

粘性後流列をよぎるタービン動翼列の非定常応答*

(解析法の実験的検討)

西山哲男**, 船崎健一***
Tetsuo NISHIYAMA, Ken-ichi FUNAZAKI

Key Words: Turbine Rotor Blade, Aerodynamic Responses, Upstream Viscous Wake Rows, Unsteady Pressure Distribution, Unsteady Total Pressure, Experimental Verification

1. 緒 言

本研究は、粘性後流列をよぎるタービン動翼列の非定常応答全般を二次元風洞実験により明らかにするとともに、先に提示したタービン動翼列の非定常応答解析法⁽¹⁾の精度を実験結果との比較により検証することを目的としている。

従来より、翼列の非定常応答の理論解析⁽²⁾⁻⁽⁴⁾、またそれらの実験的検討は多く行われているが⁽⁵⁾⁽⁶⁾、その中でタービン翼列を扱った研究は極めて少なく、したがってタービン翼列翼の非定常流体力の予測についても有効な方法が知見できない状態であった。

著者らは先に、(1)上流側翼列からの速度欠損を有する粘性流を非粘性うずあり流れと見なし、(2)うず度は減衰せず定常じょう乱速度で運ばれるとして、(3)定常じょう乱が有限量、非定常じょう乱が一次の微小量、という三つの仮定のうえに、タービン翼列の非定常応答の解析法を提示した⁽¹⁾。

本実験では、翼列上流の走行円柱列より粘性後流列を発生させ、この中にあるタービン翼列の翼面上非定常圧力分布および翼列下流の非定常全圧の測定を行い、タービン翼列の非定常応答全般を多面的に明らかにするとともに、この結果より、提示した解析法における仮定の検討も含め、この解析法によるタービン翼列非定常応答の予測精度を検証する。従来、実験による解析法の有効性の評価は非定常流体力もしくは非定常圧力差分布の比較によって行われていたが、本研究ではこれに加え、翼面上非定常圧力分布および翼列下流の非定常全圧分布についても比較し、解析法を総合

的に精密検討した。

この結果、解析法による非定常圧力分布や非定常流体力はほぼ満足できるものであり、非定常全圧分布についても、粘性効果などによる定量的な差は認められるものの、定性的にはほぼ同様の傾向を与えることが確認された。

主な記号

C_{Fx}, C_{Fy} : 軸流, 周方向非定常流体力係数

$$= \bar{F}_x / \frac{1}{2} \rho W_1^2 \frac{\bar{u}_g}{W_1}, = \bar{F}_y / \frac{1}{2} \rho W_1^2 \frac{\bar{u}_g}{W_1}$$

$$C_p: \text{非定常圧力係数} = \bar{p} / \frac{1}{2} \rho W_1^2 \frac{\bar{u}_g}{W_1}$$

$\bar{P}, \tilde{P}, P^{(n)}$: 定常, 非定常全圧, 非定常全圧 n 次成分

\bar{p}, \tilde{p} : 定常, 非定常静圧

\bar{u}_g : 翼列入口周期変動速度の一次成分

$\Delta \bar{P}, \Delta \tilde{P}$: 定常, 非定常全圧損失

1, 2: 翼列入口面, 翼列出口面

2. 実験方法

2.1 実験装置 実験装置についての詳細は省略し⁽⁷⁾、簡単な説明にとどめる。直径 $\phi 3$ mm, 長さ 100 mm の円柱をスチールベルトに取り付け、これを翼列軸に平行に駆動用モータで一樣流中を移動させることにより粘性後流列を発生させる。翼列ピッチ t_r と円柱列ピッチ t_s との比は 0.5, 1.0 の 2 種について実験した。図 1 に翼列配置および入口速度三角形を示す。また、使用風洞、供試翼列および翼形の諸元については既報⁽⁷⁾のとおりである。

2.2 実験方法 測定量および測定位置は次のとおりである。

- (1) 翼列入口面 1 での周期変動速度および全圧
- (2) 基準翼 ($m=0$) 翼面上非定常圧力分布

* 昭和 59 年 11 月 24 日 東北支部仙台地方講演会において論文講演として講演, 原稿受付 昭和 59 年 7 月 16 日。

** 正員, 東北大学工学部 (〒980 仙台市荒巻字青葉)。

*** 正員, 石川島播磨重工業(株) (〒190-12 東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷 229)。

(3) 翼列出口面2での非定常全圧

測定系ブロック線図を図2に示す。熱線風速計や圧力変換器からの信号は適宜増幅された後、走行ベルトに取りつけた光反射板からの反射光で発生させた同期信号によりトランジェントメモリ(川崎エレクトロニカ製)にとりこまれる。1回の同期信号につきデータ数は、サンプリング間隔50μsで2¹⁰個である。これらのデータは32回ないし64回の位相固定平均化処理が行われSN比の向上が図られる。なお、各信号の位相基準は、I形プローブで計測された入口周期変動速度の一次成分(翼通過周波数BPF成分)が基準翼前縁で最大となる時点である。

全圧の計測には半導体形圧力変換器(共和電業製PML-C)を装着した全圧管を用いた。なお、あらかじめこの全圧管の周波数応答の検定を行いこれを使用して補正した。

翼面上圧力分布は表面の圧力測定孔からの導管を通じて小形圧力変換器(豊田工機製)によって測定した。圧力測定孔の位置は既報のとおりである⁽⁷⁾。なお、あらかじめこの測定系の周波数応答を検定しておき、これに基づいて測定データを補正した。

翼列の非定常流を支配するパラメータについては計

算との比較を考慮して、翼列と円柱列のピッチ比および流量係数 U_1/U_c を可変パラメータとした。流入する粘性後流列の周期 T 、翼(円柱)通過周波数 $f_{b,p}$ 、無次元周波数 K_n 、流入位相差 σ_n は次式で与えられる。

$$\left. \begin{aligned} T &= t_s/U_c \\ f_{b,p} &= U_c/t_s \\ K_n &= \frac{2\pi n f_{b,p} C}{U_1} = 2\pi n \frac{U_c}{U_1} \frac{t_r}{t_s} \frac{c}{t_r} \\ \sigma_n &= 2\pi n t_r/t_s \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots(1)$$

ここに n : ハーモニクス次数

U_c : 円柱速行速度, U_1 : 流入軸流速度

本実験での無次元周波数範囲はほぼ1~3である。また実験レイノルズ数は円柱については $4 \times 10^3 \sim 6.4 \times 10^3$ 、タービン翼については $8.2 \times 10^4 \sim 1.3 \times 10^5$ である。

2.3 翼列入口周期変動速度および全圧

翼列入口において流入する周期変動速度、全圧の時間的変化の平均化処理後の波形とそのスペクトルを、ピッチ比0.5 ($\sigma_1=180^\circ$, 反位相と呼ぶ)の場合について図3に表してある(なお、ピッチ比1の場合を同位相と呼ぶ)。図3の縦点線は円柱通過周波数を示す。周期変動速度、全圧とも同形の欠損部が一定周期で計測されており、速度と全圧との対応関係も明確である。

3. 翼面上非定常圧力分布

図4に定常圧力分布の測定結果と計算結果の比較を示す。図5には翼面上非定常圧力波形の測定例を測定

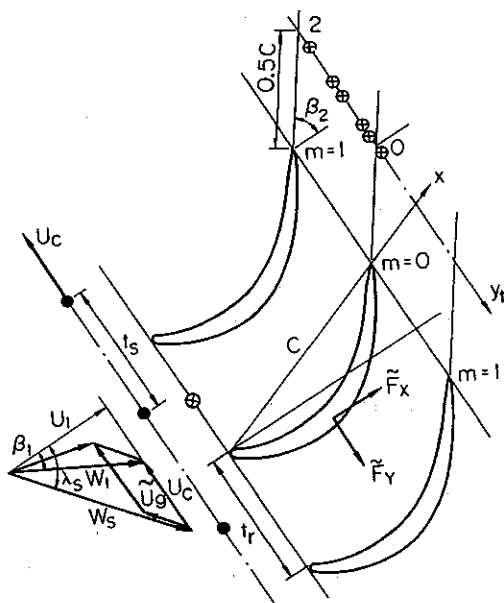


図1 翼列配置および入口速度三角形

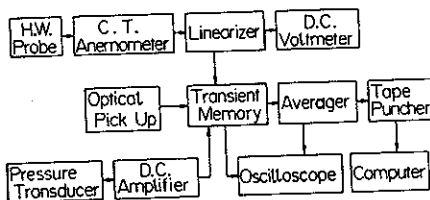


図2 測定系ブロック線図

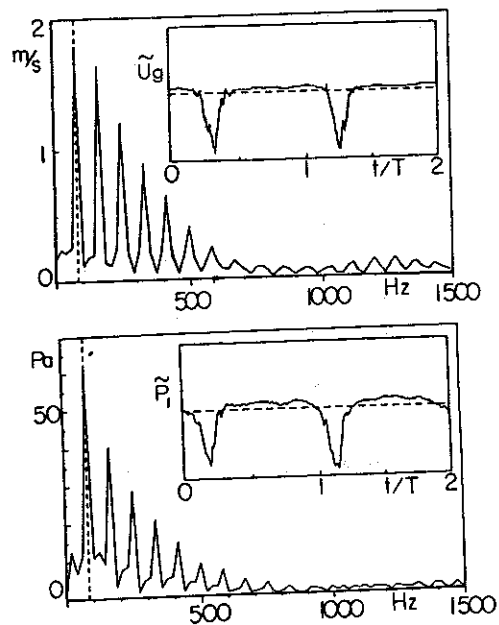


図3 翼列入口周期変動速度および全圧波形と振幅スペクトル(横の点線: 定常測定値)

孔位置と対応づけて示してある。圧力変動振幅は翼前縁で著しく大きく、翼後半部から特に背面側で振幅の減少傾向が見られる。後縁近傍のはく離域と考えられる背面圧力孔⑳での圧力変動振幅はかなり小さい。一方、腹面側の後縁近傍での圧力孔①では比較的大きな圧力変動振幅が認められ、翼後縁での圧力差を生ずる可能性を示している。

図6~9には翼面上非定常圧力分布の測定結果より求めた一次成分の実部、虚部を示してある。図6、7は反位相で、無次元周波数が比較的低いため翼腹面側での圧力変動振幅は実部、虚部とも後縁に向かって緩やかに変化している。したがって腹面側での圧力は位相遅れが少なくほぼ同相で変動している。一方、翼背面側は前縁近傍の振幅の変化が著しく、また虚部の変化は比較的少ない。後縁近傍では前述のようにはく離域にあるためか圧力変動振幅がほとんど認められず、このため後縁で圧力差を生ずる状態にある。この傾向は特に虚部で明確となっている。

図8、9は同位相の場合で、反位相の場合に比し振幅が減少し、前縁近傍での変化が比較的小さいことも

特徴である。また、例えば図8では翼弦上にわたって実部が負、虚部が負から正へと変化しており、後縁方向に位相が遅れていることがわかる。

4. 非定常流体力

測定圧力分布より算出した周方向および軸流方向の非定常流体力を図10に示す。なお、参考のために同位相についての既存結果⁽⁷⁾も示す。

反位相の場合の非定常流体力が同位相の場合よりも著しく大きくなっており、また無次元周波数が大きくなるにつれ流体力の振幅が増し、位相 $\phi_{\bar{F}_x}$ 、 $\phi_{\bar{F}_y}$ が遅れる傾向にある。ここで、例えば $\phi_{\bar{F}_y} = \text{Im}(C_{\bar{F}_y}) / \text{Re}(C_{\bar{F}_y})$ である。

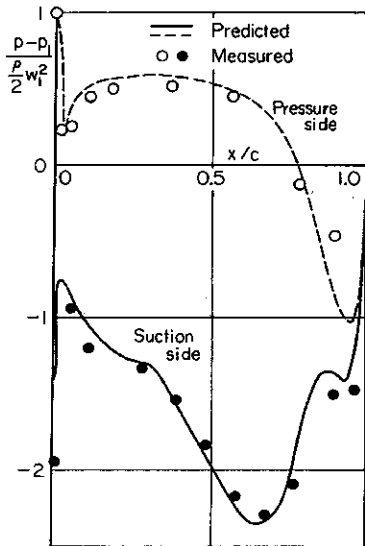


図4 定常圧力分布

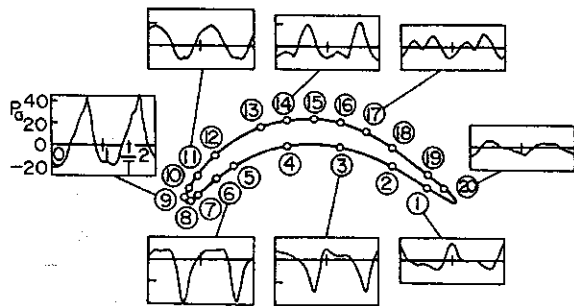


図5 翼面上非定常圧力波形

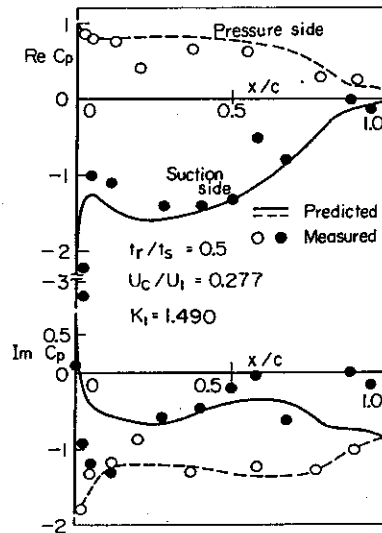


図6 翼面上非定常圧力分布 (反位相, $K_1=1.490$)

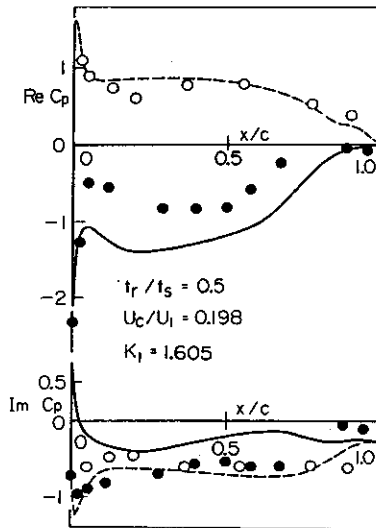


図7 翼面上非定常圧力分布 (反位相, $K_1=1.605$)

5. 翼列下流の非定常全圧

図 11 に翼列下流トラバース面上における非定常全圧の波形例を示す。反位相の場合、翼粘性後流外部①、②では円柱粘性後流列によると考えられる全圧欠損部は減衰しその幅が広がっている。また、翼粘性後流内部の腹面側③、④では外部の場合と比べ欠損部の幅が狭まっている。図 11 からトラバース面において翼腹面側⑤より背面側⑥に向けて全圧欠損部の増加傾向が見られる。これは背面側に粘性後流列が集積するためと考えられる⁽⁶⁾。

同位相の場合、翼間流路中央部での全圧の測定波形が反位相の場合と著しく異なっている。⑦では全圧の波形からは一次成分の確認さえ困難なほど変動レベルが低い。その一方で、翼粘性後流中心に近づくにつれ振幅の大きな正弦波状の時間的変化をする。

このように粘性後流列の流入位相差の違いにより翼列下流での全圧変動振幅にかなりの相違が生じているので、更に詳しく調べるためにスペクトル解析より求めた全圧変動 P_2 の一次・二次成分の変動振幅とその

位相を図 12~15 に示す。なお、翼列入口における非定常全圧 P_1 の一次成分の振幅との比の形で表してある。また、横軸はトラバース面上測定点の位置を示し、点線は流出角の方向から定めた後流中心の位置を表す。

図 12, 13 は反位相の場合で、一次成分の振幅は翼背面で最大、腹面側で最小となり、翼間流路では緩やかに変化する。一方、二次成分は一次成分とは著しく異なり、腹面側で最大、翼間流路中央部で最小となっている。位相は、ほぼ一次で 180° 、二次で 360° の遅れが認められる。

図 14, 15 は同位相の場合で、一次成分と二次成分はほぼ同形で、一次成分はトラバース面上での振幅の変化が著しく、位相遅れについてはほぼ 360° の遅れが認められる。

以上の結果から、反位相二次成分と同位相一次、二次成分のトラバース面上での振幅の変化が同形であることから、これらの成分の流入位相差が互いに等しいことを考慮すると、翼列の非定常応答が各ハーモニクス成分ごとに独立しており、このトラバース面上での現象が同位相で流入する周期変動速度および全圧成分に対する翼列の非定常応答の結果生じたもので、これは非粘性流の解析法によっても同様の結果が得られている⁽¹⁾。

図 16 には翼列下流の全圧損失分布の一周期にわたる時間的変化を示す。なお、点線は翼列の定常全圧損失分布を示している。図 16 の反位相の場合では、粘性

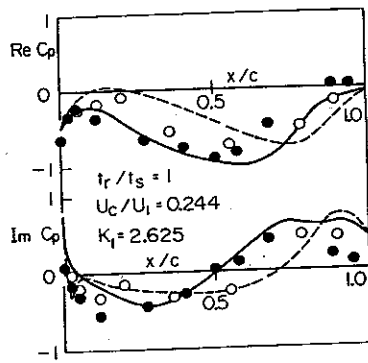


図 8 翼面上非定常圧力分布 (同位相, $K_i=2.625$)

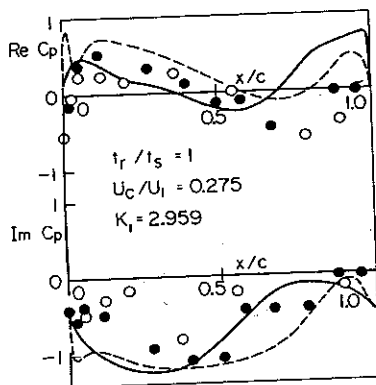


図 9 翼面上非定常圧力分布 (同位相, $K_i=2.959$)

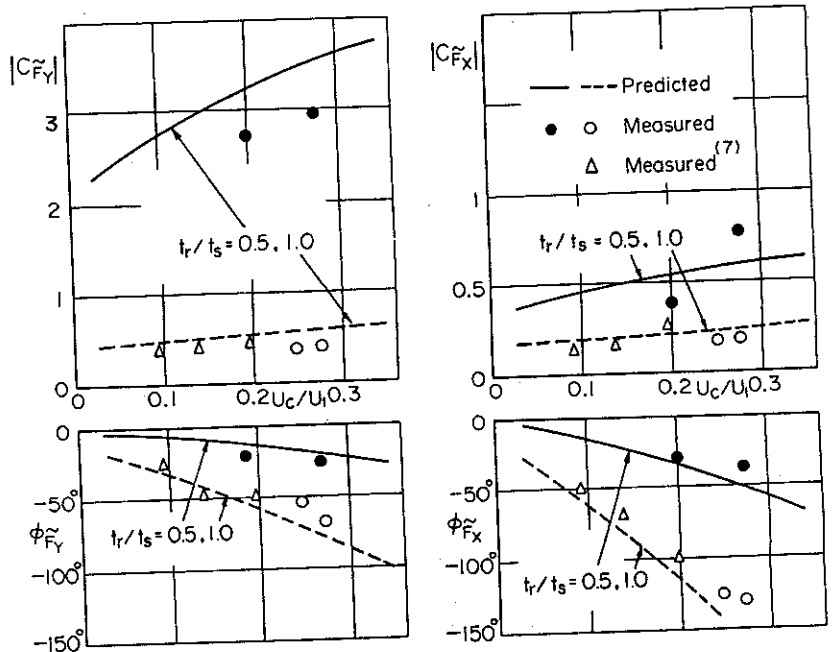


図 10 周方向および軸流方向非定常流体力係数 (左: 周方向, 右: 軸流方向)

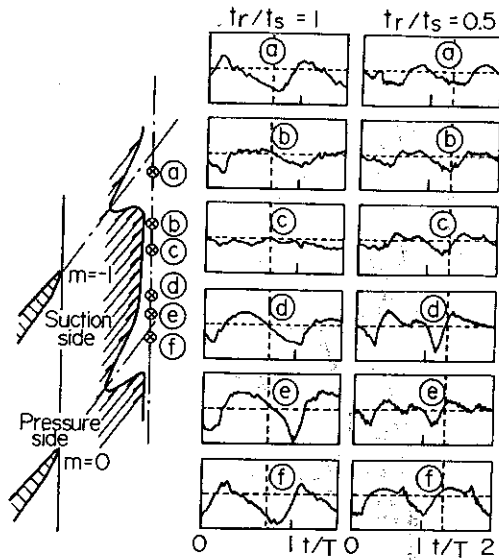


図 11 翼列下流の非定常全圧波形例

後流列の移動によって全圧損失分布が各瞬間ごとに局所的に大きく変化している。翼列下流で大きな変動を示す位置と円柱粘性後流列の位置がほぼ対応するので、図 16 から円柱粘性後流列の伝搬の様相を把握できる。例えば $t/T=0$ では翼間流路内で大きな全圧変動が見られ、この時刻には円柱粘性後流列がほぼ翼間流路中央に位置するものと考えられる。また、 $t/T=1/4, 3/4$ では翼粘性後流中心近傍での大きな全圧変動があり、円柱粘性後流列が翼粘性後流に達している時刻であると考えられる。

同位相の場合、翼粘性後流中心の近くで全圧損失が大きく変動しているが、一方、翼間流路中央部はそれらに比し変動が少ないことが図 16 から明らかである。これは図 11 より明らかなように、同位相の場合、比較的大きな出口面全圧増加が見られ、これが関係して

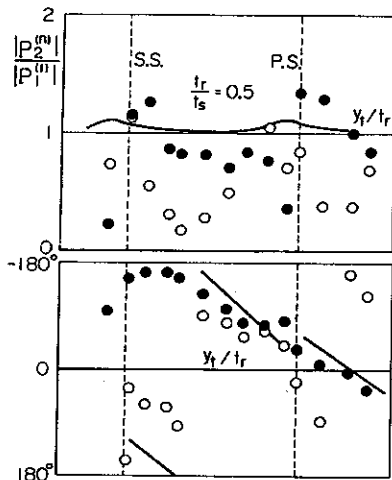


図 12 非定常全圧振幅および位相 (反位相, $U_c/U_1=0.166, K_1=0.893$)

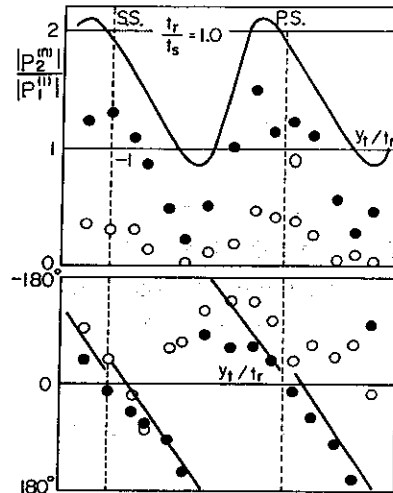


図 14 非定常全圧振幅および位相 (同位相, $U_c/U_1=0.277, K_1=2.980$)

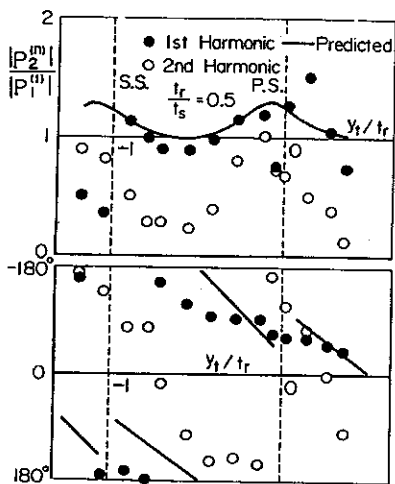


図 13 非定常全圧振幅および位相 (反位相, $U_c/U_1=0.277, K_1=1.490$)

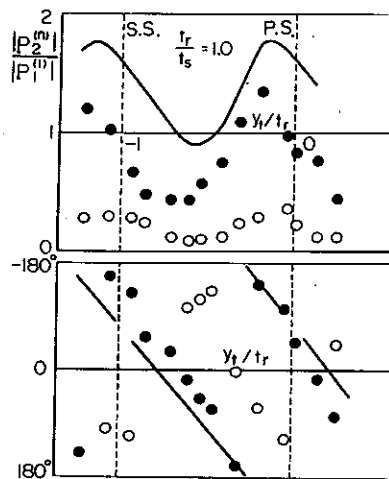


図 15 非定常全圧振幅および位相 (同位相, $U_c/U_1=0.266, K_1=2.862$)

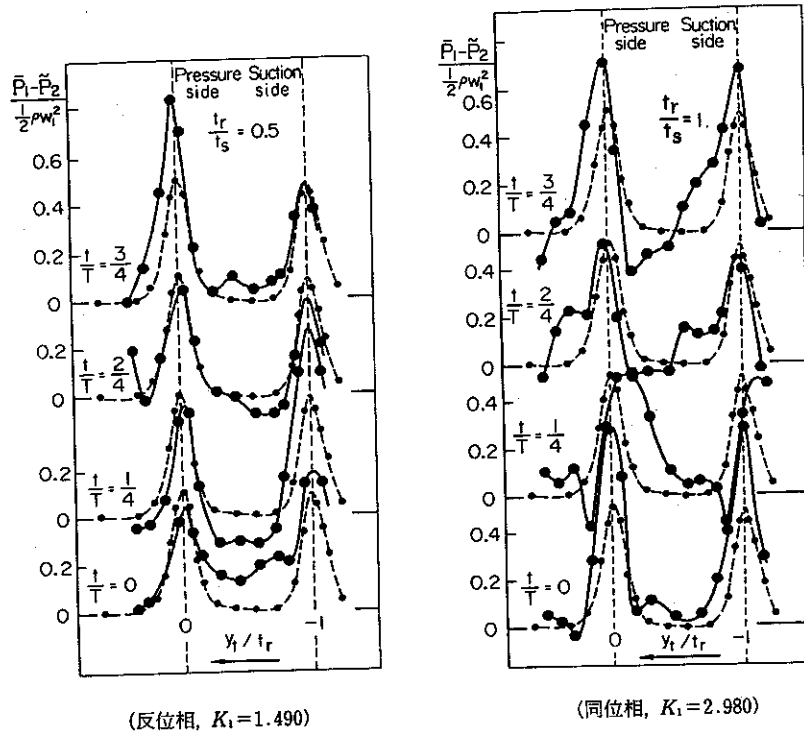


図 16 全圧損失分布の時間的变化 ($U_c/U_1=0.277$)

いるものと考えられる。

図 17 には図 16 より求めた翼列一ピッチにおける全圧損失 $\Delta\bar{P}$ の時間的变化を示す。同位相、反位相はともに $t/T=0$ で最大となっているが、後述のように両者の場合の粘性後流列と翼との相対位置関係が異なっている。

6. 理論計算との比較検討

6.1 非定常全圧の計算 翼面上非定常圧力分布、流体力の計算法については既報⁽¹⁾のとおりで以下では非定常全圧の計算を説明する。

オイラーの式を非定常成分について線形化し、定常流線方向 s 成分をとることにより速度と全圧の変動成分 \bar{u}, \bar{p} についての次式を得る。

$$\frac{\partial \bar{u}_s}{\partial t} = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial s} \dots \dots \dots (2)$$

$$\bar{p} = \frac{\bar{p}}{\rho} + \bar{U} \cdot \bar{u}, \quad \bar{u} = u^{(ir)} + u^{(r)}$$

$$\bar{u}_s = \bar{u} \cdot \bar{s}$$

ここに t : 時間, s : 曲線座標, \bar{U} : 定常速度

$u^{(ir)}$: 非定常うずなし速度,

$u^{(r)}$: 非定常うずあり速度

式(2)を定常流線 s に沿って積分し、結局次式を得る。

$$\bar{P}(s) = \bar{P}_1 - \frac{\partial}{\partial t} \int_{s_1}^s \bar{u}_s(s') ds' \dots \dots \dots (3)$$

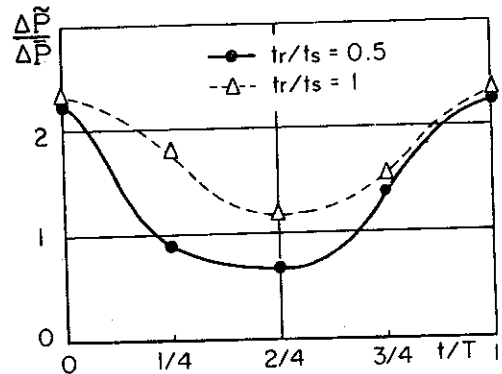


図 17 全圧損失の時間的变化

ここで、非定常速度 \bar{u}_s は既報の方法⁽¹⁾により求められるので、式(3)を翼間流路の定常流線上に適用することにより翼列下流での全圧 \bar{P}_2 が計算される。なお、 \bar{P}_1 は翼列入口での全圧変動は静圧変動が小さく速度変動が支配的であると考えて計算する。

6.2 翼面上非定常圧力分布および流体力の比較

図 6~9 および図 10 に非定常圧力分布と非定常流体力の計算値を示してある。供試翼のアスペクト比は 1.623 であるので、翼幅中央においても、側壁境界層や二次流れなどによる三次元性は避けられないが、図 4 に示すように、定常圧力分布の実験値が計算値とほぼ一致していること、および増速翼列に関する既存研究⁽⁹⁾から判断して十分小さいものと考えられる。なお、計算による非定常圧力分布は翼面上の適当な代表点

(例えば 1/4 弦長点)で実験値と一致するように補正を行っている。計算では若干の差は見られるが、同位相、反位相ともほぼ実験に近い圧力分布を与えている。実験と計算との差異は背面側前縁よりわずかに下流の位置、および翼後縁近傍で比較的明らかである。前者は前縁近くでの境界層の非定常はく離、また後者は粘性後流速度欠損の減衰や定常はく離が原因と考えられる。非定常流体力については、計算は特に周方向流体力が実験値よりも若干大きな値を与えている。この原因として圧力分布と同様に、円柱粘性後流の減衰、翼面境界層の定常・非定常はく離や翼まわりの非定常循環発生位相遅れとこれに関連する翼後縁での圧力差の存在などが考えられる。

非定常流体力の振幅は計算においても無次元周波数の増加とともに増大の傾向にあって、いわゆる Sears 関数の挙動と本質的に異なるが、これは U_c/U_1 が大きくなるとともに瞬間迎え角の変動が著しくなったことによる定常じょう乱の効果や流入ガストの伝搬過程での変形などが原因で、タービン翼列の特徴である。

6.3 翼列下流非定常全圧の比較 図 12~15 に全圧の変動振幅と位相の計算値を示す。式(3)では円柱粘性後流の減衰や翼粘性後流の存在も考えられていないため、計算結果と実験値との定量的な一致を期待することはできないが、定性的には同位相、反位相とも実験に近い結果が得られている。特に、同位相の場合において、変動振幅が翼間流路内で最小、翼粘性後流中心付近で最大という結果を得たことは、この現象が

翼粘性後流と円柱粘性後流列との干渉⁽¹⁰⁾や粘性による減衰作用などのほかに、円柱粘性後流列が翼列内部流路を通過するときに非定常じょう乱を受けた結果生じた局所的な全圧変化によるものと解釈できる。ただし、反位相の場合と比べ同位相の計算値が実験値を上まわる程度が大きいのは、これは \bar{P}_1 の算定も一因あるがいまのところ明らかではない。また、位相については実験より位相遅れを過大に評価する傾向にあり、これは翼粘性後流による排除効果のため生ずる流れの増速が原因と考えられる。図 18 には計算⁽¹⁾で求めた等うず度線の時間的移動を示す。非粘性流を仮定した計算であるため、この等うず度線はそのまま円柱粘性後流中心を表している。図 16 と図 18 の比較により、各瞬間にトラバース面上の全圧が大きく変動している位置と計算による等うず度線の位置がほぼ対応していることがわかる。このことは、粘性流を非粘性うずあり流れと考え定常じょう乱速度で粘性後流列が伝搬されるという仮定の妥当性を立証するものである。

7. 結 言

粘性後流列をよぎるタービン動翼列について、風洞実験を行い非定常応答全般について検討するとともに、先に提示した解析法による計算結果と比較した。ここで得られた主な結果を要約すると次のようになる。

(1) 翼面上非定常圧力について、その変動振幅は翼前縁で著しく、また粘性後流列の反位相流入の場合

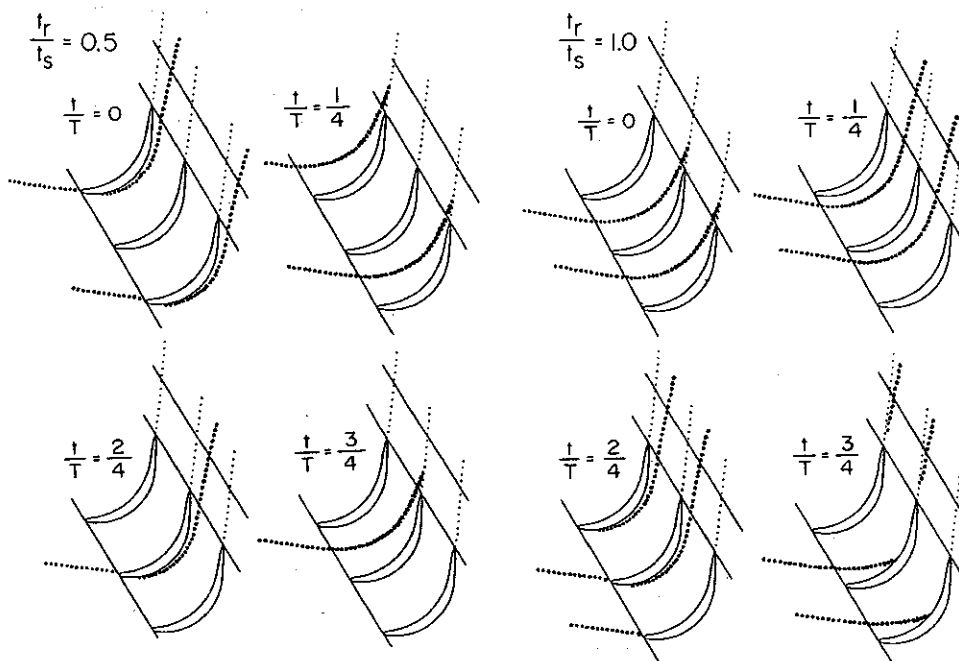


図 18 等うず度線の瞬間位置 (左: 反位相, 右: 同位相)

同位相に比し変動振幅が大きい。翼後縁近傍の測定結果は翼後縁での圧力差が生ずる可能性を示唆している。一次成分についての計算結果は同・反位相ともに全般的に実験値に近い値を示した。

(2) 非定常流体力は同位相に比し反位相では著しく大きく、また無次元周波数が増すとともに変動振幅の増加傾向がある。実験と計算の比較より、計算が非定常流体力をほぼ予測することを確認した。

(3) 翼列下流の非定常全圧分布は、粘性後流列の流入位相差の違いにより大きく変化する。非粘性流を仮定した解析法による計算結果は実験値と変動振幅、位相については定性的に一致する程度である。また実験と計算の比較により、粘性後流列の伝搬についての仮定の妥当性が確認された。

(4) 以上より、非粘性うずあり流れとし、非定常成分についての線形近似に基づくタービン動翼列の非定常応答解析法の全般的な妥当性が確認された。

本実験には本学学生 篠原雅仁君、本学技官 伊藤 繕弘君の助力があったことを記し、ここに謝意を表す。なお、本研究は文部省科学研究費(C)によるもの一部であることを付記する。

文 献

- (1) 西山・船崎, 機論, 50-454, B (昭59), 1476.
- (2) Whitehead, D. S., *ARC R & M*, 3254 (1960).
- (3) Naumann, H. and Yeh, H., *Trans. ASME, Ser. A*, 95-1 (1973), 1.
- (4) Fleeter, S., *J. Aircr.*, 10-2 (1973), 93.
- (5) Fleeter, S., ほか2名, *Trans. ASME, J. Eng. Power*, 100-10 (1978), 664.
- (6) Gallus, H. E., ほか2名, *Trans. ASME, J. Eng. Power*, 102-1 (1980), 169.
- (7) 西山・ほか2名, 機論, 50-459, B (昭59), 2508.
- (8) Joslyn, H. D., ほか2名, *Trans. ASME, J. Eng. Power*, 105-4 (1983), 322.
- (9) 植西, 機論, 37-302 (昭46), 1897.
- (10) Zierke, W. C. and Okiishi, T. H., *Trans. ASME, J. Eng. Power*, 104-4 (1982), 479.

討 論

〔質問〕 植西 晃

〔(株)日立製作所機械研究所〕

詳細な実験をされ、極めて貴重な結果を得られたことに対し敬意を表す。

図7の $t/T=1/4\sim 3/4$ において、 $t_r/t_s=0.5$ の場合の全圧損失が、 $t_r/t_s=1.0$ の場合より小さな値となっていることは、検査面内に存在する円柱後流の数が少ないこと、したがって、一周期の積分値の差が円柱後流に起因する損失であると考えられる。しかし、 $t/T=0$ および $t/T=1$ において両者がほぼ一致しているのは、どんな理由によるのか。

なお、 $t/T=0$ の基準点はどこに設定したのか。基準点が一定しているほうが、それぞれの実験値を比較するのに便利だと思う。

〔回答〕 本実験での時間基準 $t/T=0$ は本文中に記したように、解析結果との比較を考慮して、入口周期変動速度の一次成分が基準翼前縁で最大となる時刻をとっている。これは円柱後流と翼列との相対位置関係から見ると、図18に示すように、二つの円柱後流列のほぼ中央に基準翼前縁が位置する時刻に相当している。ただし、図3, 11は生の記録波形の一部であり、時間基準は考慮に入れていない。

図18から明らかのように、同じ $t/T=0$ においても t_r/t_s が1と0.5の場合では円柱後流列と翼列との相対位置関係は異なる。図17の $t/T=0, 1$ において同

位相、反位相の結果がほぼ同程度の値になってはいるが、これについては特別な理由はなく、同位相では円柱後流が翼後流に交差し干渉しあう瞬間での全圧損失が一周期間で最も大きく、また反位相では、円柱後流中心が出口面2の1ピッチ間のほぼ中央に達した瞬間に最も大きな全圧損失が誘発されることをそれぞれ示している。

〔質問〕 小屋 雅彦〔石川島播磨重工業(株)〕

(1) $t_r/t_s=0.5$ の場合、 $T=t_s/U_c$ で定義するとき、図11に示されるような一翼列間に注目すると、円柱の後流が翼列間を通過する時間 $T_a(=T/2)$ と通過しない時間 $T_b(=T/2)$ とでは流れの状況が大きく変化すると考えられる。

(i) 図11に示される非定常全圧の波形には上記 T_a と T_b 間の波形の差が判然と示されているのか。

(ii) また、図12, 13, 16, 17に示される結果は時間 T_a 間と T_b 間の平均と考えてよいのか。

(2) $t_r/t_s=0.5$ の場合、相隣り合う翼では流れの位相が異なるが、図6, 7に示される翼面圧力分布は同一の翼に対するものか。それとも背側圧力と腹側圧力とは相隣り合う翼に対するものか。

〔回答〕 (1)(i) ご指摘のように、 $t_r/t_s=0.5$ (反位相) の場合では、翼間流路1ピッチ内に円柱後流が存在する瞬間と存在しない瞬間があり、この点は図18に明らかである。さて、翼間流路内にある円柱後流

が翼列下流出口面2の各測定点に達した瞬間では全圧は減少し、それ以外では全圧はほぼ定常値(水平破線)にまで回復することが図11に示されている。なお、図11には時間基準線(垂直破線)が示されており、図18との対比より等うず度線、すなわち円柱後流の出口面上での位置と各測定点での全圧波形との関係が明らかになる。反位相の場合は同位相の場合よりも翼列流路1ピッチ内に円柱後流が存在しない瞬間があるため、全圧減少時間が一周間に占める割合が少なくなる。このことは図11の測定点①、②での波形の比較より明らかである。

(ii) 図12~17に示す結果は、翼列下流出口面2の各測定点で得られた3~5周期分の時系列データ32個ないし64個の位相固定平均化処理(付1)し、その結果を基に求めたものである。したがってご質問のような T_a 間と T_b 間の平均から求めたものではない。

(2) 図5に示すように、圧力測定孔はすべて同一翼の腹面、背面上にあるので図6、7の翼面圧力分布は同一の翼についての結果である。

〔質問〕 荒木達雄(株)東芝総合研究所

従来転向角のない薄翼については、後流をよぎるときに動翼に作用する流体力については求められていたが、転向角がありかつ肉厚の大なるタービン翼列についての研究はなく、本研究の成果に敬意を表す。

動翼と静翼の干渉は後流によるもの以外に静翼のポテンシャル場を動翼がよぎることによる効果がある

(付1) Gostelow, S. P., *ASME Paper*, No. 76-GT-47 (1976).

が、貴論文における実験において前流の円柱のポテンシャル場をよぎるためによる非定常応答はどの程度あるか、またタービンの場合は静翼の肉厚が大きく、ポテンシャル場をよぎる効果が大きいと考えられるが、後流による効果と比較してどの程度であるかご教示願いたい。

〔回答〕 (1) 本実験で使用した円柱は直径が3mmで、翼とのポテンシャル干渉を回避できるように翼列前縁線から30mm上流側に離してある。すなわち、直径の10倍の間隔をとることにより円柱のポテンシャル流れは翼列前縁線ではほぼ一様となり、円柱列と翼列とのポテンシャル干渉による非定常成分は存在しないものと考えている。

(2) 実際のタービン静動翼列間にはポテンシャル干渉および粘性干渉の二つが存在し、これらは流量、回転数、翼枚数や翼列間距離など数多くのパラメータに依存している。この非定常干渉は羽根振動のみならずエネルギー損失や熱伝達などに深く関係しているため、それぞれの干渉効果を個別に扱うだけでなく、両者が共存する一般の場合についても更に研究を進める必要があると考える。先に著者の一人は肉厚の大きいタービン静動翼列のポテンシャル干渉解析法を呈示している(付2)、本実験で有効性が確認された粘性干渉解析法と組合せることによって、総合的に本問題を考察したいと考えている。

(付2) 西山・佐々木, 機論, 50-460, B (昭59), 2888.