= h(0) \left\{ \frac{T_w - T_\infty - T_{ad} + T_\infty}{T_w - T_\infty} \right\} \\ &= h(0) \frac{T_w - T_{ad}}{T_w - T_\infty} \end{aligned}$$

$$\therefore h(\theta)(T_w - T_\infty) = h(0)(T_w - T_{ad}) = q_f \tag{6}$$

$$\therefore h_f = h(0) \tag{7}$$

式(7)から、冷却空気と主流空気との温度差がない状態で式(2)に基づいた熱伝達率 h を計測することで、式(1)で定義される膜冷却時の熱伝達率 h_f を得ることができる。

2.2 熱負荷

膜冷却を行うことにより、翼表面に対する熱負荷がどの程度軽減されるかを、膜冷却を行わない場合の熱負荷

との比で検討する。

膜冷却を行わない場合の熱流束 q_0 を次のように表す。

$$q_0 = h_0(T_w - T_\infty) \tag{8}$$

翼表面温度 T_w が膜冷却の有無によらず一定であるとする。このとき、熱負荷の比をとると、

$$\begin{aligned} \frac{q_f}{q_0} &= \frac{h_f}{h_0} \frac{T_w - T_{ad}}{T_w - T_\infty} \\ &= \frac{h_f}{h_0} \left(1 + \frac{T_\infty - T_{ad}}{T_2 - T_\infty} \frac{T_2 - T_\infty}{T_w - T_\infty} \right) \\ &= \frac{h_f}{h_0} \left(1 - \frac{T_{ad} - T_\infty}{T_2 - T_\infty} \frac{T_2 - T_\infty}{T_w - T_\infty} \right) \\ &= \frac{h_f}{h_0} \left(1 - \frac{\eta_f}{\phi} \right) \end{aligned} \tag{9}$$

ここで、 $\phi = (T_w - T_\infty) / (T_2 - T_\infty)$ は冷却効率と呼ばれ、無次元翼表面温度に相当する。なお、式(9)は、同じ翼表面温度を得るのに内部冷却側で必要とされる熱流束の比、とも考えることができる。

3. 実験方法

3.1 実験装置

図1に実験装置概観を示す。なお、実験装置の詳細は既報⁽³⁾に譲る。主流側空気はプロアから整流部、ノズルを経て供試部に送られる。後流発生器は、直径400mmの円盤外周に長さ250mm直径5mmの円柱を取り付け、円盤を变速機付きの誘導モータで回転させる構造になっている。ノズルには接続用ダクトが取り付けられ、そこに設けられたスロットを後流発生器の円柱が通過することにより周期的後流が発生する。また、乱流格子を

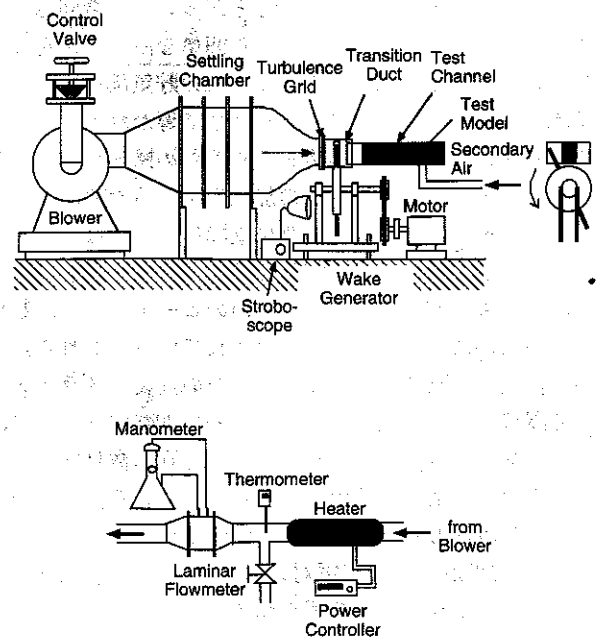


図1 実験装置概観 (上) 供試風洞 (下) 二次空気系

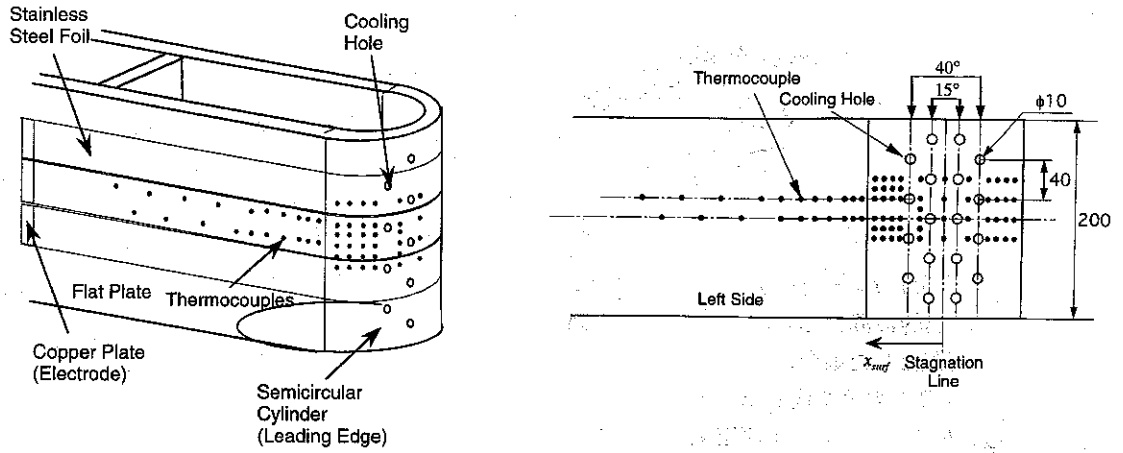


図2 モデル翼

(左) モデル翼外觀形状 (右) 冷却孔位置及び熱電対位置 (展開図)

ノズル出口に装着することにより主流乱れを受動的に制御する。使用する乱流格子は3種類である二次空気は別の小型プロアで供給される。二次空気は途中加熱部で昇温された後、層流流量計を経て、モデル翼内に送られる。

図2にはモデル翼を示す。このモデル翼はアクリル製で、タービン翼の前縁部を模した形状になっており、外側は直径100mmの半円筒部と長さ800mmの2枚の平板部から構成されている。モデル翼前縁部には中心軸から±15°および±40°の位置に直径10mm、ピッチ40mmの冷却孔があげられている。なお、以後前者の冷却孔列を第一列、後者を第二列と呼ぶこととする。冷却孔の軸と翼表面とのなす角度は90°である。実際のタービン翼ではこの角度は30°付近の値をとり、冷却空気は主流に対し斜めに噴出されることが多いが、今回は周期的後流効果の理解という観点から簡単な冷却構造を採用している。冷却空気はモデル翼内部の貯気部に入った後、整流されビニルチューブで冷却孔まで導かれる。ビニルチューブには周囲への熱損失を防ぐため断熱材がまかれている。モデル翼内部からの加熱を避けるため、モデル翼に内部換気用の穴を、計測に支障をきたさない位置に設け、内部温度の上昇を抑制している。モデル翼表面には、熱流束一定の条件を得るためのヒータとして、数枚の短冊状のステンレス箔が貼付されている。これらは電極に接続され直列回路を構成し、その両端にスライダックで調整された電圧を掛け、電気的に加熱する。なお、各ステンレス箔にあげられている冷却孔の数は同じで、各ステンレス箔の抵抗値を等しく保っている。円筒前縁部および流れ方向に向かって左側平板のステンレス箔の下には、温度計測用の熱電対の温接点合計74個埋設されている。これによりモデル翼スパン中央部付近の冷却孔下流での箔表面温度を計測する。また主流空気温度および二次空気温度は、前縁よどみ線上下端壁近くおよびビニルチューブ内に設置した熱電対で計測する。

3.2 実験方法

全ての実験は主流速度20m/s、供試部入口速度 U_∞ 、モデル翼前縁直径 D に基づくレイノルズ数 Re_D は 1.41×10^4 である。後流発生器の回転数 n は900、1260および1500rpmの三種類、使用した円柱本数 n_c は3本である。このときの後流通過周波数を

$$S = \frac{nn_c D}{60 U_\infty} \quad (10)$$

定義される無次元数(ストローハル数) S で表すと、それぞれ0.22、0.31および0.37である。

二次空気の流量は、平均吹き出し比(質量流量比) B で表される。

$$B = \rho_2 U_2 / \rho_\infty U_\infty \quad (11)$$

ここで、 $\rho_2 U_2$ は冷却孔からの平均質量流量、 ρ_∞ は主流空気の密度である。この吹き出し比は冷却空気量に関する平均的な指標であるが、局所的な吹き出し比は第一列、第二列の冷却孔によって異なる。

3.3 熱伝達率

本研究では、前述のように式(7)に基づいて熱伝達率を求める。しかし、実験装置の関係で、二次空気の温度を主流温度と等しくすることができなかった(押し込み式のプロアを用いているが、二次空気の方が流量が少ないため)。そこで、無次元温度差 θ を変化させ、式(3)の線形の関係式から $h(0)$ を外挿により求める。熱伝達率は、次式で定義されるヌセルト数またはスタントン数として表される。即ち、熱伝導率を λ 、局所レイノルズ数を $Re_x (= x_{surf} U(x_{surf}) / \nu)$ として、

$$Nu_D = h(\theta) D / \lambda \quad (12)$$

$$Nu_{D,f} = h_f D / \lambda \quad (13)$$

$$St_f = Nu_{D,f} / Re_x Pr \quad (14)$$

ステンレス箔にあげた冷却孔の存在による熱流束の不

均一性の効果について考える。冷却孔付近では、箔の抵抗値が増加し、局所的な熱流束の不均一性が生ずるため、熱伝達率の評価が困難になる。このため、何らかの補正が必要となる。本研究では、箔に冷却孔をあけない状態と冷却孔をあけた状態で計測したスパン方向平均熱伝達率を比較し、熱伝達率に関する補正係数を次のように求めた。

$$k = \frac{\sqrt{Re_{Df}}}{\sqrt{Re_D}} \frac{Q}{Q_r} \frac{A_f \Delta T_f}{A \Delta T} \quad (15)$$

ここで、 Q は損失分を除いた供給電力、 A はステンレス箔表面積、 $\Delta T = T_w - T_\infty$ であり、添字 f は冷却孔をあけた場合を示す。図3には、補正係数を求めるために計測された熱伝達率分布を示す。この場合、二次空気の吹き出しは行っていない。はじめに、ステンレス箔に冷却孔をあけない状態で熱伝達率を計測し (No Holes のデータ)、次に冷却孔をあけ、空力的な影響を除くため冷却孔をテープで塞いだ状態で熱伝達率を計測した (With Holes)。また、参考のため、冷却孔を全くあけていないモデル翼を用いて計測した熱伝達率分布⁽³⁾を併記している。供試体が同じでないことや冷却孔が存在することが影響して、以前取得したデータと、特に剝離点、再付着点の位置が変化しているが、全般的には、補正後のデータは以前のデータに近い値を示している。よって、これ以後示すデータは、ここで得られた補正係数による補正を行うものとする。

3.4 不確かさ解析

表面熱伝達率の不確かさに寄与する要因としては、a) 表面からの輻射、モデル内の熱伝導による熱損失 b) 熱電対の取り付け誤差 c) モデル裏面からの加熱 d) 冷却孔内面からの加熱 e) ステンレス箔内の熱伝導 f) 線形性の仮定、補正係数導入に伴う不確かさ、などを挙げることができる。a)、b)の要因については以前の研究で検討を行っており、約±5%の不確かさをもたらす。c)については、前述のモデル内部用の換気口の存在によりほぼ無視できる。d)については、冷却孔内面からの流入熱量の推定と簡単な熱バランス計算から、冷却孔付近(孔

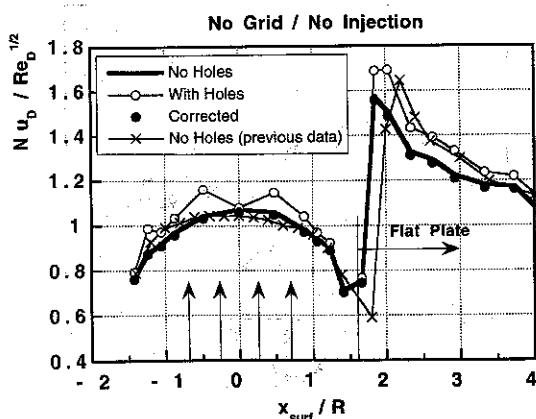


図3 補正係数を求めるための熱伝達特性

周辺± d の範囲)の温度が約2°C上昇することが計算され、不確かさは約±7%と評価された。e)の効果については、表面温度の不均一性の影響により、定量的評価は容易ではないが、箔表面から対流で主流側に移動する熱量と温度勾配による箔内の移動熱量の比から、十分無視できるものと判断した。なお、同様の判断がOu, Han⁽⁴⁾により示されている。f)の効果は、主に補正係数を割り出す際の参照データの精度に依存するが、以前の計測結果⁽⁵⁾を参考に約±4%と推定した。

以上の結果をまとめると、熱伝達率の計測結果に含まれる不確かさは、冷却孔近傍を除いた部分では約±6.4%、冷却孔近傍は約±9.5%と評価された。

3.5 計測結果

図4に、二次空気温度と主流空気温度との温度差を変化させ、それが熱伝達率 $h(\theta)$ に与える影響を示す (No Grid/No Wake)。温度差が増加すると、熱伝達率が低下する状況が明確に現れている。このような計測を、平均吹き出し比やストローハル数等を変化させて繰り返し、各計測位置における無次元温度差 θ と熱伝達率 $h(\theta)$ との関係を得る。ここで、式(5)から、 $h(\theta) = 0$ を与える θ として、前報で計測した膜冷却効率の逆数を用いることとする。図5には、モデル翼前縁部での計測結果を示す。

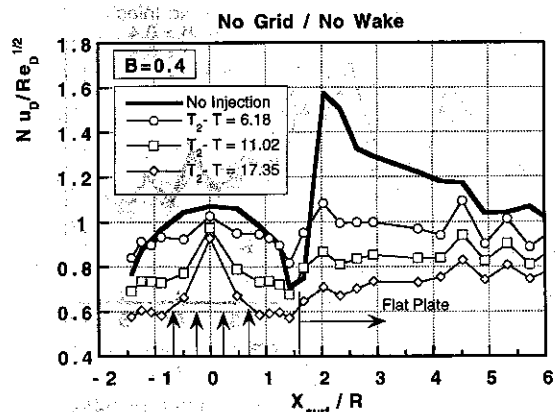


図4 二次空気と主流空気の温度差の変化が熱伝達特性に与える影響

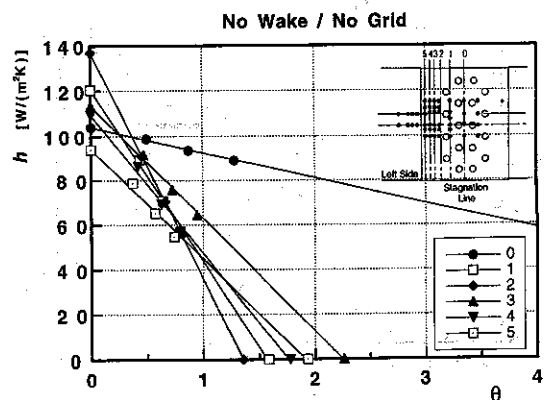


図5 熱伝達率の無次元温度差に対する線形性の検討および外挿による $h(0)$ の推定

今回の実験で得られたスパン方向平均熱伝達率は、式(3)で示した線形の関係をほぼ満足しているとともに、前報で得た膜冷却効率のデータとも整合性を有している。よって、図5の様に得た熱伝達率を外挿することにより、 $h(0) = h_f$ を求めることとする。

図6, 7は、 $S = 0.0$ と $S = 0.37$ における、乱流格子を装着しない場合(主流乱れは約0.8%)のスパン方向平均熱伝達特性に対する平均吹き出し比の影響を示している。なお、周期的後流の効果はストローハル数 S の増加と共に顕著になるので、以下の記述では $S = 0.37$ の結果のみを示す。熱伝達特性は、二列目の冷却孔のすぐ下流で極大値(極大値A)に達した後急激に減少し、その後再び剝離漢の再付着点で極大値(極大値B)を示す。なお、 $x_{surf}/R = 3.5$ 以降の熱伝達特性は、スパン方向の熱電対の数が少ないためデータのばらつきが大きい。平均吹き出し比を増加すると、平均熱伝達特性の極大値Aは増加し、それに続く極小値も増加する。このため、特に $B = 1.2$ の場合の熱伝達特性は、極大値Aから下流側にほぼ単調に減少している。また、よどみ点での熱伝達特性に及ぼす二次空気の影響は小さく、二次空気吹き出しのな

い場合の熱伝達特性⁽³⁾とほぼ等しい値を示している。周期的後流は、よどみ点近傍($x_{surf}/R = 0$)および第一列の冷却孔近傍での熱伝達特性を増加させ、また再付着点近傍の熱伝達特性を若干低下させる。また、周期的後流を付加することで、吹き出し比による熱伝達の差異は減少傾向を示す。

図8, 9には、乱流格子(Grid 2)を装着した場合のスパン方向平均熱伝達特性分布を示す。この場合の主流乱れ度は、既報⁽²⁾で示したように約2.2%である。データのばらつきがやや大きい。主流乱れの増加とともによどみ点近傍での熱伝達が促進され、周期的後流が加わることでさらに熱伝達が向上している傾向が確認できる。主流乱れや周期的後流により、再付着点での極大値Bの存在は、次第に不明瞭になり、全体として単調減少の傾向を示すようになる。

図10~13には、モデル翼表面上4点において計測された周期的後流通過による熱伝達の変化 $Nu_{S=0.37}/Nu_{S=0.0}$ を示す。よどみ点 $x_{surf}/R = 0.0$ では、周期的後流は熱伝達をかなり促進しており、吹き出し比によるばらつきは見られるものの、主流乱れが増加するにつれ周期的後流

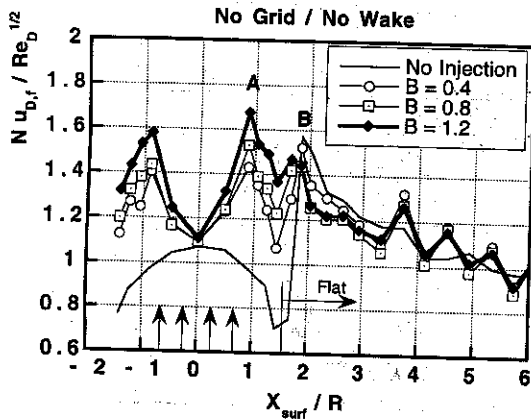


図6 熱伝達特性に及ぼす平均吹き出し比の効果 (No Grid/No Wake)

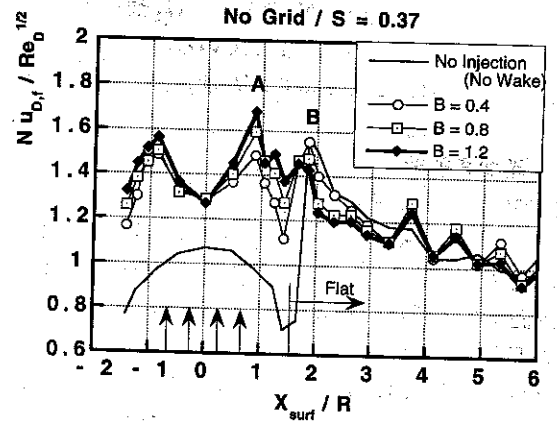


図7 熱伝達特性に及ぼす平均吹き出し比の効果 (No Grid/S = 0.37)

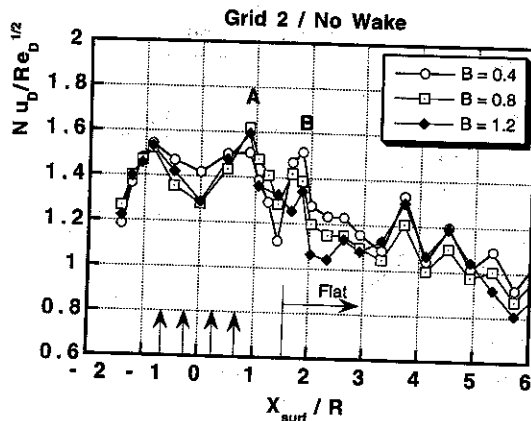


図8 熱伝達特性に及ぼす平均吹き出し比の効果 (Grid 2/No Wake)

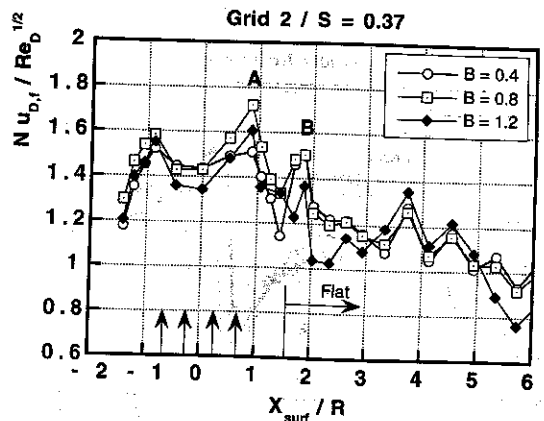


図9 熱伝達特性に及ぼす平均吹き出し比の効果 (Grid 2/S = 0.37)

の効果は次第に低減していく。二列目直下での極大値 A を示す $x_{surf}/R = 0.88$ では、周期的後流の効果はわずかに熱伝達を促進する程度であり、主流乱れによる差異は大きくはない。また吹き出し比では熱伝達促進効果はほぼ消滅している。以降の点 (図 12, 13) においては周期的後流の効果は大きくは現れない。また、わずかではあるが、周期的後流により熱伝達が低下する場合も発生している。

周期的後流他の影響因子の効果をも、スタントン数と局所レイノルズ数の関係で見ると (図 14, 15)。これらの図で、よどみ点近傍の層流および平板乱流境界層に対するスタントン数と局所レイノルズ数の関係式

$$St = 0.57 Pr^{-0.6} Re_x^{-0.5} \quad (\text{層流}) \quad (16)$$

$$St = 0.0307 Pr^{-0.4} Re_x^{-0.2} \quad (\text{乱流}) \quad (17)$$

による結果を併記している。図 14, 15 から、主流乱れの

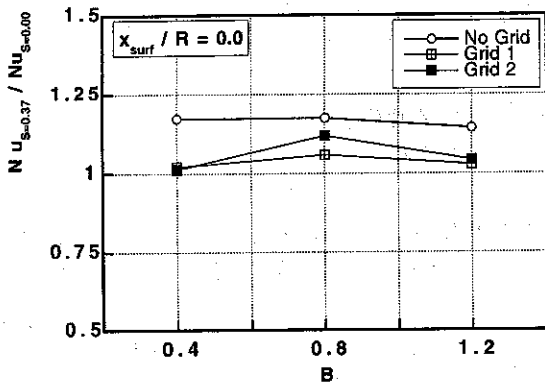


図 10 熱伝達特性に及ぼす周期的後流の効果 ($X_{surf}/R = 0.0$)

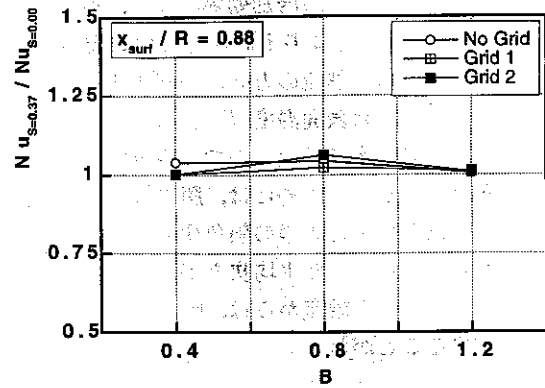


図 11 熱伝達特性に及ぼす周期的後流の効果 ($X_{surf}/R = 0.88$)

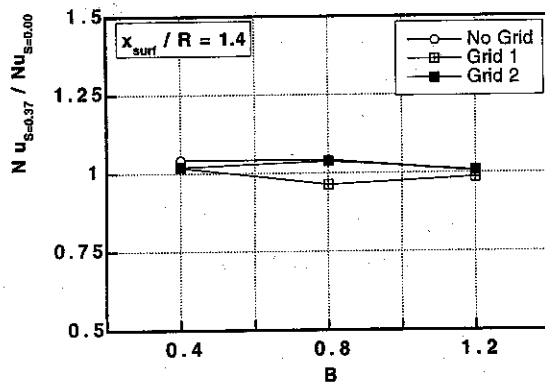


図 12 熱伝達特性に及ぼす周期的後流の効果 ($X_{surf}/R = 1.4$)

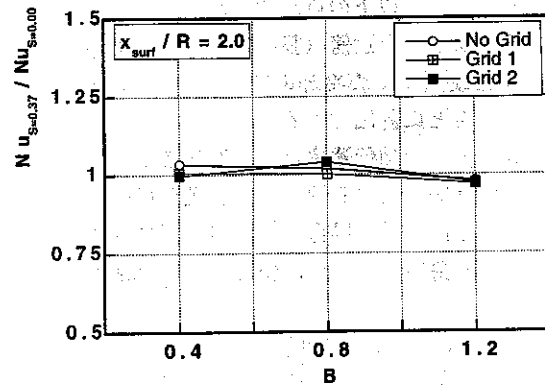


図 13 熱伝達特性に及ぼす周期的後流の効果 ($X_{surf}/R = 2.0$)

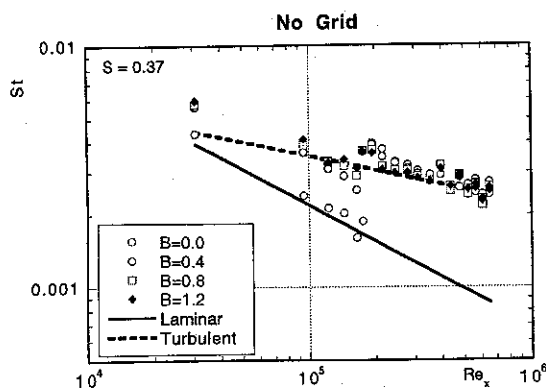


図 14 スタントン数分布に対する吹き出し比の効果 (No Grid/S = 0.37)

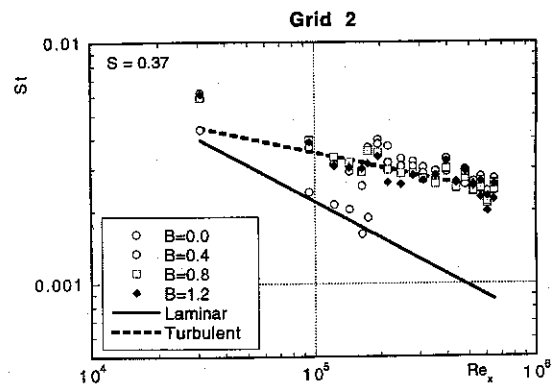


図 15 スタントン数分布に対する吹き出し比の効果 (Grid 2/S = 0.37)

大小や周期的後流の有無に関係なく、吹き出し比が大きくなるにつれて、再付着点での極大値は次第に周囲のデータの中に埋没し、モデルよどみ点近傍を除き、スタント数分布全体は乱流境界層の式で与えられる結果に近くなっている。

図 16 には、熱負荷比分布 (式(9)) に与える吹き出しの影響を示す (冷却効率 $\phi = 0.6$)。平均吹き出し比が低いほど熱負荷比が低減し、 $B = 0.4$ の場合には第二列の冷却孔下流では負の値が現れている。熱負荷が負の値を示すのは、冷却孔直後の高い膜冷却効率により、冷却効率から推定した表面温度 T_w よりも膜冷却空気の温度が低くなる状態が存在する (熱流の方向が逆転する) ためである。ここでの評価では表面温度 T_w を固定しているが、実際には表面温度は一定ではないので、定量的な評価の精度には問題はあるが、定性的には、膜冷却を行うことで、図 16 で示された結果と同様の熱負荷低減効果が得られるものと判断される。また平均吹き出し比が大きくなると、熱負荷低減という観点からは、膜冷却が有効でない領域も存在することがわかる。

5. 結論

周期的後流と主流乱れが存在する流れ場において、膜冷却を伴うタービン翼前縁での熱伝達特性及び熱負荷の評価を行った結果、以下の点が明らかになった。

- (1) 翼前縁のよどみ点近傍 (膜冷却が施されていない場合)での熱伝達率は、膜冷却の影響は小さく、前報⁽²⁾の研究成果をもとに評価できる。
- (2) 冷却孔下流での熱伝達率は、平均吹き出し比が高い場合乱流境界層に対する評価式で評価が可能である。平均吹き出し比が低い場合、層流境界層に対する評価式に似た振る舞いを示すが、値そのものは乱流境界層に近い。
- (3) 前縁での膜冷却は、全般的に熱負荷の低減に有効であり、特に、平均吹き出し比が小さい場合には熱負荷が負になる場合も生ずる。

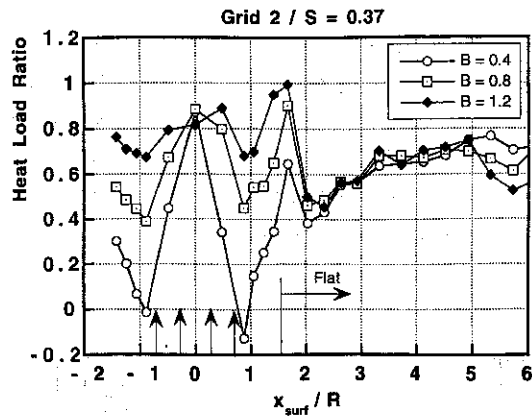


図 16 熱負荷比分布に対する吹き出し比の効果 (Grid 2/S = 0.37)

- (4) 平均吹き出し比が大きき場合には、膜冷却が有効でなくなる領域も存在するが(再付着点付近)、その範囲は限定されている。
- (5) 膜冷却は、翼前縁下流においても有効性を維持している。
- (6) よどみ点では膜冷却による熱負荷低減効果は小さい。

謝 辞

本研究を進めるにあたり、岩手大学渡邊喬教授からご指導を賜った。また、本論文を作成するにあたり岩手大学院生小藪栄太郎君の協力を得た。ここに記し、謝意を表す。

参考文献

- (1) 吉田, 日本ガスタービン学会誌, 20-80 (1993), 4
- (2) Funazaki, K., Yokota, M. and Yamazaki, S., ASME Paper 95-GT-183
- (3) 船崎, 山下, 山脇, 機論, 60-576 B (1994), 267-274
- (4) Ou, S., Han, J.C., Trans. ASME, J. Turbomachinery, Vol. 114, 1992, 724
- (5) Funazaki, K., ASME Paper 94-GT-25, 1994