



角度付き乱流促進体の研究

岩手大学工学部* 船崎 健一
Arizona St. Univ D. E. Metzger

Summary

Detailed study on heat transfer and pressure loss within rib-roughened cooling passages was made, which purpose was to investigate the effects of rib angles set to the flow direction (90°, 60°, 45° and 30°). A unique technique using coating material with relatively low melting point was applied that could make it possible to measure the heat transfer over the whole region concerned easily.

Some noticeable results are obtained that can be summarized as follows;

- (1) In the case of rib angle 60°, overall heat transfer considerably increases compared with that of rib angle 90° with some more expense of pressure loss. On the other hand, the case of rib angle 30° gives almost the same level of averaged heat transfer as in the case of 90° with less pressure loss.
- (2) Comparison between two patterns of Nusselt number distribution and oil flow on the rib-roughened wall shows that high Nusselt number appears at the region where the reattachment of the separate flow happens to be very close to the rib. On the contrary, low Nusselt number region corresponds to the region where the flow separation covers almost entire area between two roughness ribs.
- (3) The empirical correlation by Han et al. (1985) has turned out to predict friction coefficients in the passage fairly well.

1. 緒言

タービン入口温度 (TIT) の上昇に伴い、高温部要素を限られた冷却空気量で適正に冷却することが従来以上に必要になっている。特にタービン動翼は 10^5 G 以上という苛酷な遠心力を受け、翼断面温度が 20℃ 程度上昇するだけでクリープ破断寿命が半減する場合も少なくない。このため精度の高い冷却設計が必要とされ、内部冷却に関する広範な研究が強く求められている。

一般にタービン動翼の冷却流路内面には、伝熱促進のための突起列 (乱流促進体) が設置されているが、最近 Hanら [1][2] は、乱流促進体の伝熱促進性能の向上をめざし、流れ方向に角度を有する突起列の研究を進めている。Hanらの研究により突起列の角度の有効性が確認されているが、その実用化に際しては、平均熱伝達率の増加と圧力損失の増加との trade off、熱伝達率分布の三次元性 (熱伝達率の偏り) などについて、形状パラメータの効果とあわせ幅広い研究がさらに必要である。

このような観点から本論文では、タービン動翼の冷却流路に用いられる突起列 (乱流促進体) を取上げ、特にその流れ方向となす角度が流路の各面での熱伝達率や圧力損失に与える効果について、簡単な正方形流路 (熱伝達率計測用) および serpentine 型モデル翼 (圧力損失計測、流れの可視化用) を対象とした実験成果をもとに報告する。

2. 熱伝達率計測

2.1 実験装置および計測法

実験装置および熱伝達率の計測法の基本部分は Metzger と Larson の実験 [3] と同様であるので、以下にはその概略を述べる。

(1) 実験装置

図 1 に実験装置の配備を示す。供試ダクトは板厚 9.5mm の四枚の Plexiglas からなり、全長 736mm、一辺 (D) 76.2mm の正方形断面形状を有す

(昭和 63 年 9 月 20 日原稿受付)

* 前 石川島播磨重工業 株

る。このダクトは分解でき、突起配列の異なる場合の実験が容易に行なえる。ダクトの対向する二面には、一辺 (e) が 3.175 mm (正方形断面形状) バルサ材製の突起が接着されている。突起のピッチは (p) は 23.8 mm ($p/e=7.5$) である。また、突起とダクト内部流れとのなす角度 (α) は、 90° 、 60° 、 30° の三種である。本実験装置では、対向面上の突起列の空間位置関係 (ねじれの状態) の効果を調べるため、図 2 のダクト展開図に示される二種の突起配置での計測が可能である。これにより、ダクト内に発生する二次流れの違いが熱伝達率分布にどのように影響するかを明らかにすることができる。

(2) 二次流れ

ここでダクト内に発生する二次流れについて簡単に述べる。矩形ダクトの内部流れはきわめて複雑であるが、境界層内に集中する渦度 (渦糸) に着目してこれを考察する。この渦糸はダクトコーナ付近での遅い流れのため図 3 (a) のように曲り、この渦糸の変形によって流れ方向の渦度成分 b 、 c が発生する。このほか、たとえばレイノルズ応力による渦度の生成などもよく知られている (Prandtl の第二種の二次流れ)。なお、藤田ら [5] の対向二面に突起列を有する正方形流路内流れの詳細計測 ($\alpha=90^\circ$) によれば、突起側の渦度成分 b が消滅することが知られている。さて、 $\alpha < 90^\circ$

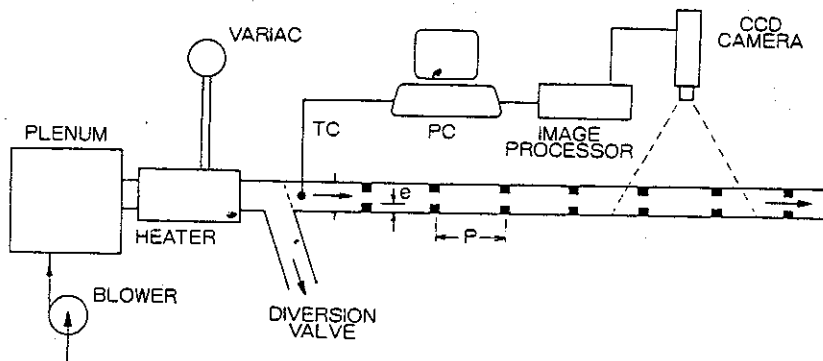


図 1 実験装置

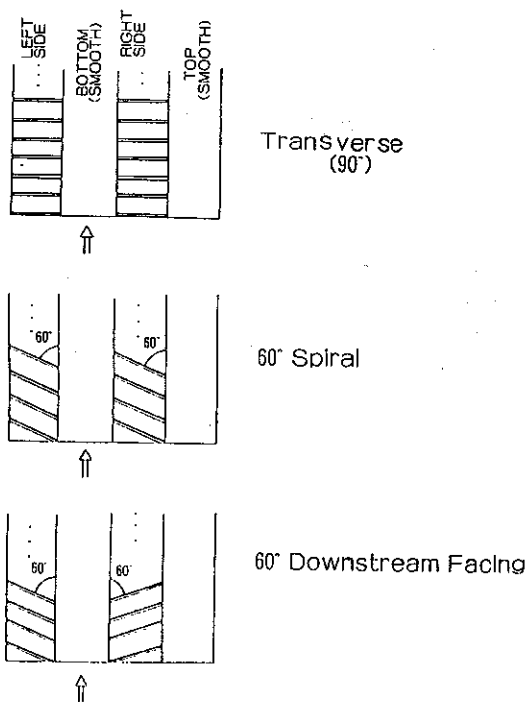
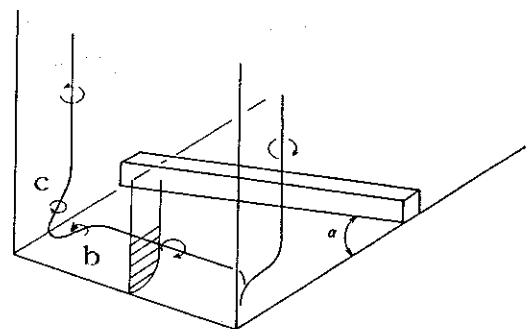
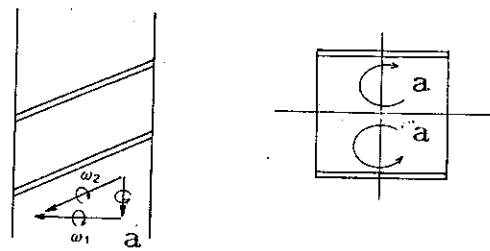


図 2 ダクト展開図および二次渦



(a)



(b)

(後視)

図 3 二次流れ概念図

の場合、突起近傍の壁面上の等圧線分布に対応して、壁近くの流れは突起を含む平面に垂直に通過するように振舞うため[6]、流路中央部の渦糸が突起の長手方向に伸び、この変形が流れ方向の渦度成分 a を発生させる (図 3 (b))。対向二面の突起列がねじれの関係にあるとき、各面上に発生する渦 a の回転方向が同じになり、結局一つの渦に合体する一方、突起列が平行の関係にある場合、各面上の渦 a の回転方向が異なるため、一對の渦がダクト内に発生すると予想される。(なお、これについては今後計測する予定である)。

(3) 計測法

熱伝達率の計測法について簡単に述べる。計測面に融点 43℃ のコーティング材 (Tempil industries 製) を薄く (約 50 μm) スプレーする。図 1 に示すように、ヒータで供給空気をコーティング材の融点より高い温度にまで加熱し、その温度が安定した時点でバルブの切替えによって加熱空気を供試ダクトに送り込む。そして、その瞬間から表面のコーティングが溶ける (透明になる) 状態を CCD カメラで観察し、その情報を画像処理することにより、表面の非定常温度分布が得られる。

瞬間的に送込んだ“高温”空気に対する壁面の変化は、理想的な場合、半無限固体表面のインディシャル (indicial) 応答となる。しかし実際にはある点でのガス温度はステップ関数的には変化

せず、一定温度に達するまで若干の遅れが生ずる。これを図 4 のような階段状の変化で近似すると、表面温度 $t(\tau)$ は次式で与えられる (τ : 時間)。

$$t(\tau) - t_1 = \sum U(\tau - \tau_i) \Delta t_p, \quad t_1: \text{初期温度} \quad (1)$$

ここで、

$$U(\tau - \tau_i) = 1 - \exp\left[-\frac{hm^2 a(\tau - \tau_i)}{km^2}\right] \operatorname{erfc}\left[\frac{hm\sqrt{a(\tau - \tau_i)}}{k}\right] \quad (2)$$

式 (1)(2) に対し、表面温度 $t(\tau)$ およびガス温度の変化 Δt_p の計測値を代入したのち、これを h_m について解くことにより熱伝達率が求まる。なお、本実験では簡単のため、 Δt_p をモデル翼入口の温度をもとに算出する。

ここで、式 (1)(2) の誘導に際し、表面のコーティングの存在が考慮されていないことに注意する必要がある。即ち、コーティングの融解に伴う熱エネルギーの吸収および表面温度変化の位相遅れが無視されている[4]。この影響も含めた上述の計測法により得られる熱伝達率の誤差については、Metzger, Larson [3] の評価では $\pm 10\%$ となっている。一方、一次元熱伝導の仮定の妥当性については、Vedula ら [7] が FEM を用いた解析結果との比較により確認している。

2.2 計測結果

図 5 ~ 図 7 は $Re = 3.5 \times 10^4$ の場合の突起面上 ($\alpha = 90^\circ, 60^\circ, 30^\circ$) 及び滑面上の局所ヌセ

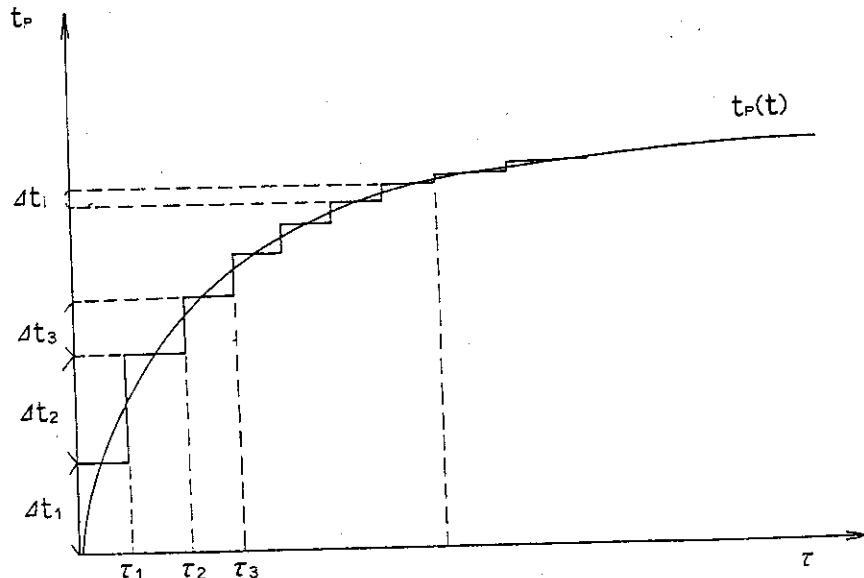


図 4 温度変化と近似法

ルト数分布をカラー表示したものである。(空気が左側から流入する)。なお突起列の配置はねじれの位置関係にある。また、ヌセルト数、レイノルズ数とも代表長さは等価直径(D)である。

$\alpha = 90^\circ$ の場合、よく知られているように流路センタ上、突起間のほぼ中央にヌセルト数のピークが発生している。また、コーナ部を除き突起に沿ってほぼ均一 ($Nu = 200 \sim 250$) なヌセルト数分布が得られている。一方滑面上では、入口効果による比較的高いヌセルト数分布が見られるほか、コーナ部近傍、突起の上部にヌセルト数のピークが発生している。

$\alpha = 60^\circ$ の場合、下流方向左側(図6では上の部分)には、高いヌセルト数 ($Nu \sim 400 : H$) の部分が発生し、一方それと反対側(図6では下の



図5 局所ヌセルト数分布 ($\alpha = 90^\circ$ / 上:突起面, 下:滑面)

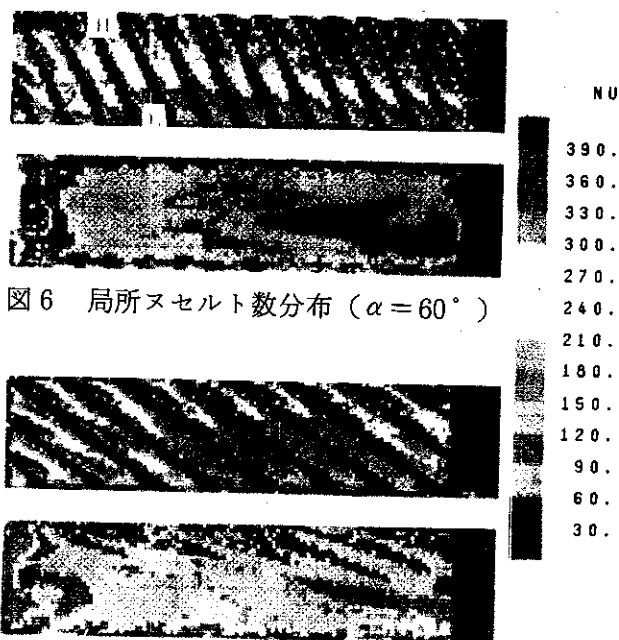


図6 局所ヌセルト数分布 ($\alpha = 60^\circ$)

図7 局所ヌセルト数分布 ($\alpha = 30^\circ$)

部分)には、低いヌセルト数 ($Nu = 150 \sim 200 : L$) の部分が見られる。このようなヌセルト数の分布と、後述の油膜法による流れの可視化で確認された突起下流の三次元的な剝離域とは相関関係があると考えられる。また、滑面上のヌセルト数については $\alpha = 90^\circ$ と比べ大きな違いは見られない。

$\alpha = 30^\circ$ の場合、ヌセルト数分布の傾向は $\alpha = 60^\circ$ の場合とほぼ同じであるが、高ヌセルト数領域がコーナ部近傍に限定され、 $Nu \sim 200$ の比較的低いヌセルト数の領域が流路中央部に広がっている。

図8~図10は、上のヌセルト数分布からスパン(流路幅)方向の平均値を求め、それを表示したものである。なお、ここには予備実験として行われた smooth duct 内の平均ヌセルト数分布および発達管内乱流熱伝達の式 (Dittus-Boelterの式) による予測値(図中FD)が伴記されている。 $\alpha = 90^\circ$ の場合、突起面上では典型的な剝離/再付着による周期的ヌセルト数分布が得られている。一方滑面上での平均ヌセルト数は流れ方向に比較的一様だが、smooth ductの値よりも入口部を除き高くなっている。

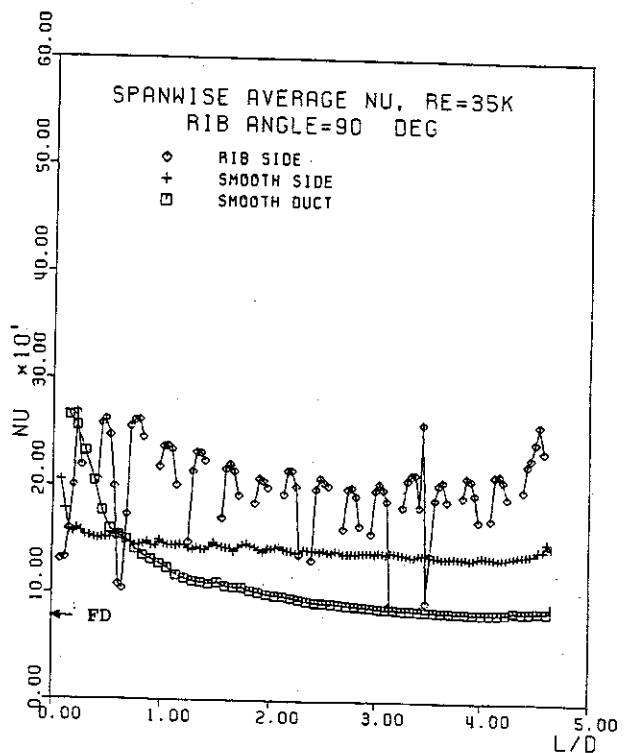


図8 平均ヌセルト数 ($\alpha = 90^\circ$)

$\alpha = 60^\circ$ の場合、 $\alpha = 90^\circ$ の結果と異なり突起面上平均ヌセルト数が流れ方向に上昇傾向を示しており、全般的に高目の熱伝達が得られている。なお、流れ方向へのヌセルト数の変動が $\alpha = 90^\circ$ の場合よりも小さいが、これはデータの平均操作の段階で突起の存在の効果が小さくなるためと考えられる。 $\alpha = 30^\circ$ の場合も $\alpha = 60^\circ$ とほぼ

類似の傾向にあるが、ヌセルト数の上昇傾向が見られず、また流れ方向の変動も比較的顕著である。

図11には摩擦損失係数 f の計測結果を示す。レイノルズ数の依存性は見られずほぼ一定である。なお図中の式(5)は、後述する Han らの実験式 [1] である。

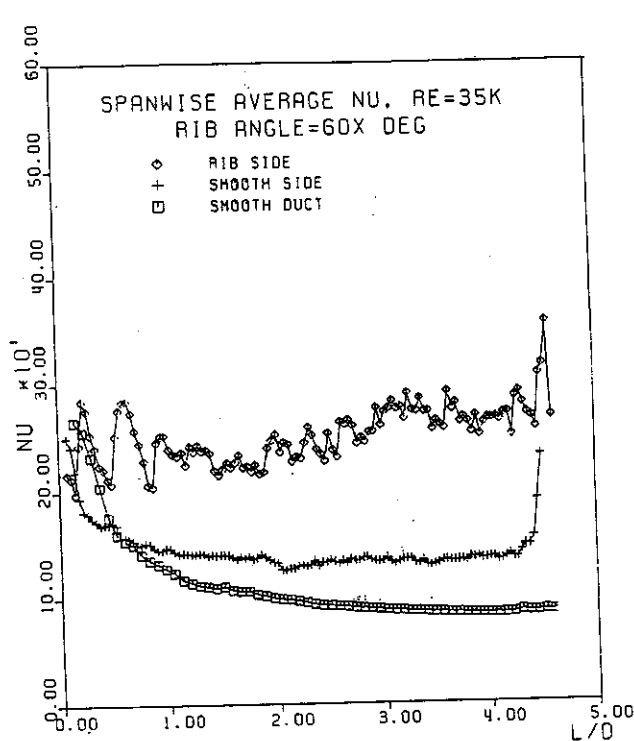


図9 平均ヌセルト数 ($\alpha = 60^\circ$)

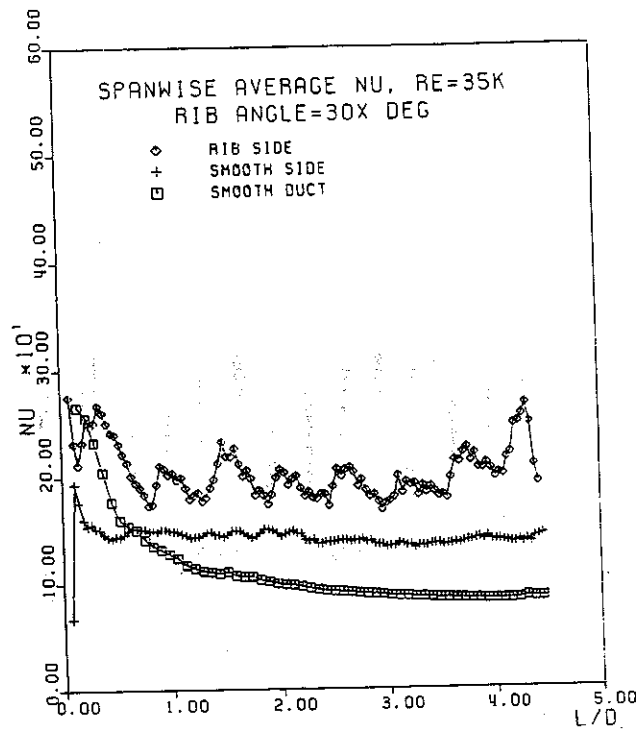


図10 平均ヌセルト数 ($\alpha = 30^\circ$)

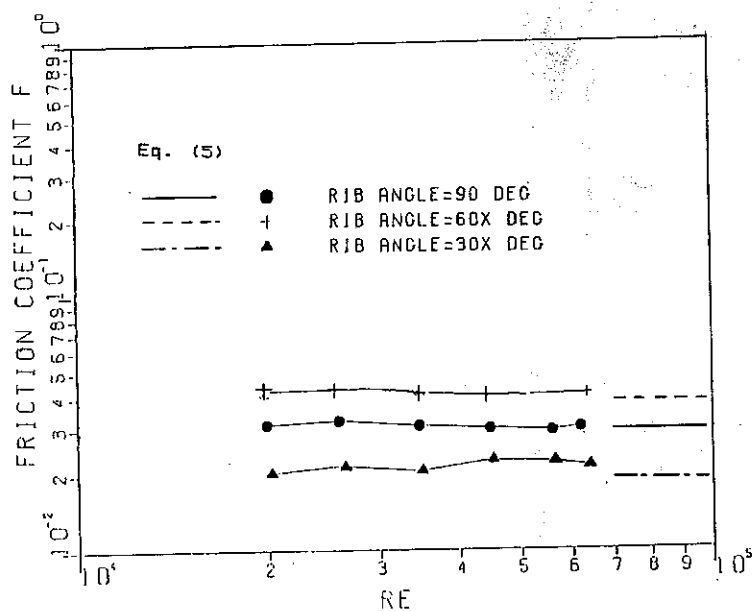


図11 摩擦損失係数

3. 冷却翼モデル

3.1 実験装置

図12に案内羽根を装着した状態の亚克力製のモデル翼を示す。作動流体には水を用いた。実験系は貯水槽を介した回流式になっており、モデル翼への流量は十分に上流に位置するバルブで調整され、計水槽で重量法により流量が計測される。

モデル翼は三つの流路から成るSerpentine構造になっている。なお、その流路高さは一定(27mm)であるが、実機翼の構造を模擬するため流路幅は流れ方向に変化している。また流路の対向

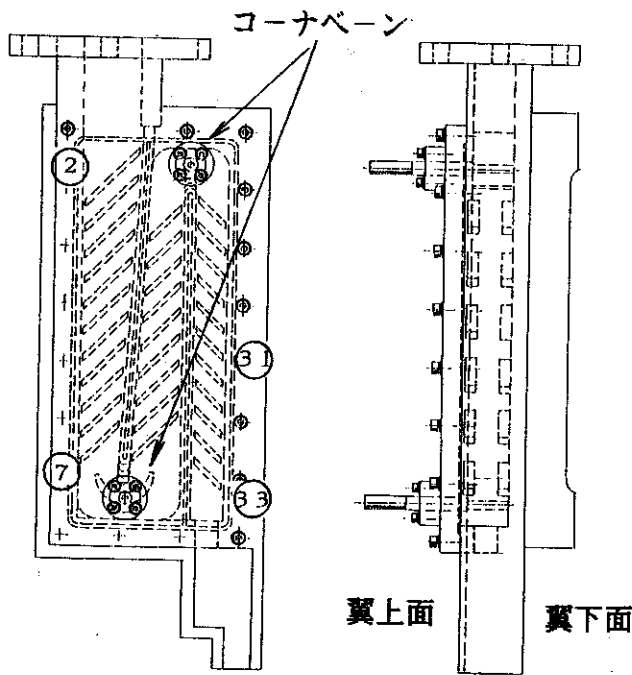


図12 モデル翼 (亚克力製)

面には、流れ方向に45°の角度を有する乱流促進体(突起高さ5mm, 突起間隔37.5mm, 断面形状は正方形)が配置されている。

モデル翼は、乱流促進体を含め実機翼で想定される様々な組合わせ(Configuration)についての計測が実施できるように設計されている。表1にこのモデル翼で可能な組合わせを示す。

3.2 実験条件

静圧計測用の水マノメータ長さの関係上、モデル翼に流せる水流量に限界があり、実験で得られた最大レイノルズ数(流路入口等価直径基準)は 1.2×10^4 程度である。このため計測された圧力損失係数に若干レイノルズ数依存性が見られるが、全体としてはその影響は小さいと考えられる。なお計測結果の表示の際に、モデル翼内の構造の組合わせを表1の順番に対応させて表している(例えばA-B-A-A-B)。

3.3 実験結果

(1) 流れの可視化

モデル翼の突起面に油膜(流動パラフィン+酸化チタン)を塗付し流れの可視化を行った。図13にはその結果の一例を示す。上述のヌセルト数分布の計測結果と比較すると、高ヌセルト数が得られた領域に対応する部分(田)では、突起下流に発生する剥離域が突起の極く近傍に限定されているが、逆に低ヌセルト数領域(I)では剥離域が下流の突起近くにまで及んでいることがわかる。

(2) 圧力損失

乱流促進体による圧力損失係数 λ は、損失分布

表1 (T/P……Turbulence Promotor)

翼下面	翼上面	コーナ曲率	仕切板舌部長さ	案内羽根
T/P 有り ……A	T/P 有り ……A (対向配置)	R=25 ……A	ベース値 ……A	有り ……A
T/P 無し ……B	T/P 有り ……B (千鳥配置)	曲率無し ……B	(A<) C	無し ……B
—	T/P 無し ……C	—	(C<) D	—
			(D<) E	

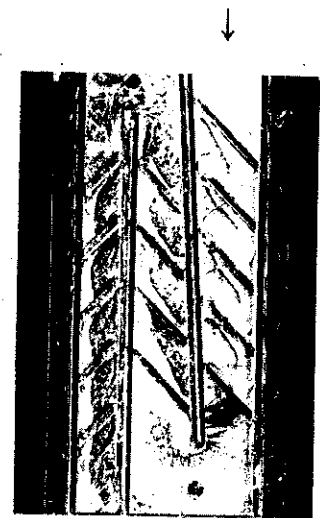


図13 流れの可視化 (油膜法)

の直線部の勾配 (b) から図式的に求めた。即ち

$$\lambda = \frac{b}{\rho V_m^2 / (2Dh)}, \quad V_m: \text{平均流速}, \quad D_h: \text{水力等価直径}$$

表 2 に、対向配置 (in-line) と千鳥配置 (staggered) の場合の圧力損失係数を示す。実験では千鳥配置での圧力損失係数が対向配置の場合よりも小さくなっている。Taslim, Spring [8][9] の一連の研究 (ただし $\alpha = 90^\circ$) でも同様の結果が得られている。

一般に、乱流促進体による圧力損失の増加の機構が、壁近傍の速度勾配の増加と突起自身の形状抵抗の増加によると考えられる。乱流促進体がタービン翼の内部冷却に利用される場合、突起高さと同様、突起高さとの比が概して大きく、従って突起の形状抵抗が全体圧力損失中に占める割合が相対的に高い。この場合、突起を含む面の有効断面積 (突起の投影面積を引いたもの) が圧力損失係数に大きく関与すると予想され、これにより千鳥配置での圧力損失が小さいという結果が得られたものと考えられる。なお Taslim, Spring の実験では、対向配置よりも千鳥配置が高い平均熱伝達率を与える結果となっている。このことから、突起列の千鳥配置が伝熱促進の立場から優れた構造であると判断されるが、今後この特性を実機へ応用するためには、流れの詳細な計測を含めた幅広い研究が必要である。

Han ら [1] は、角度付き乱流促進体のもつ正方形流路についての実験結果より、乱流境界層速度分布の対数則にもとづき次の圧力損失 (管摩擦係数 f) に関する実験式を得ている。

表 2

組合わせ	[2-7]	[31-33]
A-A-A-A-B	0.4543	0.3815
A-B-A-A-B	0.3651	0.3681
予測値	0.3324	0.4094

$$\frac{R(e^+)}{[(P/e)/10]^{0.35}(0.003e^+)^n} = 15.6 - 31.6(\alpha/90) + 21.1(\alpha/90)^2 \quad (5)$$

$$R(e^+) = [2/f]^{1/2} + 2.51n[2e/Dh] + 2.5$$

$$e^+ = (e/Dh)Re[f/2]^{1/2}$$

式 (5) による予測値 (対向配置) を図 11 および表 2 に併記する。図 11 では推定値が若干小さいがほぼ実験値と一致している。また、[2-7] での予測値も実験値を下回っているが、これには流路のアスペクト比の効果が式 (5) に考慮されないことやピッチ比の影響などが関係していると考えられる。

4. 結論

本研究で得られた結果をまとめると次のようになる。

- (1) 乱流促進体に角度を付けることにより熱伝達分布の三次元性が強まり、局所的にかなり高い値を示す。また、この局所性には突起後方の流れの剝離形態が関係していることが、油膜法による流れの可視化により確認された。
- (2) 伝熱促進効果は $\alpha = 60^\circ$ の場合が最も大きい。摩擦損失係数も同様に増加する。またこの場合、ダクトスパン方向の平均ヌセルト数が下流方向に増加する傾向が見られた。
- (3) 本実験で用いたパラメータの範囲内で、Han の実験式は実験値に比較的近い結果を与える。

参考文献

- (1) Han, J. c. ., et al, ASME J. Eng. Gas Turbine and Power, Vol. 107, pp628-635, 1985
- (2) Chandra, P. R. et al. ASME Paper 87-GT-94, 1987
- (3) Metzger, D. E., ASME J. Heat Transfer, Vol. 108, pp48-54, Feb., 1986.
- (4) Saabas, H. J., et al, ASME Paper 87-GT-212, 1987.
- (5) 藤田ほか 3 名, 日本機械学会論文集 B 編, Vol. 52-482, pp3491-3497, 昭 61.
- (6) 土方, 横井, 日本機械学会論文集 B 編, Vol. 53-488, pp1176-1181, 昭 62.
- (7) Vedula, R. P. et al. to be presented, ASME winter Annual Meeting, 1988
- (8) Taslim, M. e., Spring, S. D., AIAA Paper AIAA-87-2009, 1987
- (9) Taslim, M. e., Spring, S. D., AIAA Paper AIAA-88-3014, 1988