ガスタービン翼背面の三次元吹出し膜冷却*

吉川進三**, 奥井良明***

The Film Cooling of a Suction Surface of a Gas Turbine Blade
with Three-Dimensional Injection

Shinzo KIKKAWA and Yoshiaki OKUI

The distributions of film cooling effectiveness on the suction surface of a gas turbine blade were measured by using the analogy of heat and mass transfer. A rectangular injection hole was made on a midspan-line of the blade. As a result, the following were clarified: (1) the optimum blowing rate is about 1.0, (2) the distribution of film cooling effectiveness in the spanwise direction agrees well with Gaussian error function, (3) the effects of the pitch-chord ratio and incidence angle on the film cooling effectiveness are slight, (4) a universal distribution of the film cooling effectiveness on the midspan-line of the blade was introduced, (5) by using the above results and the principle of superposition, one can predict the distribution of film cooling effectiveness on the suction surface of a gas turbine blade on which many injection holes are laid out in an arbitrary position and injection angle.

Key Words: Gas Turbine, Suction Surface, Three-dimensional Injection, Film Cooling Effectiveness, Superposition of Effectiveness

1. 緒 言

一般に熱原動機の熱効率を向上させるためには動作流体の温度を高めることが必要であるが、一方、材料の耐熱性から制約がある。この点から、熱原動機材料の冷却は非常に重要な問題であるが、特にガスタービンのように連続流動式機関において重要である。この観点から耐熱材料の開発とならんで、ガスタービンの冷却方法が研究され、その冷却方法のうち最も有効なものの一つとして膜冷却が注目され、多くの研究がなされてきた。その研究の方向はまず平板上の二次元吹出し冷却⁽¹⁾から始まり、曲面上の二次元吹出し⁽²⁾、平板上の三次元吹出し⁽³⁾、曲面上の三次元吹出し⁽⁴⁾、翼形による二次元吹出し⁽⁵⁾、翼形による三次元吹出し⁽⁶⁾の順でなされてきた。また、膜冷却効率は吹出し後下流に向かって急激に減少し、その傾向は三次元吹出しにおいて著しいので、流れ方向に多くの吹出し孔列を設ける、いわゆる全面膜冷却が最近注目されている。近い将来におけるガスタービン翼の最も有効な冷却方法はこの全面膜冷却であると考えられる。しかし、全

面膜冷却技術は現在、平面⁽⁷⁾または曲面⁽⁸⁾についてなされている状態で、翼形に対する研究は著者の知る範囲では非常に少ない。

著者の一人はこの点に着目し、吹出し比の小さい場合には重ね合せの原理が適用されることを利用して、ガスタービン翼腹面の三次元吹出し膜冷却について報告した⁽⁶⁾が、本研究においてはその続きとして翼背面の冷却効果について報告する。

2. 記 号

b : 吹出し孔のスパン方向幅の半分 (=3 mm)

C : 濃度

i : 入射角 (図1)

I_a : 吹出し角

L : 翼弦長 (図1) (=168.8 mm)

M : 吹出し比 $= (\rho_s u_s) / (\rho_e u_e)$

Re : レイノルズ数 $= u_e L / \nu (=1.2 \times 10^5)$

s : 吹出し孔の流れ方向幅 (=2 mm)

t : ピッチ (図1)

u : 流速

X : 翼前縁基準点から翼面に沿って測った距離

X_i : 吹出し孔中心から翼面に沿って測った距離

$X_{i0.35}$: $\eta_c = 0.35$ となる X_i の値

* 昭和60年6月7日 第13回ガスタービン定期講演会において講演、原稿受付 昭和60年11月5日。

** 正員、同志社大学工学部 (〒602 京都市上京区烏丸今出川)。

*** 学生員、同志社大学工学部。

Z : スパン方向座標

$Z_{1/2}$: $\eta=0.5\eta_c$ となる Z の値

γ : 食違い角 (図1) ($=45^\circ$)

η : 膜冷却効率 $=(c_w - c_e)/(c_s - c_e)$

η_c : 翼中心線上の膜冷却効率

ρ : 密度

添字

e : 流入流れ

s : 吹出し流れ

w : 翼表面

3. 実験方法

実験装置はダクト幅が 200 mm である点を除くと、文献(5)に使用したものと同じであるので、紙数の関係で、その説明を省略する。実験に使用した翼列形状も文献(1)のものと同じであるが、それを図1に示す。翼背面スパン方向中心線上に $2b \times s = 6 \text{ mm} \times 2 \text{ mm}$ のく形状の孔を各供試翼に1個あけ、この孔から約5%の二酸化炭素を含んだ空気を吹出させ、熱と物質移動の類推性を利用して膜冷却効率を測定した。吹

図1 供試翼列および翼列間の二次的流れ

図2 中心線上膜冷却効率におよぼす吹出し比の影響 (No. 1)

出し孔は前縁基準点（骨格線と表面の交点）から翼面に沿って、7, 40 mm および 80 mm の位置にあけた。以後これらの吹出し孔をそれぞれ No. 1, 2 および No. 3 の孔とよぶ。翼背面上に $\phi 0.5$ mm の孔を 108 個あけ、これらの孔を通してポンプで $3 \text{ cm}^3/\text{s}$ の割合でガスを採取し、これを赤外線分析計で分析した。吹出し比 $M=0.2\sim 1.8$ 、吹出し角 $I_a=90, 60, 35^\circ$ 、節弦比 $t/L=0.6, 0.7, 0.8$ 、入射角 $i=-6, 0, 6^\circ$ に変化させて実験を行った。以後、図中などで特にことわらないかぎり、 $t/L=0.7$ 、 $i=0^\circ$ であり、 γ は常に 45° である。

4. 実験結果

4.1 吹出し比の影響 中心線上の膜冷却効率 η_c に及ぼす吹出し比 M の影響を No. 1 孔から $I_a=90^\circ$ と 60° で吹出した場合について図 2 に示す。横軸として、前縁基準点から翼面に沿った距離 X を翼弦長 L で無次元化した X/L (下) と吹出し孔中心からの距離 X_i を孔の流れ方向幅 s で無次元化した X_i/s (上) をとって示す。翼弦長と翼列入口速度を代表値にとったレイノルズ数は 1.2×10^5 である。膜冷却効率は吹出し孔の直後で急に減少し、その後はゆるやかに減少する。 $I_a=90^\circ$ では $M=1.4$ で、また $I_a=60^\circ$ では $M=1.0$ で膜冷却はほぼ最大となるがその差はわずかで、 $M=1.0\sim 1.4$ が最適吹出し比を与える。また、吹出し角が減少すると膜冷却効率は増加するがその差もわずかであることがわかる。

比較のために、腹面で $X=-7 \text{ mm}$ の位置から吹出した結果を図 3 に示す⁽⁶⁾。これら両図から、吹出し比の小さい範囲では膜冷却効率は腹面のほうが高く、吹出し比の大きい範囲ではその逆であること、また、吹出し孔近傍では腹面のほうが膜冷却効率は高いこと、さらに、吹出し角の減少による膜冷却効率の増加も腹面のほうが大きいことがわかる。凹面においてはゲルトラー渦が発生し、乱れも大きく⁽⁹⁾、このために平面

図 3 中心線上膜冷却効率におよぼす吹出し比の影響(腹面)

図 4 中心線上方の濃度分布 (No. 1, $I_a=60^\circ$)

図5 中心線上膜冷却効率に及ぼす吹出し比の影響 (No. 2)

あるいは凸面に比較して低い膜冷却効率を与えるとした研究結果もいくつか報告されている^{(2),(10)(11)}。また、吹出し孔上における境界層外端速度は翼列流入速度を1.0とすると背面で1.735、腹面で0.610となる⁽⁵⁾。このことは吹出し流は背面におけるほうが主流によって曲げられやすく、その結果、膜冷却効率も向上するであろうことを示唆している。

図4に翼の背面および腹面上の濃度分布の例を示す。これより、吹出し孔近傍で、また、低い吹出し比において、腹面吹出し流は翼面によく沿っていることがわかる。図は割愛したが翼面上の乱れ強さ分布の測定結果は吹出し孔近傍で $M=0$ あるいは $M=0.2$ で、背面における乱れ強さは腹面よりはるかに大きく、下流では背面のほうが小さいことがわかった。これらのことは図1に示したように、翼列面に発生する二次的流れが翼中心線近くでは背面から腹面に向かうので、このために腹面中心線の吹出し流は翼面に押しつけられ、一方、背面においては翼面から引き離されることによって生じるのではなかろうか。この流速は主流速度に比べて数%であると言われているが⁽¹²⁾境界層内に吹出した冷却剤流れの方向には影響を与えることも考えられる。

図5にNo.2孔から吹出した場合の結果を示す。 X_i/s 座標で比較すると、No.1孔からの吹出しより吹出し孔直後で高い膜冷却効率を示し、その後も高い値を示すが両者の差は下流域ではわずかである。最適吹出し比はほぼ $M=1.0$ としてよい。No.2孔吹出しの

図6 中心線上膜冷却効率におよぼす節弦比の影響

ほうが膜冷却効率が高いのは吹出し孔上の主流速度が大きく、そのために吹出し流が翼面に沿いやすくなったためと思われる。図は割愛したが、No.2孔から $I_a=35^\circ$ で吹出した場合は膜冷却率は相当高い値を示したが最適吹出し比は1.0であった。No.3孔から $I_a=35^\circ$ で吹出した場合はNo.2孔から吹出した場合より膜冷却率は減少した。これはNo.3孔の位置がほぼ減速域の開始点にあたり、翼列流路出口に近いと思われる。

4・2 節弦比および入射角の影響 図6に節弦比

t/L が変化した場合の中心線上の膜冷却効率を示す。図6より、本実験範囲程度では節弦比によって膜冷却効率はほとんど影響されないことがわかる。これは腹面において節弦比の増加とともに膜冷却効率が減少したの異なる。節弦比の増加とともに主流速度は減少するので、吹出し流は主流によって曲げられにくくなり、その結果膜冷却効率が減少すると思われるが、腹面においては最適吹出し比が約0.2と小さく、その運動量が小さいので主流の影響を受けやすいのに比し、背面では最適吹出し比が1.0~1.4と大きく（図6は $M=1.0$ ）このために主流の影響を受けにくかったものと思われる。

図7 中心線上膜冷却効率におよぼす入射角の影響

図8 スパン方向半値幅分布

図7に入射角 i が変化した場合の中心線上の膜冷却効率を示す。 $i=0^\circ$ と $i=6^\circ$ の差はほとんど見られないが $i=-6^\circ$ では少し減少している。これも腹面においては入射角の減少とともに主流速度が減少し、このため、膜冷却効率が明らかに減少したの異なる。（背面においては入射角の減少とともにわずかながら主流速度はむしろ増加する⁽⁵⁾）。この相違も最適吹出し比の差によるものと考えられる。

4.3 スパン方向の分布 吹出し流は流れ方向のみでなく、当然スパン方向にも拡散する。翼面上の膜冷却効率 η が翼中心線上の値 η_c の1/2となるスパン方向座標を $Z_{1/2}$ と定義し、それを吹出し孔のスパン方向幅の半分 b で無次元化した。その結果の一例を図8に示す。全体として $Z_{1/2}$ は流れ方向にほぼ直線的に増加するが、吹出し比との間には明らかな関係は本実験

図9 膜冷却効率のスパン方向分布

図10 膜冷却効率分布鳥かん図

においては見られない。この傾向は他の条件においても同様であった。このようにして求めた $Z_{1/2}$ でスパン方向座標 Z を無次元化し、中心線上の膜冷却効率 η_c で正規化した膜冷却効率のスパン方向分布の一例を図9に示す。図9中の曲線はガウスの誤差曲線で次式で表される。

$$\frac{\eta}{\eta_c} = \exp\left\{-\ln 2 \left(\frac{Z}{Z_{1/2}}\right)^2\right\} \dots\dots\dots (1)$$

実験点はほぼこの曲線上にあることがわかる。他の実験条件に対しても同様な結果が得られた。

4.4 重ね合せによる推定 図2, 8および式(1)を用いると1個の孔から冷却剤を吹出した場合の翼面上の膜冷却効率分布を計算することができる。このようにして求めた結果の一例(No.1孔, $I_a=60^\circ$, $M=1.0$)を鳥かん図的に図10に示す。この膜冷却効率分布曲線を用いて、膜冷却効率一定の一種の等高線を求めることができる。その一例として図10に示したものと同一条件で吹出した場合の結果を図11に示す。枠

外の矢印は吹出し位置を示す。図2からもわかるように、No.1孔からの吹出しでは吹出し孔直後で急激に膜冷却効率が減少するので、図11より、吹出し孔近傍を含めて翼全面にわたって冷却効率はごく低い水準にあることがわかる。したがって、翼全体にわたってある程度以上の膜冷却効率に保つためには複数個の孔から冷却剤を吹出すことが必要である。この場合、下流域の膜冷却効率は上流にある n 個の孔からの吹出しによる膜冷却効率を重ね合わせることによって次式によって求められ⁽¹³⁾、その結果は実験結果とよく一致することが知られている⁽¹⁴⁾⁽¹⁵⁾。

$$\eta = \sum_{i=1}^n \eta_i \prod_{j=0}^{i-1} (1 - \eta_j) \dots\dots\dots (2)$$

ただし、 $\eta_0=0$

No.1 ($I_a=60^\circ$), No.2 ($I_a=60^\circ$) および No.3 ($I_a=35^\circ$) の3箇所から $M=1.0$ で吹出した結果を図12に示す。図12はスパン方向にも複数個の吹出し孔が必要であることを示している。以上の流れ方向の重ね合せ

図11 等膜冷却効率線 (No.1, $I_a=60^\circ$, $M=1.0$)

図12 等膜冷却効率線 (No.1, $I_a=60^\circ$, No.2, $I_a=60^\circ$, No.3, $I_a=35^\circ$, $M=1.0$) (単列の場合)

(a)

(b)

図13 等膜冷却効率線 (No.1, $I_a=60^\circ$, No.2, $I_a=60^\circ$, No.3, $I_a=35^\circ$, $M=1.0$) (複列の場合)

と同じ手法がスパン方向にも可能であると仮定し、 $Z/b=4$ のピッチで吹き出し孔をあけた場合について、(a)ごぼん目配列と(b)千鳥配列の結果を図13に示す。図12と比較して改善されているが $\eta < 0.3$ の領域が相当残っている。したがって、より多くの位置から吹出すことが必要であるが、本研究ではNo.1~3の3箇所のみから吹出しを行ったのでそれ以外の流れ方向の場所から吹出した場合の膜冷却効率の推定を行う。

本研究範囲内では最適吹き出し比は1.0~1.4であったので、 $M=1.0$ の場合を採り上げ、実験を行った六つの条件 (No.1孔, $I_a=90^\circ$, 60° , No.2孔, $I_a=90^\circ$, 60° , 35° , No.3孔, $I_a=35^\circ$) について、 $\eta_c=0.35$ となる X_i の位置 $X_{i0.35}$ を求めた。その結果を図14に示す。 $X_{i0.35}$ が大きいことは膜冷却効率が良好であることを意味する。No.2孔 $I_a=35^\circ$ の $X_{i0.35}$ に比較してNo.3孔 $I_a=35^\circ$ のそれは著しく低いが、これは先に

も述べたように、No.3孔の位置が翼列流路の出口に近いために、そこから吹出された冷却剤が拡散し、その結果膜冷却効率が著しく低下したものと考えられる。No.3孔より上流では加速域であるので、 $X_{i0.35}$ は X とともに増加するものと思われる。

次に実験を行った6条件の $M=1.0$ に対する η_c を $X_i/X_{i0.35}$ について図15に示す。実験条件にかかわらず各実験点はほぼ1本の曲線上にのっていることがわかる。これらの実験点を通る最も確からしい曲線を次のように求めた。

$$\left. \begin{aligned} \eta_c &= 0.3723 (X_i/X_{i0.35})^{-0.5268} \\ X_i/X_{i0.35} &> 0.07 \\ \eta_c &= 1.0, X_i/X_{i0.35} \leq 0.07 \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (3)$$

これを図15中に実線で示す。以上の結果を用い、 $X=7, 20, 40, 60$ mm および 80 mm の5箇所より $M=$

図14 膜冷却効率の流れ方向無次元位置

図15 中心線上膜冷却効率の一般分布

図16 等膜冷却効率線 (5箇所吹き出し, $M=1.0$, $Z/b=4$)

1.0, $I_a=60^\circ$ ($X=80$ mm のみ $I_a=35^\circ$) で (a) ごぼん目および (b) 千鳥配列で $Z/b=4$ の間隔で吹出した場合の等膜冷却効率曲線を図 16 に示す。一部を除いてほぼ満足すべき冷却効率を得られた。

結 論

先にガスタービン腹面上の膜冷却について報告したが、本研究においては背面上の膜冷却について実験を行った。すなわち、翼前縁基準点により 7, 40 mm および 80 mm の中心線上にあけた形状の孔から冷却剤を三次元的に吹出し、吹出し比を 0.2~1.8, 吹出し角を 90, 60, 35°, 節弦比を 0.6, 0.7, 0.8, 入射角を -6, 0, 6° に変化させて翼面上の局所的膜冷却効率分布を流れ方向ならびにスパン方向にわたって測定した。その結果次のことを知り得た。

(1) 吹出し比 $M=1.0\sim1.4$ で最大の膜冷却効率を得られ、腹面での最適吹出し比が $M=0.1\sim0.2$ であったことと著しく異なる。この原因の一つとして、翼列間に誘起される二次的流れが考えられる。

(2) スパン方向の拡散を表す半値幅 $Z_{1/2}$ は下流方向へほぼ直線的に増加する。

(3) $Z_{1/2}$ で無次元化したスパン方向の膜冷却効率分布はガウスの誤差曲線で表される。

(4) 節弦比および入射角が膜冷却効率に及ぼす影響は本実験範囲内ではわずかである。

(5) 中心線上の膜冷却効率 η_c が 0.35 となる位置

を $X_{i0.35}$ とし、 η_c を $X_i/X_{i0.35}$ で整理すると、吹出し位置、吹出し角に関係なく 1 本の曲線〔式 (3)〕で表すことができる。

(6) 拡散方程式の線形性を損うほど吹出しが大きい場合には、以上の結果および重ね合せの原理を用いて、翼背面上の任意の点に吹出し孔を分布させて吹出しを行った場合の膜冷却効率分布を推定することができる。

文 献

- (1) Kacker, S. C. and Whitelaw, J. H., *Trans. ASME, Ser. E*, 38-2(1971), 239.
- (2) Mayle, R. E., ほか 3 名, *Trans. ASME, Ser. A*, 99-1(1977), 77.
- (3) Bergeles, G., ほか 2 名, *AIAA J.*, 15-4(1977), 499.
- (4) Catalano, G. D., ほか 2 名, *AIAA J.*, 15-8(1977), 1146.
- (5) 吉川, 岩崎, 機論, 50-455, 59-7(昭 59), 1761, .
- (6) Kikkawa, S. and Nakanishi, K., "*Proc. Transport Phenomena Rotat. Mach.* (1985), 25.
- (7) 笠木・ほか 2 名, 機論, 48-430, (昭 57), 1146.
- (8) 熊田・ほか 3 名, 機論, 51-465 B, (昭 60), 3041.
- (9) 藤本, 流体力学, (昭 40), 217, 養賢堂.
- (10) Folayan, C. O. and Whitelaw, J. H., *ASME Paper*, HT-31(1976), 1.
- (11) Ito, S. ほか 2 名, *Proc. Tokyo Joint Gas Turbine Congr.*, (1977), 30.
- (12) 大槻, 京都大学博士論文, (昭 54), 24.
- (13) Sellers, J. P., *AIAA J.*, 1-9(1963), 2154.
- (14) Muska, J. F., ほか 2 名, *Trans. ASME, Ser. A*, 98-4, (1976), 457.
- (15) Sasaki, M., ほか 3 名, *Trans. ASME, J. Eng. Power*, 101-1(1979), 101.

討 論

〔質問〕 小 幡 正 一 (石川島播磨重工業(株))

(1) 貴報では吹出し比 M に翼列流入質量流速をもって定義し用いておられるが、翼面上の膜冷却では翼形状、翼列条件によって主流速度が変化する位置に冷却孔を設けるため、吹出し点における吹出し比 M_i を定義して用いる場合が多いと思われる。すなわち、 $M_i = \rho_s u_s / \rho_i u_i$, ここで分母は吹出し点の主流の質量流速を表す。そこで M を M_i に換算するに当たって、本供試翼の速度分布または No. 1 と同様に No. 2, 3 の速度比のデータがあればお願いしたい。

(2) いま No. 1 の最大冷却効率を与える M について M_i をもって比較してみると、背面では $M_i=0.57\sim0.81$, 腹面では $M_i=0.16\sim0.33$ となり、この差は二次流れの影響も考えられるが、むしろ翼面曲率によって加速、減速する主流中での冷却剤の乱流拡散の程度

の差によるものではないか。

〔回答〕 (1) 文献(2)に示されているように、等角写像法によって求めた主流速度と流入速度の比は No. 1 で 1.735 であるが、同じ方法で No. 2 では 2.313, No. 3 では 2.530 とそれぞれ求められた。

(2) 背面上では主流は加速されて層流化現象がおり境界層は層流あるいは遷移状態と考えられ、一方、腹面では前縁近くで遷移がおこるといわれているので、この点から考えるとむしろ腹面のほうが最適吹出し比は大きいと思われるのに、実験結果はその反対であったこと、および図 4 に示した濃度分布の結果などから二次流れの影響が大きいのではないかと判断した。なお、 M よりも M_i で整理すべきでないかのご意見はもっともであり、現在行っている実験はご指摘のような方法で行っている。