

流体の方向転換を伴う諸問題 (第2報)

緒方正幸* 上松順二**

Fluid dynamic with regard to the change of course (2nd Report)

by Masayuki OGATA & Junji UEMATSU

1. 序

紀要17号¹⁾に引き続き今年度も卒業研究生に依頼して「JIS Screw Elbow の流体力学的特性」と「翼列及び壁面より形成される流路の流体力学的特性」の2課題について実験を行なった。

卒業研究生は前者が井出周一、加藤啓一、片岡強、杉山弘治であり、後者が石川龍雄、五関寛行、清田 直、安 淳一それに大学院学生、志田織登である。

実在する流体は粘性を持つためその流れる方向を転換させた時に生じる諸現象を推定する理論がまだ作られておらず、従って実験を行なうとまだ文献に発表されていない現象が無数に発見される。しかしその新しい現象を発見するためには、計測項目、計測位置及び試験条件の選定に始まり、細心の注意を払った設備の製作、取付け及び計測、並びに後の記録取りまとめ及びその解析という大変な努力を必要とする。

その努力の汗の結晶は着々と実りつつあるが、前者については一昨年卒業研究を紀要16号²⁾に発表した³⁾が、昨年は日本機械学会³⁾で発表したのみ故、其所から始めてまとめておく。後者については今年の卒業研究を昨年度卒業研究^{1,4)}に引き続きまとめておく。

2. JIS Screw Elbow の流体力学的特性

Elbow の流体力学的特性を調査した既存の文献の一部を紀要16号²⁾で紹介したが、流体の方向転換に際し適用出来る系統的理論は確立されていないので、Elbow が2ヶ相接近して存在する場合の流体力学的特性を調査し、未知の分野の解明を試み所、配管の途中に Elbow が存在すると、Elbow により発生したじょう乱は下流のみでなく上流に対しても大きい影響を及ぼし、特に上流に及んだ影響は再び Elbow に影響を及ぼすことを発見した。従って引き続き緒方ら³⁾はこの影響を追跡し、Elbow 入口直前の直管部における速度偏差値と Elbow の損失係数(勿論 Elbow が存在するために生じた圧力損失を含む)の関係を調べ、 l/d を2, 3, 5, 7及び10と変化させた時の2ヶの損失係数合計値を調べ図1(1)に示すと、別途に上流及び下流の各 Elbow 入口直前の直管部について、図2に示す円周8ヶ所の静圧偏差値 $\Delta\zeta_0$ 及び $\Delta\zeta_{m1}$ の絶対値の平均値 $|\Delta\zeta|_{\text{mean}}$ との間

* 理工学部機械工学科助手 流体力学

** 理工学部機械工学科教授 流体力学

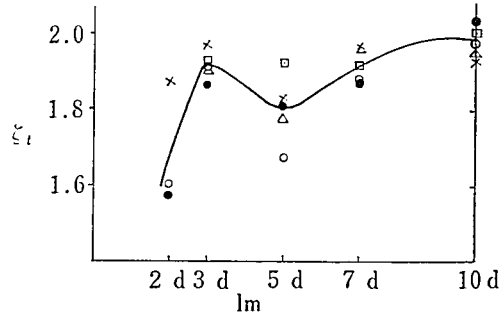


図 1 (1) 各 l_m に対する全損失係数

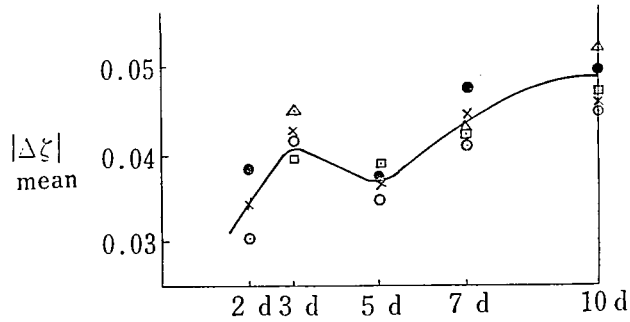


図 1 (2) 各 l_m に対する Elbow 入口における偏差値

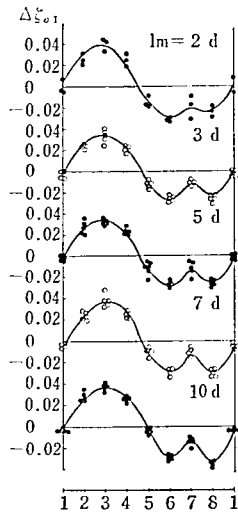


図 2 (1) 各 l_m に対する o_1 の損失係数偏差値の円周分布

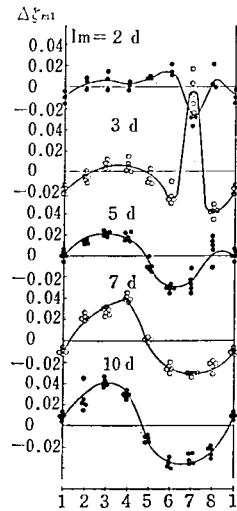


図 2 (2) 各 l_m に対する m_1 の損失係数偏差値の円周分布

に図1 (2) に示す如くその変化割合が比例関係にあることが証明された。

所でこの兩者間の比例関係については、もし Elbow に全く速度偏差値 $|\Delta v|$ ($\propto \sqrt{|\Delta \zeta|}$) がない流れが流入した時の抵抗値 ζ_0 が存在するとすれば、

$$\begin{aligned}\zeta &= \zeta_0 [\sum \{ \Delta G (v \pm \Delta v)^2 \} / v^2 G] \\ &= \zeta_0 \{ 1 + (\Delta v/v)^2 \}\end{aligned}\quad (1)$$

ζ : Elbow の損失係数 $\{=h_s/(v^2/2g)\}$

h_s : 損失水頭

v : 直管部における平均流速

Δv : 各部分毎の速度偏差

g : 重力の加速度

G : 流量

ΔG : 各部分毎の流量

ζ は ζ_0 に $(\Delta v/v)$ すなわち速度偏差値の修正を加えれば良いこととなる。

所で静圧偏差値 $\Delta \zeta$ と速度偏差 Δv の間には

$$\begin{aligned}\Delta \zeta &= \zeta - \zeta_{\text{mean}} \\ &= (H - H_{\text{mean}}) / (v^2/2g) \\ &= \zeta \{ (v \pm \Delta v)^2/2g - v^2/2g \} / (v^2/2g) \\ &= \zeta (\pm 2v \cdot \Delta v + \Delta v^2) / v^2\end{aligned}\quad (2)$$

H : 水頭

が成立するので

$$\begin{aligned}|\Delta \zeta|_{\text{mean}} &= \sum \Delta G \cdot \zeta \cdot |(\pm 2v \cdot \Delta v + \Delta v^2)| / (v^2 \cdot G) \\ &= 2\zeta \cdot \Delta v/v\end{aligned}\quad (3)$$

すなわち $|\Delta \zeta|_{\text{mean}}$ と $(\Delta v/v)$ の間にも比例関係が成立することとなり、Elbow の流体力学的特性の内、圧力損失の部門においてその流入部分の速度偏差値が影響を及ぼすという理論的アプローチの手掛りを得た。

今年度の卒業研究は、例えば図2 (2) の $l_m/d=3$ の計測点7に表われた特異流速の発生原因を究明することにより、速度偏差値発生原因を究め、Elbow の流体力学的特性を今一步深く追跡することである。

3. 翼列及び壁面により形成される流路の流体力学的特性

翼列も流体の方向転換を生じる点で Elbow と同じだが、流入速度と流出速度の間に相違がある。特に軸流圧縮機の翼列では、Elbow に比し転向角は大幅に小さいが、流入速度より流出速度が小さいためその速度エネルギー差が圧力エネルギーに回収され、上流より下流の方が圧力が高いという不自然を生じて損失を増大させ、又迎角 (i) が大きくなりすぎる時、すなわち転向角が或る値を超えると失速するという不具合を生じる。

この不具合改善対策として翼形改良が繰り返されて来たが、Taylor⁵⁾によれば(4)式に示す圧力係数 C_p が0.6を超えることはないとされ、我々の実験でも最も簡単な二重円弧翼の性能が最も良かった等、単に翼形の改良だけでは超えることの出来ない壁が発見された。

$$C_p = \frac{v_1^2 - v_2^2}{v_1^2} \quad (4)$$

C_p : 圧力係数

v_1 : 翼列への流入速度

v_2 : 翼列からの流出速度

この翼形改善対策のみでは超えることが出来なかった壁について、翼の振動対策の調査を進めていた上松ら^{6,7)}は「翼列及び壁面により形成される流路」として見直すことにより特性改善を行なう余地があることを発見し、又 Prümper⁸⁾ は Grenzschichtzäune (境界層垣根) と称する手段でタービン翼列での性能を改善した。

しかしこの Grenzschichtzäune は実機に適用するには余りにも複雑すぎるので、緒方ら^{1,4)}は図3(2)、(3)に示す如く通常翼図3(1)の壁面ぞいの翼前縁に突起をもうけ、翼背側の壁面ぞいに生じるエネルギー不足部分に、エネルギーの豊富な中央部から一部を分岐補充することにより、図4に示す如くその分岐割合が適当な場合は大幅な性能改善を得ることを証明した。

翼列と壁面で構成された通路により生じた流れについては、Carter⁹⁾により図5に示す如く翼背側の壁面ぞいに渦を生じ、渦にエネルギーを喰われたため、翼列を通過する際圧力を上昇させるためのエネルギーが欠乏した領域がこの部分に生じることを確認している。

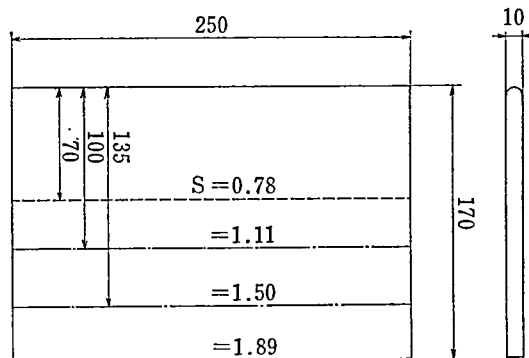


図 3 (1) 通常翼

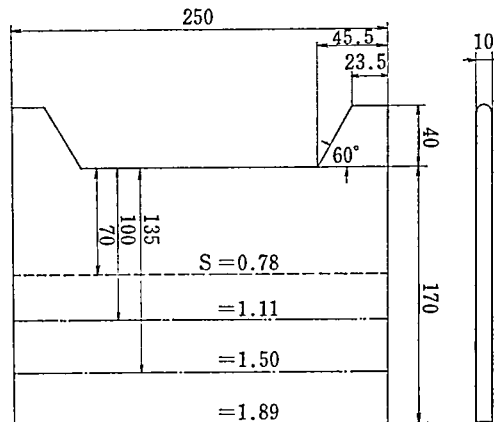


図 3 (2) 改良 I 翼

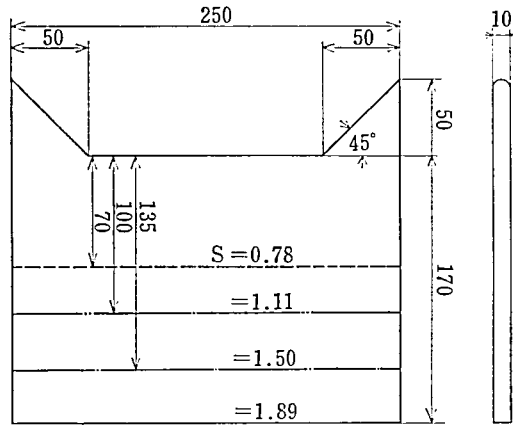


図 3 (3) 改良Ⅱ翼

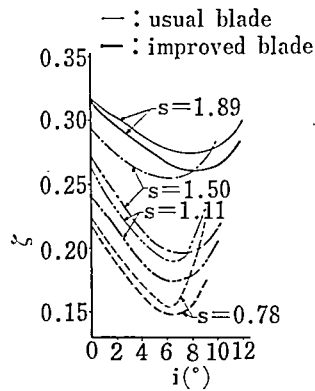


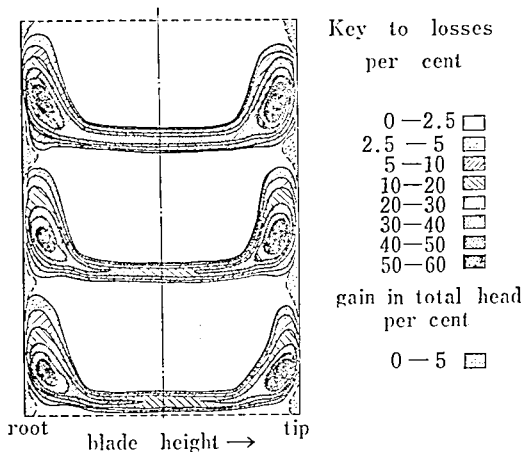
図 4 抵抗係数と迎角の関係

Prümper⁹⁾ の Grenzschichtzäune は図 6 に示す如き構造で、この渦発生を妨害することにより、エネルギー欠乏部発生を防止し、タービン翼列での損失を半分以下に下げる成果を得た。しかし此の案は図 6 より明らかな通り流体通路空間内に余分の物体を置くことであって、渦の発生を弱める効果を持つ反面流体抵抗を増すと言う逆効果を持ち有効な成果を得る迄に数 10 種類の試験を行なったとされる位微妙なものであり、実用するには構造が複雑すぎる。

これに対して緒方ら^{1,4)} の案は、翼背側の壁面ぞいと中央の主流との間に生じるエネルギーのアンバランスが性能低下の主因であることに着目した点は同じだが、壁ぞいの翼前縁に突起をもうけ、主流のエネルギーの一部をさいて壁ぞいのエネルギー不足部を補足して性能改善を果たしたものである。従って流体抵抗の原因となるような逆効果要因がない上に、構造自体充分実用になり得る可能性を持ったものである。

今年度の卒業研究は、例えば図 3 において、ソリディティ $S=1.50$ では図 3 (2) に示

(a) Loss contours downstream



(b) Mean loss and deflexion along blade height

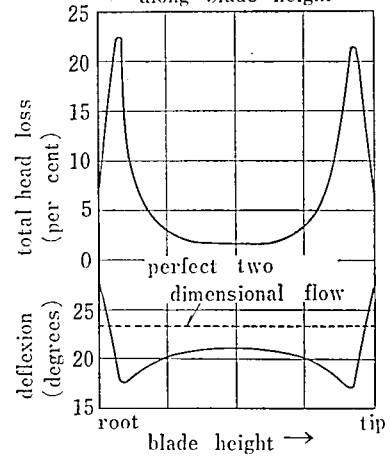
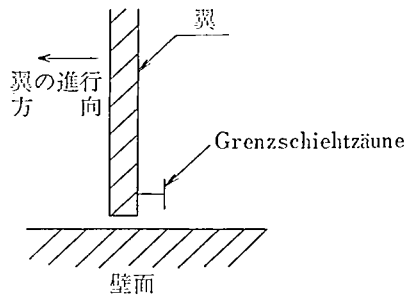
図 5 Carter の実験値⁹⁾

図 6 Grenzschichtzäune 取付要領図

す改良Ⅰ翼で大きい効率をあげたが図 3 (3) に示す改良Ⅱ翼並びに $S=1.50$ 以外では余り大きい効果をあげなかった点について、又、一般に翼列効率と騒音の間には定常的關係がないとされているにも関わらず、改良Ⅰ翼で騒音が減少したことについて追跡することである。

4. 56年度翼列実験

4.1 試験条件

- (i) 翼の種類 通常翼 (図 7 (1)), 改良Ⅰ翼 7 種 (図 7 (2)), 改良Ⅱ翼 5 種 (図 7 (3))。
- (ii) 翼列枚数 7 枚, 上下両端は通常翼を使用 (以上昨年と同じ) 上端翼と壁面の接続部はなめらかになるよう改良。
- (iii) 計測項目 翼列前方の動圧及び静圧, それに翼前方, 直後後流のトラバース及び騒音計測を追加した。
- (iv) 流跡調査 翼腹面及び背面の流跡, それに新たに壁面の流跡を追加した。

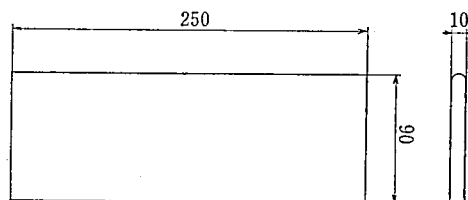


図 7 (1) 通常翼

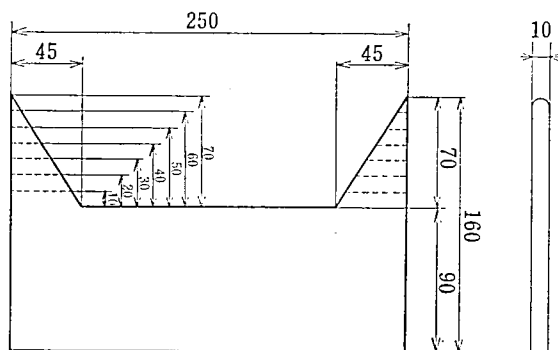


図 7 (2) 改良Ⅰ翼

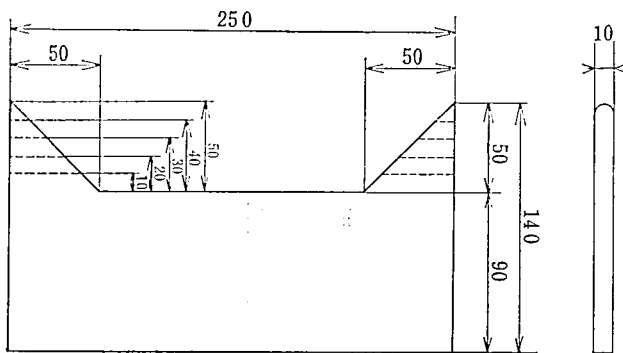


図 7 (3) 改良Ⅱ翼

4.2 実験結果 (一部を紹介する)

翼列前方の無次元静圧降下量 $\zeta = (h_0 - h) / (v^2 / 2g)$ を迎角 (i) に対して示した図 8 において、失速点近くでまだ健全な性能を発揮している $i = 15^\circ$ における ζ_{mean} を比較して見ると、図 9 に示す如く、突起部高さを弦長の 20~50% という広い範囲にとれば、圧縮機の 1 段当りの仕事率が 30% 以上増加出来ることが実証され、大幅な性能改善が安定して得られることが判る。

翼列通路内の流れを流跡から観察すると、図 9 中の突起部高さ 0 mm (通常翼相当) の壁面上には図 10 (1) に示す大きい乱れを持つが、図 10 (3) に示す如く翼背面中央にはまだわずかの正常方向の流跡が残っている。一方図 9 中の改良Ⅱ翼で突起部高さ 50 mm の

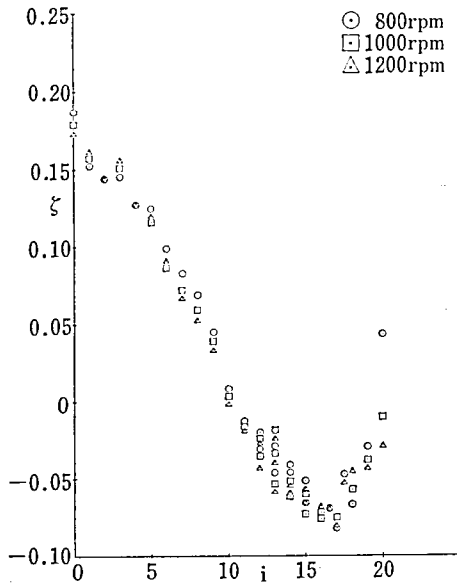
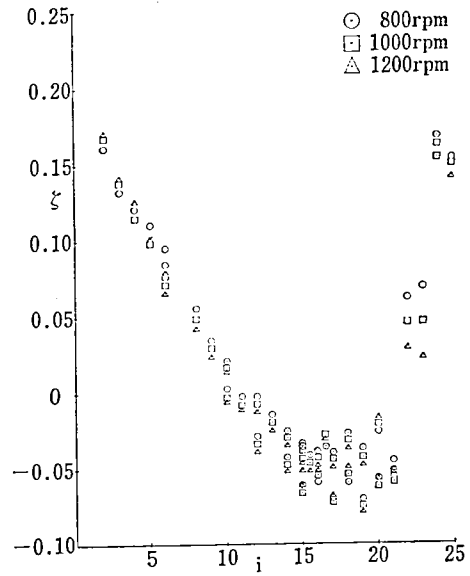
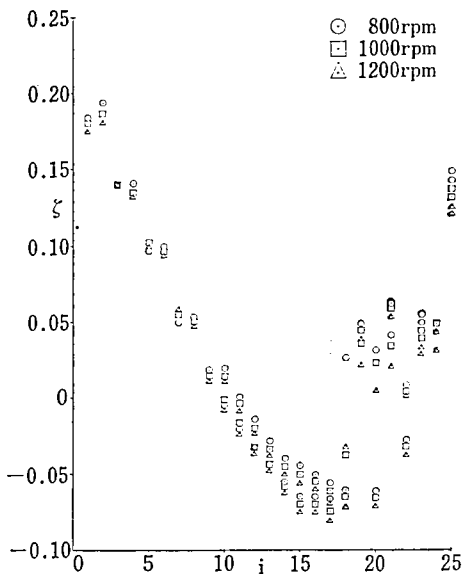
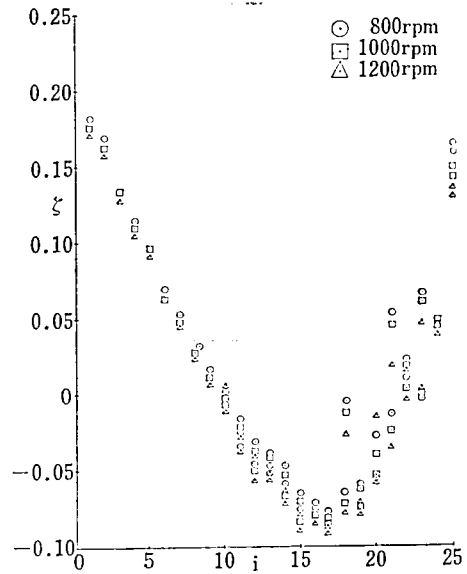


図 8 (1) 通常翼

図 8 (2) 改良 I 翼突起高さ $h=70$ mm図 8 (3) 改良 I 翼突起高さ $h=60$ mm図 8 (4) 改良 I 翼突起高さ $h=50$ mm

場合は、壁面上は図10 (4) に示す如くほとんど乱れがなくなっているが、図10 (6) に示す如く翼背面中央は壁面ぞいにエネルギーをとられ、すでに正常方向の流跡は無くなっている。以上を総合して改良II翼の方が図9より判る通りむしろ性能低下を来している。

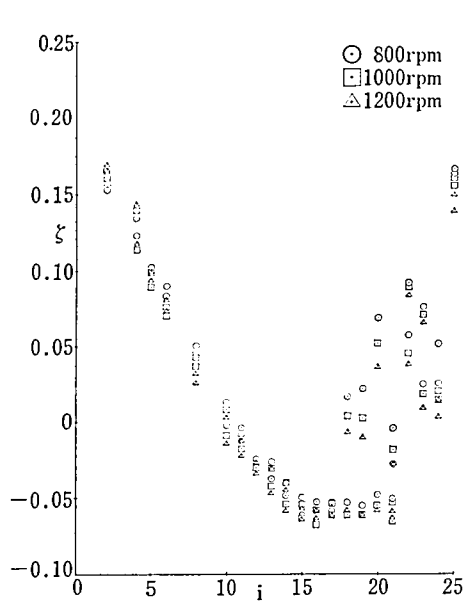


図 8 (5) 改良Ⅱ翼突起高さ $h=50$ mm

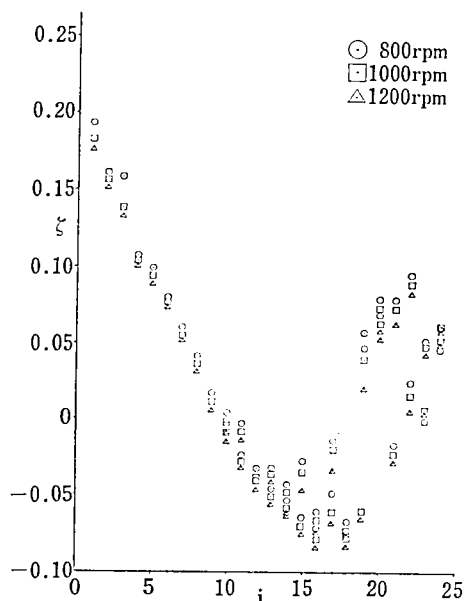


図 8 (6) 改良Ⅱ翼突起高さ $h=40$ mm

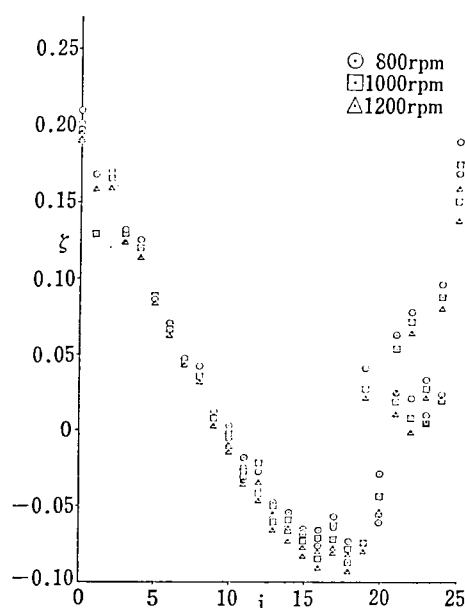


図 8 (7) 改良Ⅱ翼突起高さ $h=20$ mm

図 8 抵抗係数 (ζ) と迎角 (i) との関係

5. むすび

原稿締切日の都合上内容は必ずしも年度末毎の成果をまとめたものではないが、卒業研究生の努力により、未だ解明されていない流体の方向転換を伴う諸問題を、毎年確実に一

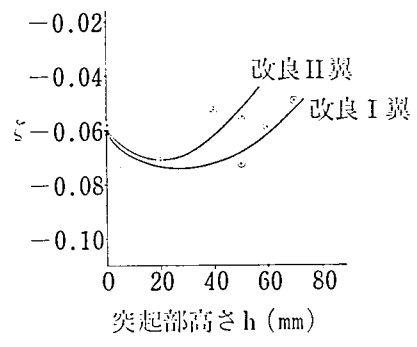


図 9 $i=15^\circ$ の ζ と突起部高さ h との関係

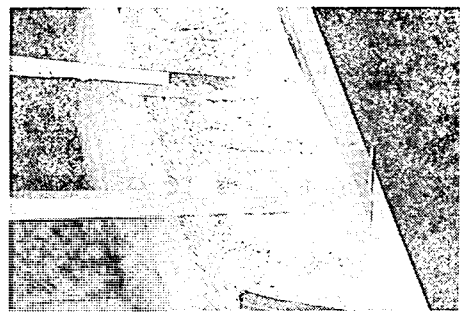


図10 (1) 通常翼 迎角 $i=15^\circ$ 側壁写真

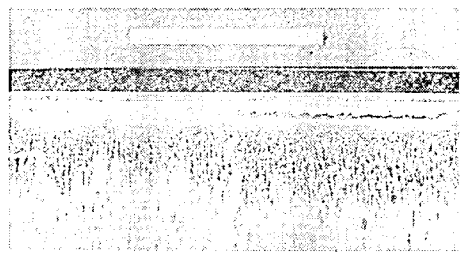


図10 (2) 通常翼 迎角 $i=15^\circ$ 翼腹面写真

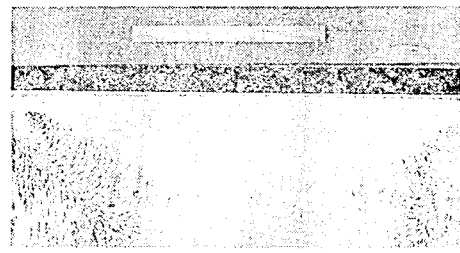


図10 (3) 通常翼 迎角 $i=15^\circ$ 翼背面写真



図10 (4) 改良Ⅱ翼 突起高さ 50 mm 迎角 $i=15^\circ$ 側壁写真

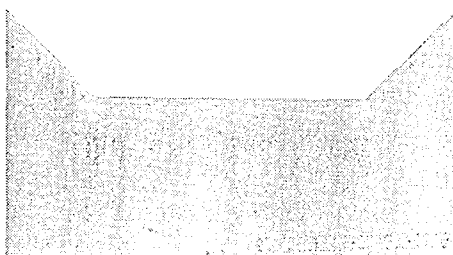


図10 (5) 改良Ⅱ翼 突起高さ 50 mm 迎角 $i=15^\circ$ 翼腹面写真

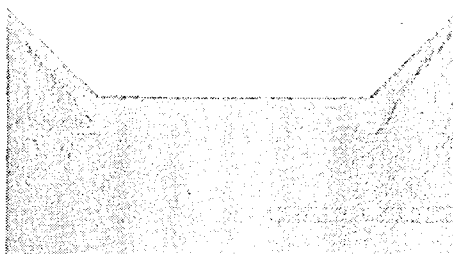


図10 (6) 改良Ⅱ翼 突起高さ 50 mm 迎角 $i=15^\circ$ 翼背面写真

歩つつ実証を進めてくれている。

先ず2ヶの Elbow 組合せ特性については、

- (1) Elbow の圧力損失は無次元中間軸長 l_m/d が大きくなれば図1の如くおおむね増大する。但し $l_m/d=3$ において $l_m/d=5$ はより大きい値を持つ特異点となっている。又、 $l_m/d=7$ でほぼ整定し、資料³⁾において円管の円周8ヶ所の壁圧分布が $l_0/d=l_u/d \doteq 8$ で上流に対しても下流に対してもほぼ整定する事実を指摘したが、此所でも再び伊藤ら¹⁰⁾多くの文献と異なり実質整定は短い距離で達せられることが判る。
- (2) Elbow の圧力損失は上述の通り特異な変化をするが、この変化割合が Elbow 入口に近い直管部の壁圧偏差値、すなわち入口流速偏差値と比例関係があることを発見した。このことは入口速度に偏差値が無い時の損失係数が入口速度偏差値により拡大されると言う(1)式を裏付けている。

次いで翼列特性については、

- (1) 特に圧縮機で実用される減速翼列に於いては、翼形（プロファイル）の改善のみで

は到達出来ない1段当りの無次元仕事量限界が発見されて久しいが、翼列を壁面迄合せた流体の方向転換を伴う通路と見做すことにより、方向転換により生じたエネルギーの偏在を修正して30%以上の大幅な性能向上を達成した。

- (2) このエネルギー偏在の修正効果については翼面及び壁面上の流跡からも容易にその傾向性が推定出来た。

最後に協力頂いた坪内洋之介，田代肇蔵，西川 孝諸氏に謝意を表す。

参考文献

- 1) 緒方，上松：「流体の方向転換を伴う諸問題」明星大学研究紀要第17号 昭和56年3月
- 2) 緒方，上松：「JIS Screw Elbow の流体力学特性」明星大学研究紀要第16号 昭和55年3月
- 3) 緒方，上松：「管継手の特性」第1報ねじり込みエルボの圧力損失発生機構の考察その1 日本機械学会 No. 810-8 昭和56年8月
- 4) 緒方，上松：「翼列及び壁面より形成される 流路の性能改善」第1報改良翼I形の性能調査 日本機械学会 No. 810-6 昭和56年4月
- 5) Taylor, E. S.: ガスタービンおよびジェットエンジン，日本航空工業会 昭和30年
- 6) 上松，他：「軸流圧縮機の旋回失速時翼に発する応力計算法」第1報振動応力に関する翼列内部流の解析 三菱重工技報 Vol. 17, No. 6, 1980, 11
- 7) 上松，他：「軸流圧縮機の旋回失速時翼に発する応力計算法」第2報応力計算式作成と計算例 三菱重工技報 Vol. 17, No. 6, 1980, 11
- 8) Prümper Methoden zur Verminderung der Sekundärverluste in axialen Turbinenatufen Z. Flugwiss 20 (1972) Heft 1/2
- 9) Carter, A.D.S. 他: Three-dimensional flow Theories for Axial Compressors and Turbines, Proc. of the I.M.E. 159 (1948)
- 10) 伊藤，他：「圧力損失のわずかなねじ込形管継手」東北大学高速力学研究所報告 第22巻214号 (昭和41/42年)