

高速蒸気流中におけるタービン翼の振動応力

Measurement of Turbine Blade Vibration Stress at the
Full Size Low-pressure Turbine Testing Facility

岩崎 勤* 前田 繁*
Tsutomu Iwasaki Shigeru Maeda
小堀 与一* 桑野 幸三**
Yoichi Kobori Kôzô Kumeno

内 容 梗 概

実物大の低圧タービン試験装置を用いて、実機と同様な運転条件の高速蒸気流中においてタービン翼に生ずる振動応力をひずみゲージによって測定し、運転中の共振現象を究明してタービン翼の強度設計資料を求めた。

1. 緒 言

最近の発電用タービンは発電原価の低減をはかるため、単位容量が増大してますます大形化される傾向にあり、かかる場合、設計上種々の問題が生ずる⁽¹⁾⁽²⁾。それらの一つとして、タービン翼の振動があげられる。特に低圧段落において排気室の構造上一回転に一回生ずる高速蒸気流の不均一に基づくタービン翼の共振の問題はきわめて重要なことで、今後の大形タービン設計のかぎを握るものである。

タービン翼設計における必須の条件は、タービン運転回転数付近に翼固有振動数と回転による励振次数との共振点を存在させないことである。ここで基本となる静的固有振動数は部分的には理論計算によって、あるいは電磁石にて加振させて求める実験的方法で比較的容易に求められる。また回転による遠心力の影響する場合は、真空槽中で回転させて同様な方法で共振点が求められる。しかしこれらでは振動数が得られるのみで、強度設計に必要な振動応力振幅は不明である。

本研究は蒸気駆動による実物大の低圧タービン試験装置を用い、運転中におけるタービン翼の振動応力（振動数、応力振幅）を測定して、翼振動数-回転数の関係をあらわすCampbell線図を求め、さらにその振動モードを明らかにして共振現象をは握するとともに、負荷による振動応力の変化をも究明して最も合理的な強度設計を行なう資料をうるために行なわれたものである。試験装置は実機におけるよりも過酷な励振条件で試験できるように設計、製作されたものである。一方、振動応力はひずみゲージにより求めることができ、その記録には多点同時測定を行なう関係上、電磁オシログラフを用いた。なお使用するひずみゲージに関しては予備実験によって測定条件に十分耐えうることを確認した。

2. 予 備 実 験

2.1 運転時の測定条件

低圧タービン試験装置にて運転中、タービン翼に生ずる振動応力をひずみゲージによって測定するわけであるが、このときタービン翼のおかれる種々の条件は次のとおりである。

蒸気入口温度 130~170℃ 蒸気排気温度 80~120℃
湿度 10% 最大タービン回転数 62.3 c/s
最大円周速度 約 500 m/s 最大遠心加速度 約 20,000 g
最大遠心応力 約 35 kg/mm²

これらの測定条件に耐えるひずみゲージとして、はり付け容易な

ことも考慮してポリエステルゲージ(以下単にひずみゲージという)を用いることにした。これらに関する温度特性は明らかでないゆえ、予備実験として、ひずみゲージにつき上記の条件に基づく種々の特性試験を行なって適用性を確認したのち実用に供することにした。すなわち、振動応力測定なるゆえゲージ率の変化に重点をおいて調べた。

2.2 実 験 方 法

ひずみゲージをタービン翼材からつくった検定棒にはり付け、電気炉に入れて、使用温度は120℃程度であるが少し高目の160℃までの特性試験を行なった。その方法は、ひずみゲージの抵抗線材、絶縁基板の変質、劣化などを1ゲージ法(3線式)にて指示ひずみの零点移動および種々の条件によるゲージ率の変化を測定して調べ、ひずみゲージの特性を明らかにして使用しうるかどうかを判定した。すなわち下記の特性試験を行なった。

(a) 温度特性

室温から160℃まで昇温による零点移動、ゲージ率の変化を調べ、温度と指示ひずみの安定性をみる。

(b) 高温クリープ特性

160℃の温度一定とし、負荷指示ひずみの保持時間6~8時間とし、これを5回繰り返す。線材、接着剤の劣化をみる。

(c) 温度サイクル特性

室温と160℃間の温度サイクルの繰り返し(約30回)による零点移動、ゲージ率の変化から接着剤の劣化をみる。

(d) 高温疲労特性

160℃におけるひずみゲージの耐久疲労強度(2×10⁶回)を求める。

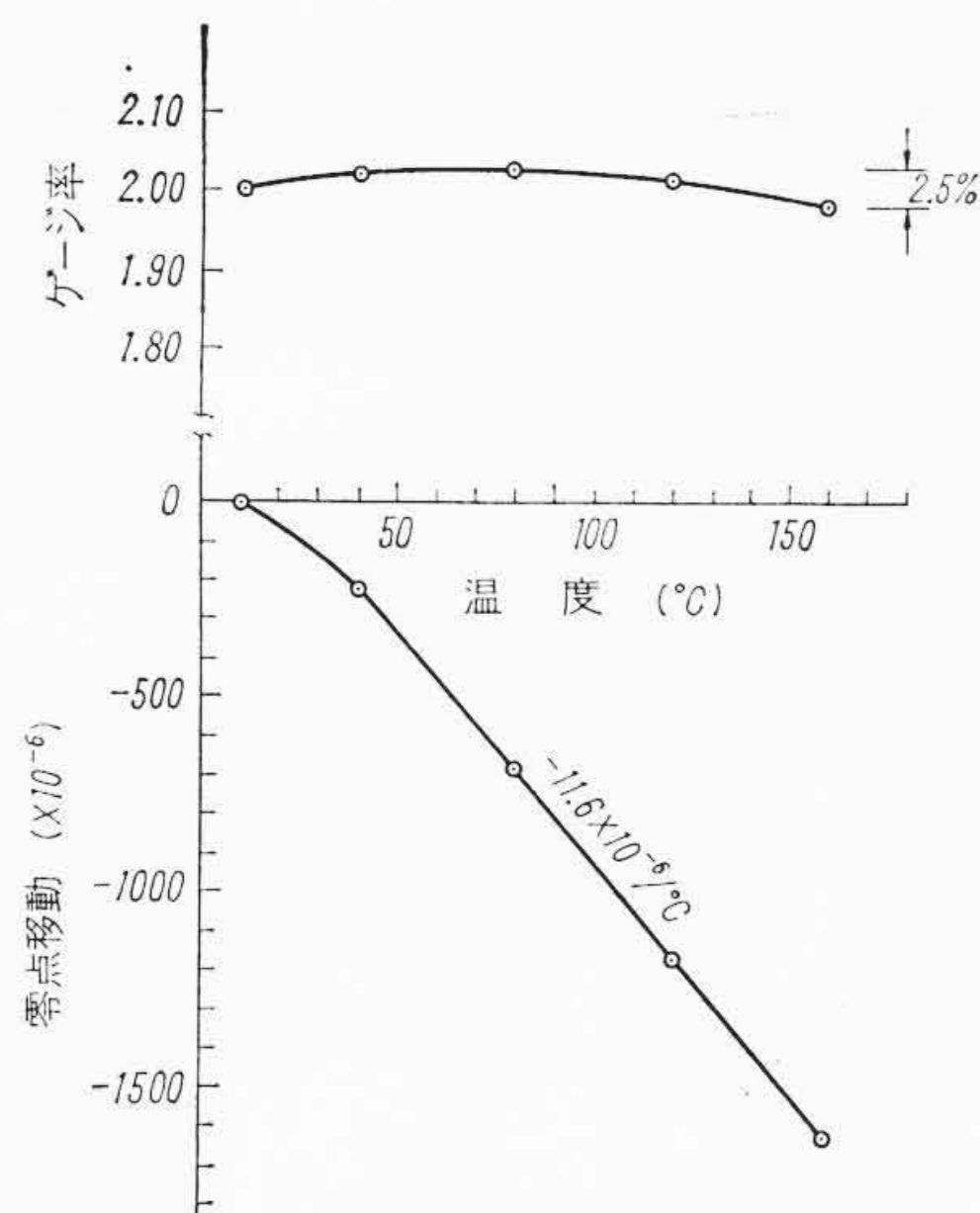
2.3 実 験 結 果

第1図はひずみゲージの温度特性を示すもので、昇温による零点移動は負の温度係数をもって増大して $-11.6 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$ と大きい、ゲージ率の変化範囲は約2.5%ときわめて小さい。クリープ特性および温度サイクル特性は第2図および第3図のようになって、零点移動の絶対値はかなり変化するが昇温による変化分はほぼ一定し、また負荷指示ひずみの変化はともに少ないゆえ、このような温度条件に十分耐えうるということがわかった。さらにひずみゲージの疲労強度を調べた結果は第4図のようにひずみ振幅は $\pm 750 \times 10^{-6}$ (約16 kg/mm²)である。このひずみゲージをタービン翼にはり付けて使用する場合について、疲労耐久線図によって検討すると、遠心力による平均応力約35 kg/mm²が生じてても約 $\pm 10 \text{ kg/mm}^2$ の振動応力振幅までひずみゲージは断線することなく測定可能である。

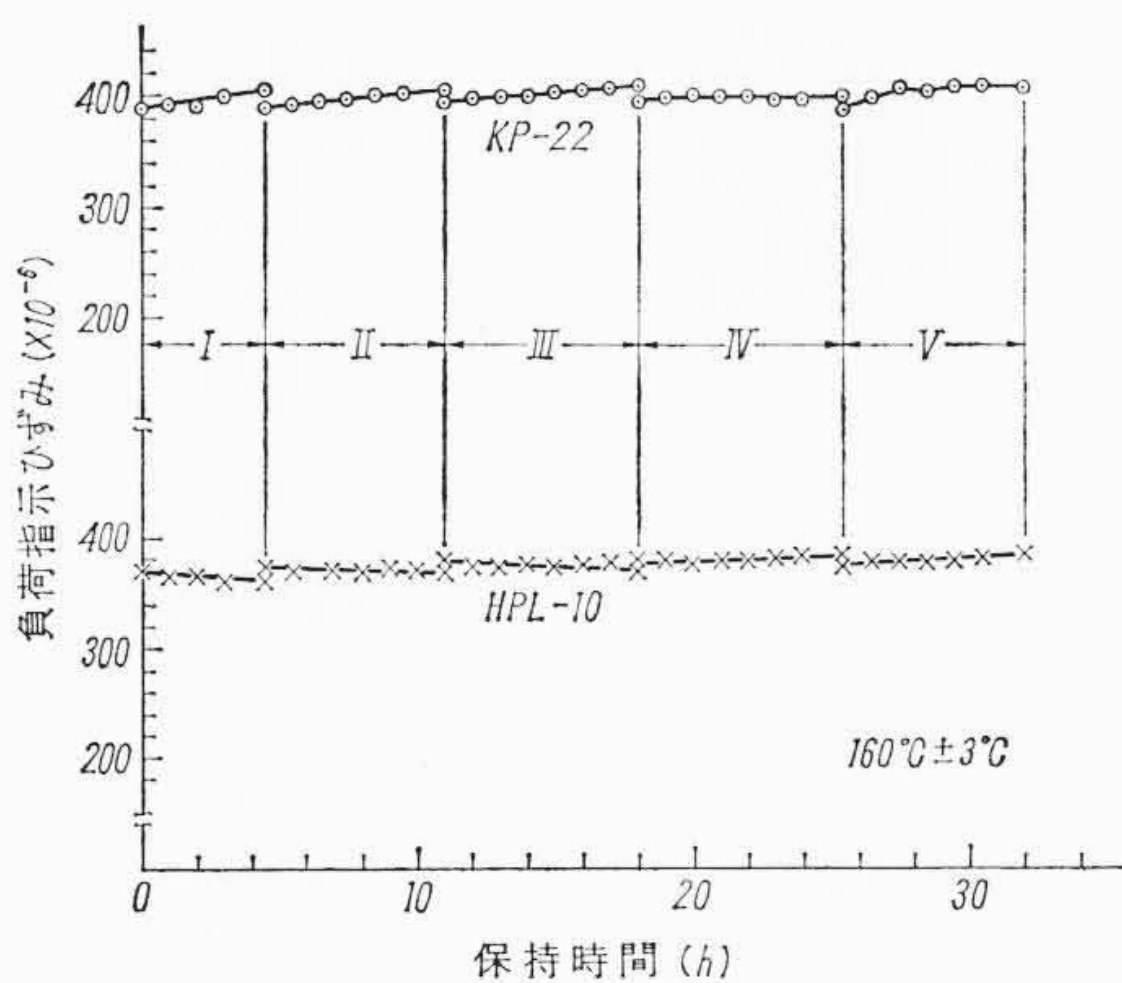
次にひずみゲージおよびそのリード線は高い遠心力に耐えて強固にタービン翼に固定されなければならない。そこでこれらは特殊な

* 日立製作所日立研究所

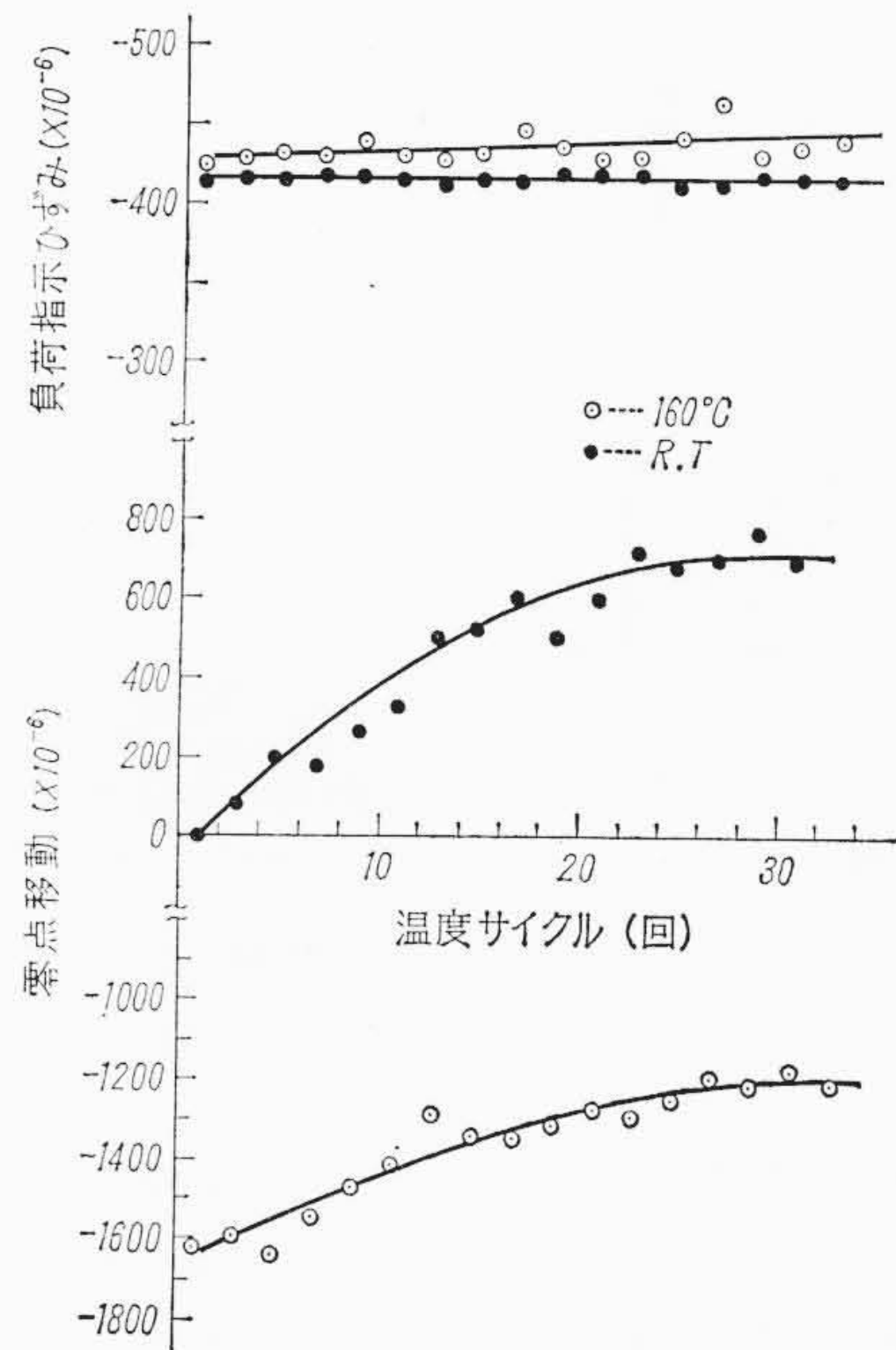
** 日立製作所日立工場



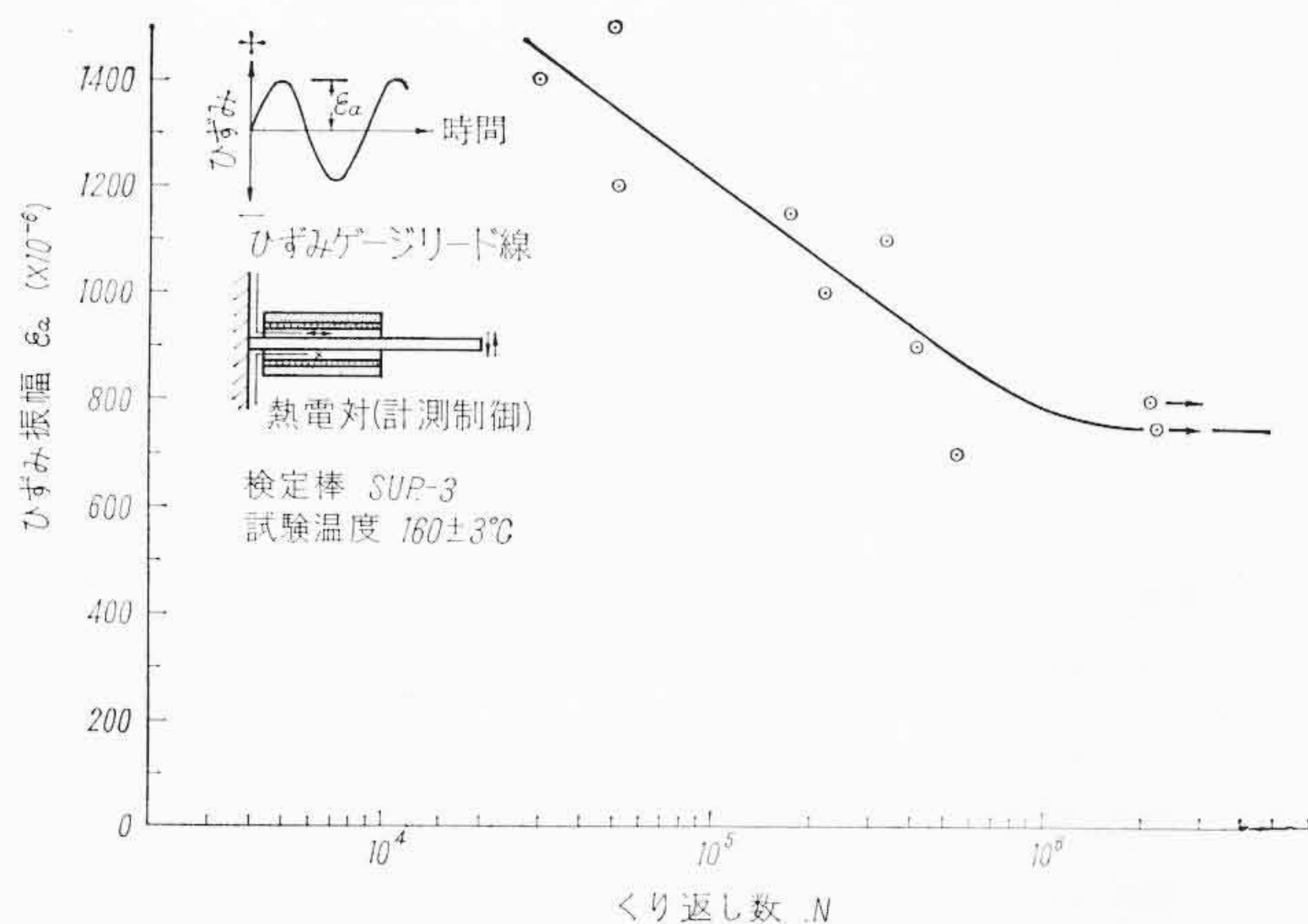
第1図 ひずみゲージの温度特性



第2図 ひずみゲージのクリープ特性



第3図 ひずみゲージの温度サイクル特性



第4図 ひずみゲージの高温疲労線図

接着剤に補強をほどこしてコーティングし、高速蒸気流に対して保護した。

3. 応力測定要領

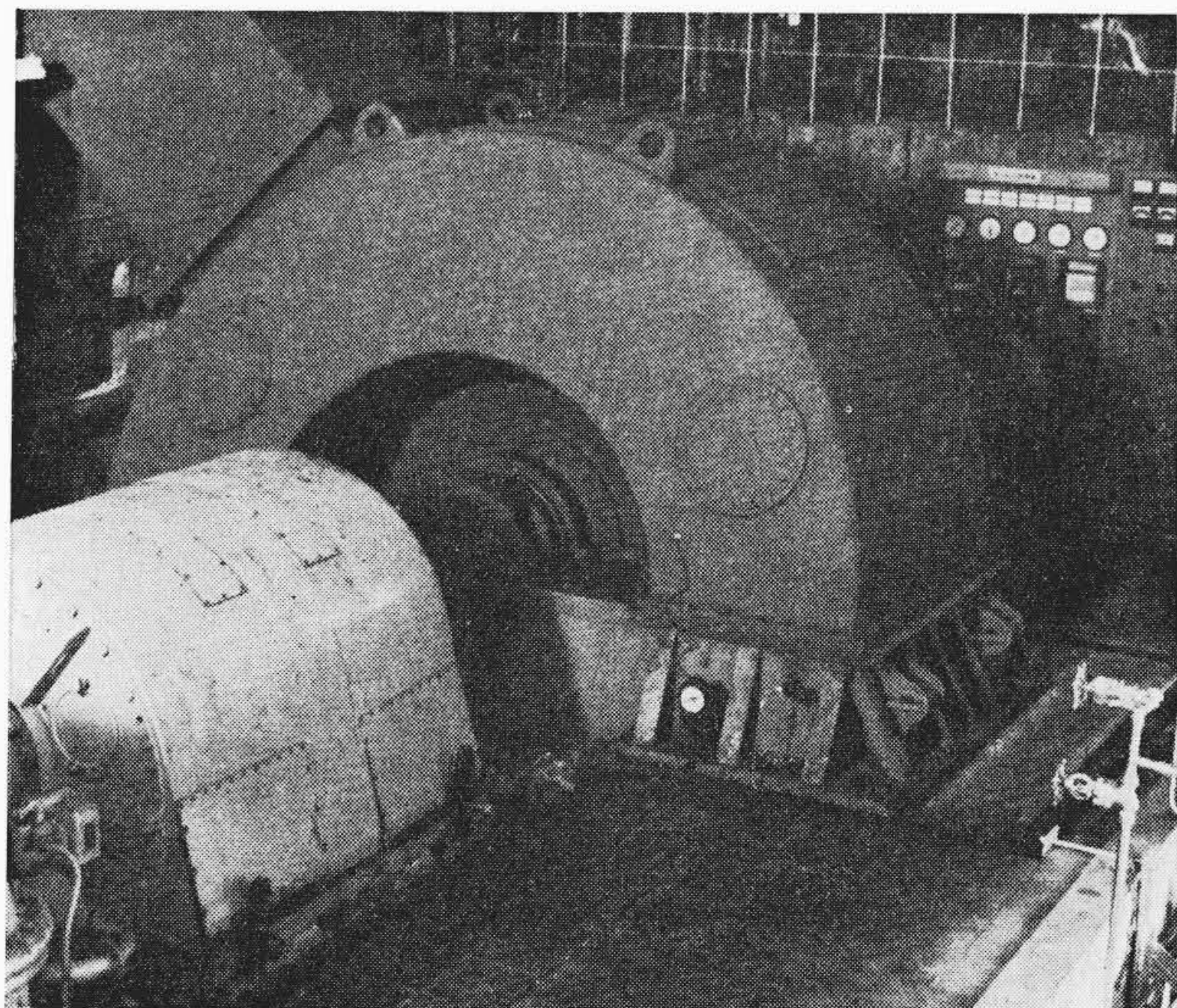
3.1 試験装置および供試翼

低圧タービン試験装置は動翼が2段あって、4F-350 MW 級の実機と同一構造をなしており、ただノズルが全周になく約 100° にだけ付けられた部分噴射によって駆動される。したがって実機における高速蒸気流のふぞろいによる励振力よりもかなり大きい、約2倍以上の励振力が生ずるようになっている。第5図にその外観を示す。

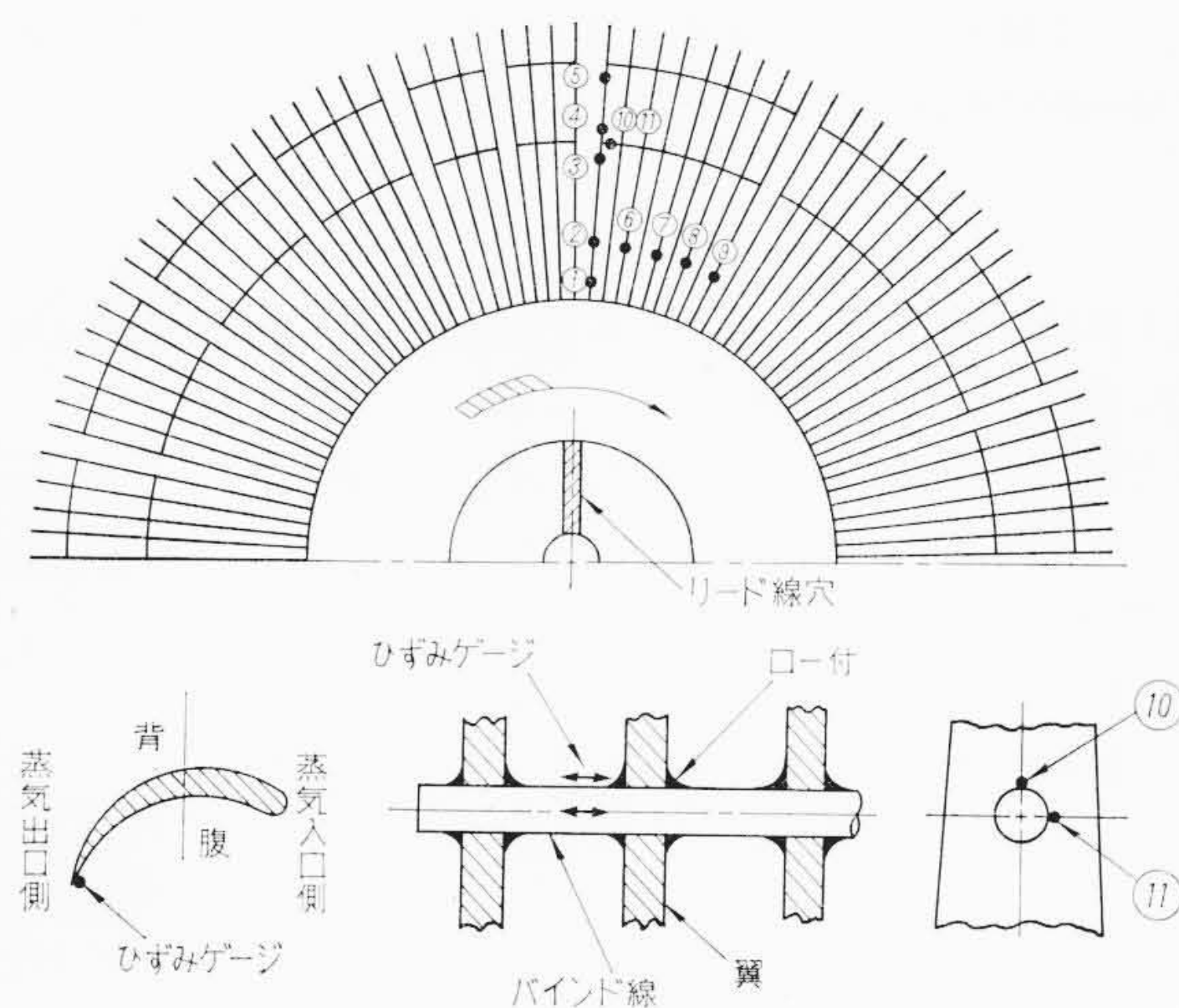
種々の試作翼を試験に供した。それらの静止時における固有振動数測定結果は後述の第12図に併記したようにして求められた。すなわち、基本振動モードの円周、軸方向曲げ振動およびねじり振動、さらにこれらの高次のものがあることがわかる。便宜上、各振動モードの円周方向1次、軸方向偶対称1次、軸方向奇対称1次、軸方向偶対称2次、軸方向奇対称2次を T_1 , A_{e1} , A_{o1} , A_{e2} , A_{o2} の記号であらわすことにする。

3.2 ひずみ測定位置

タービン翼はバインド線によってつづられて翼群をなして車盤に取り付けられ、これらの運転時における共振現象、すなわち共振振動数および振動応力振幅を求めるほかに、翼群の先頭翼につき翼半径方向応力分布と翼群における各翼の位相を求めて振動モードを明らかにする目的で、第6図のようにひずみゲージを翼の蒸気出口腹側端にはり付けた。



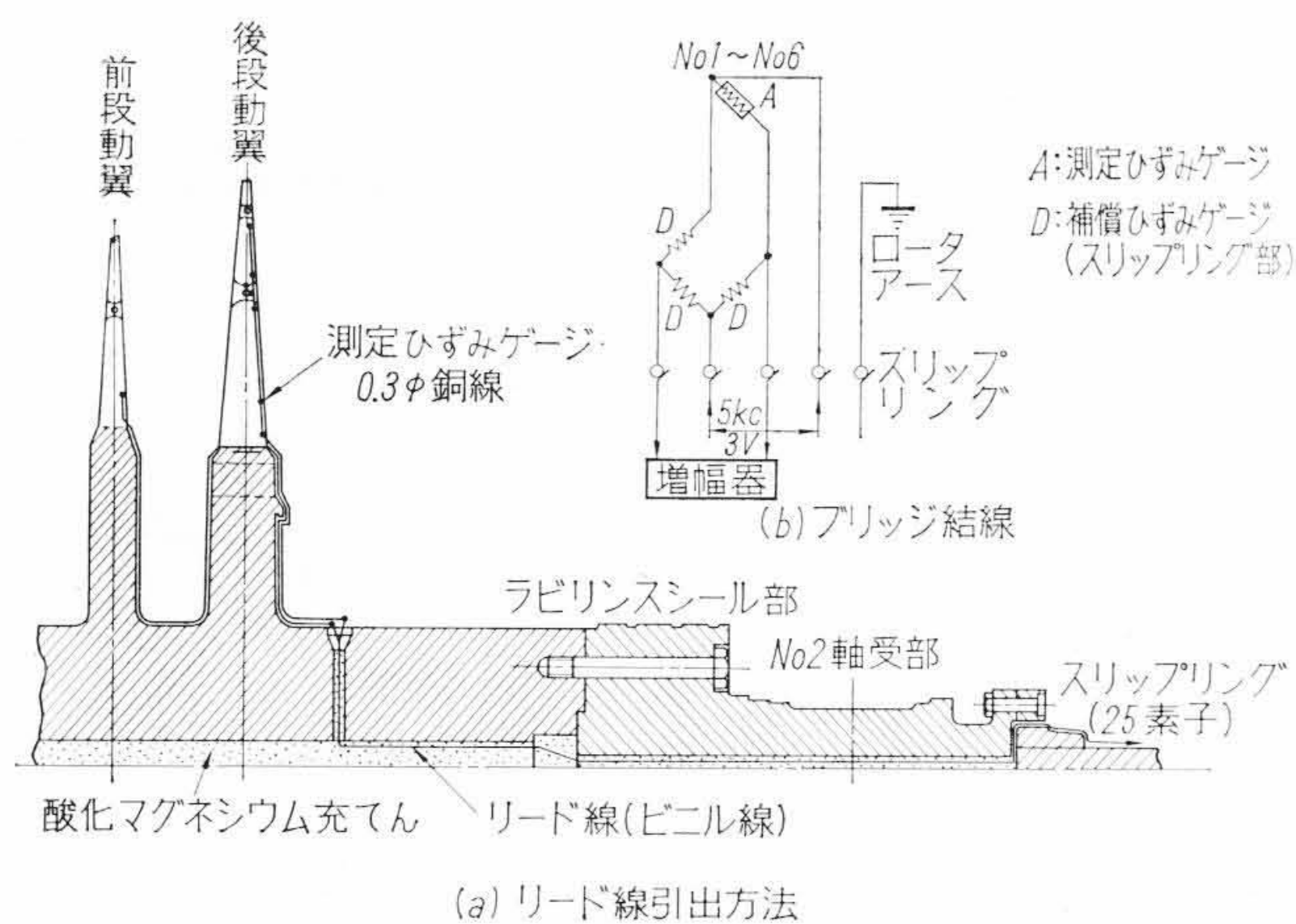
第5図 低圧タービン試験装置



第6図 応力測定位置

3.3 ひずみ測定方法

各翼にはり付けたひずみゲージは第7図(a)に示すように、0.3mmφ銅線にて回転軸のリード線孔部まで導き、ここでビニール線と接続し、回転軸の半径方向にあけた30mmφ穴および回転軸の



第7図 応力測定方法

中空部を通し、フランジ部で8個に分割して取り出し、25素子スリップリングのターミナルに固定する。そしてスリップリング部の一端につけた回転中ひずみの生じないようにした補償ひずみゲージと組み合わせて、同図(b)のようにブリッジを構成し、ひずみゲージの出力をスリップリングを介して取り出し、動的ひずみ計および電磁オシログラフにて、回転中生ずる共振振動ひずみを測定記録して振動応力を求めた。

またスリップリングを付けた低圧タービンと発電機の間軸の一部に突起をもうけ、これが床面から出した支柱の先端に付けたサーチコイルの磁束をきることによって起電力が生じ、これが1回転に1回の回転マークとしてオシログラフにはいるようにして、これからタービン回転数を求めた。

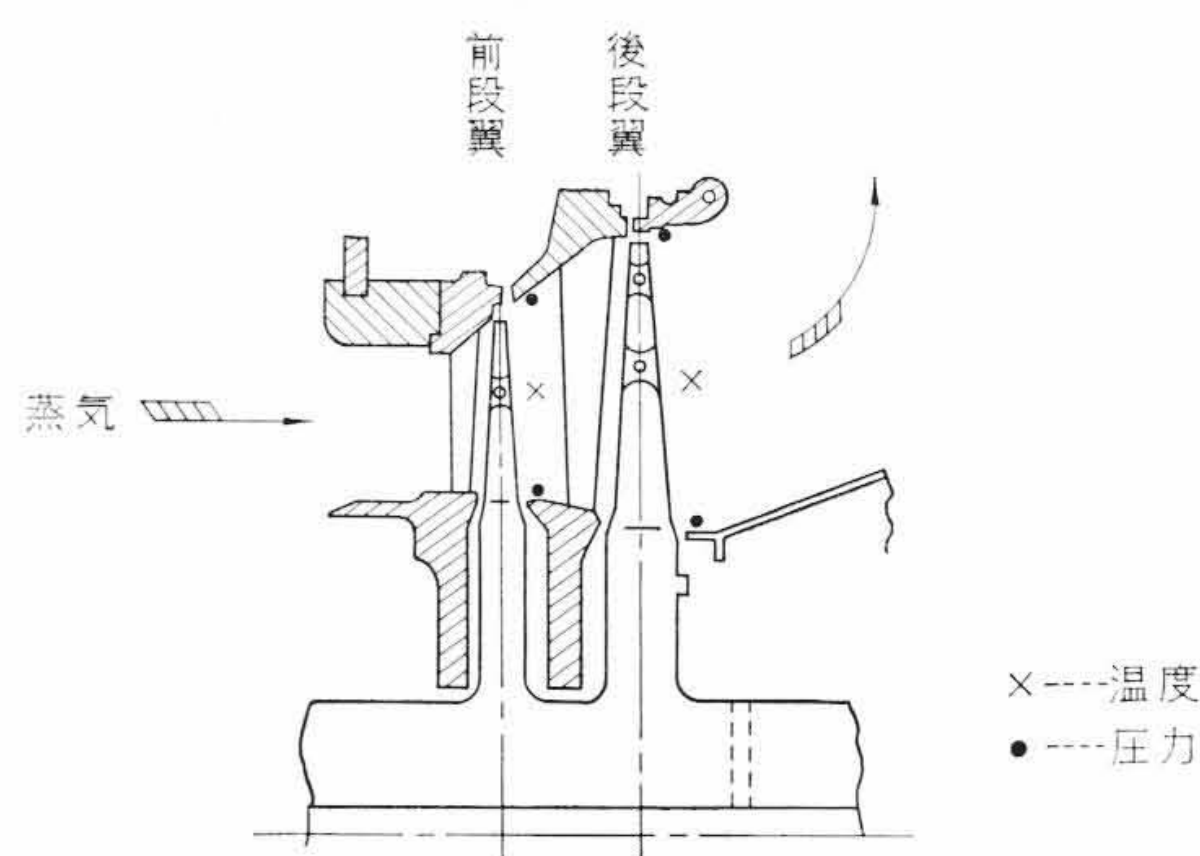
3.4 運転条件

タービン翼の翼振動数と回転数の関係をあらわす Campbell 線図を求める場合は回転軸をまわすに必要な比較的少ない蒸気流量で単にタービン回転数を上昇させる運転を行ない、このとき試作翼に生ずる振動応力を測定した。

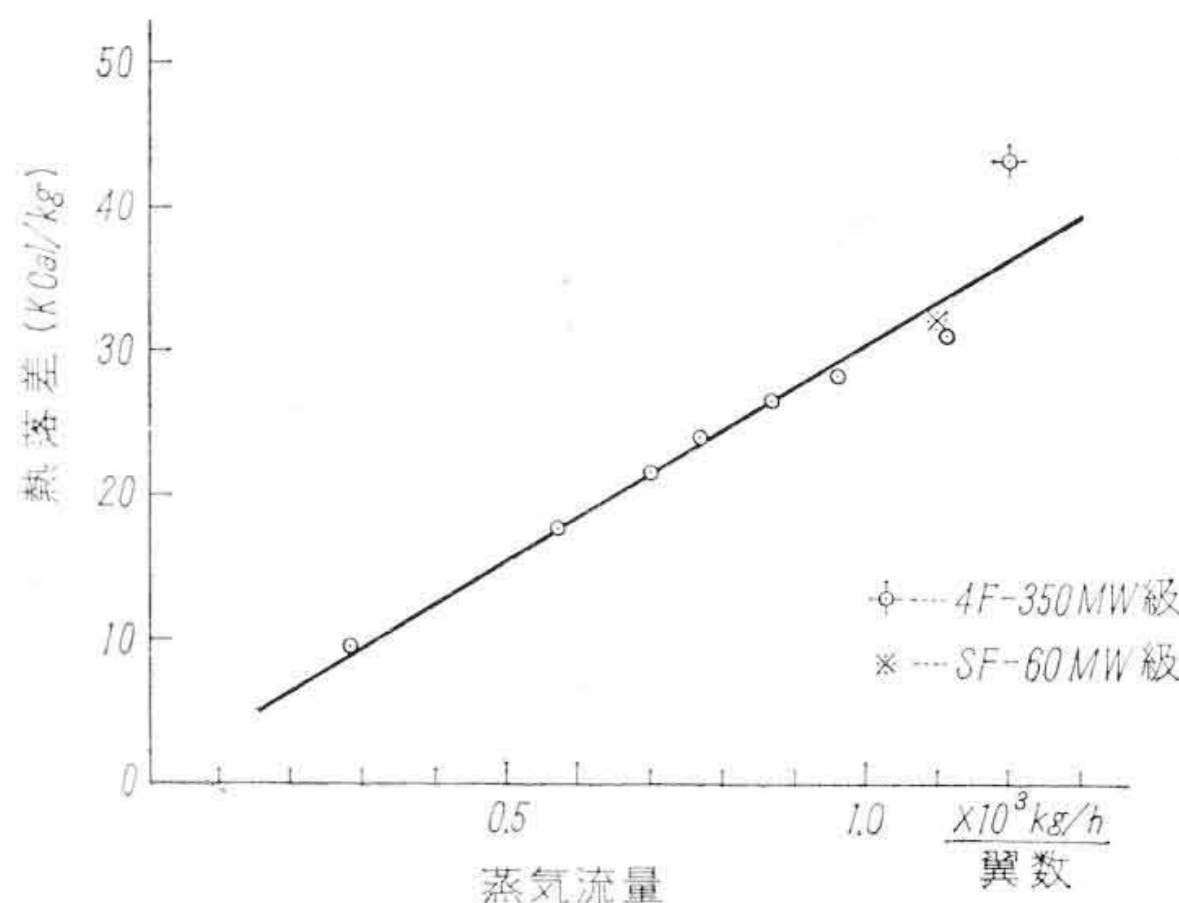
次に試作翼の共振点において、負荷による振動応力の変化を調べた。すなわち第8図のように後段落翼前後の温度および圧力を測定して蒸気 i-s 線図から熱落差を求め、蒸気流量を増加させて負荷を加えた。これらの関係は第9図のようになり、低圧タービン試験装置は、単位翼あたりの蒸気流量で比べると実機の 4F-350MW 級および SF-60MW 級と同程度の運転条件で試験したことになる。

4. 結果および検討

種々の試作翼について、タービン回転数を単に最高 62.3 c/s まで上げたさい、各翼の共振時に生ずる振動応力をひずみゲージで測定した。それらの代表的ひずみ波形のオシログラフは第10図に示すとおりである。これらはいずれも共振現象がはじまってひずみ振幅が最大となったときをもって共振点とみなして各振動モードと励振次数によってたとえば T_1-3 , $A_{e1}-5$ のようにあらわし、翼振動数およびタービン回転数を求めた。これを比較的ひずみ振幅の大きい翼付根部(第6図②)について、わかりやすく振動解析線図としてあらわすと第11図のようになる。ここに共振点における円の大きさは振動応力の全振幅を示す。なお



第8図 温度および圧力測定位置



第9図 試験装置の運転条件

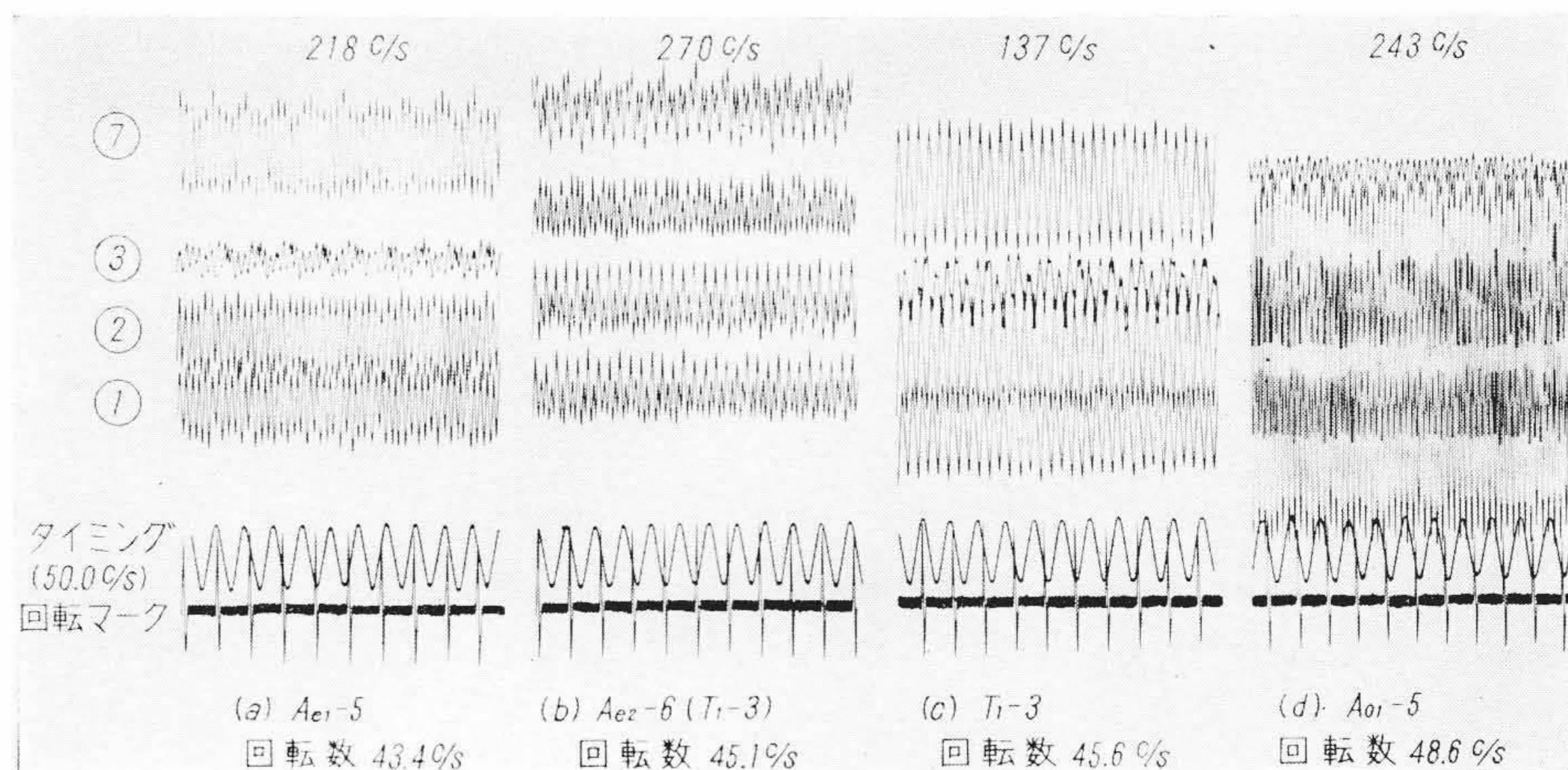
この振動応力を除いて共振点のみの翼振動数とタービン回転数の関係を示すものが Campbell 線図と称されてタービン翼設計の基本となるものである。

4.1 振動解析線図

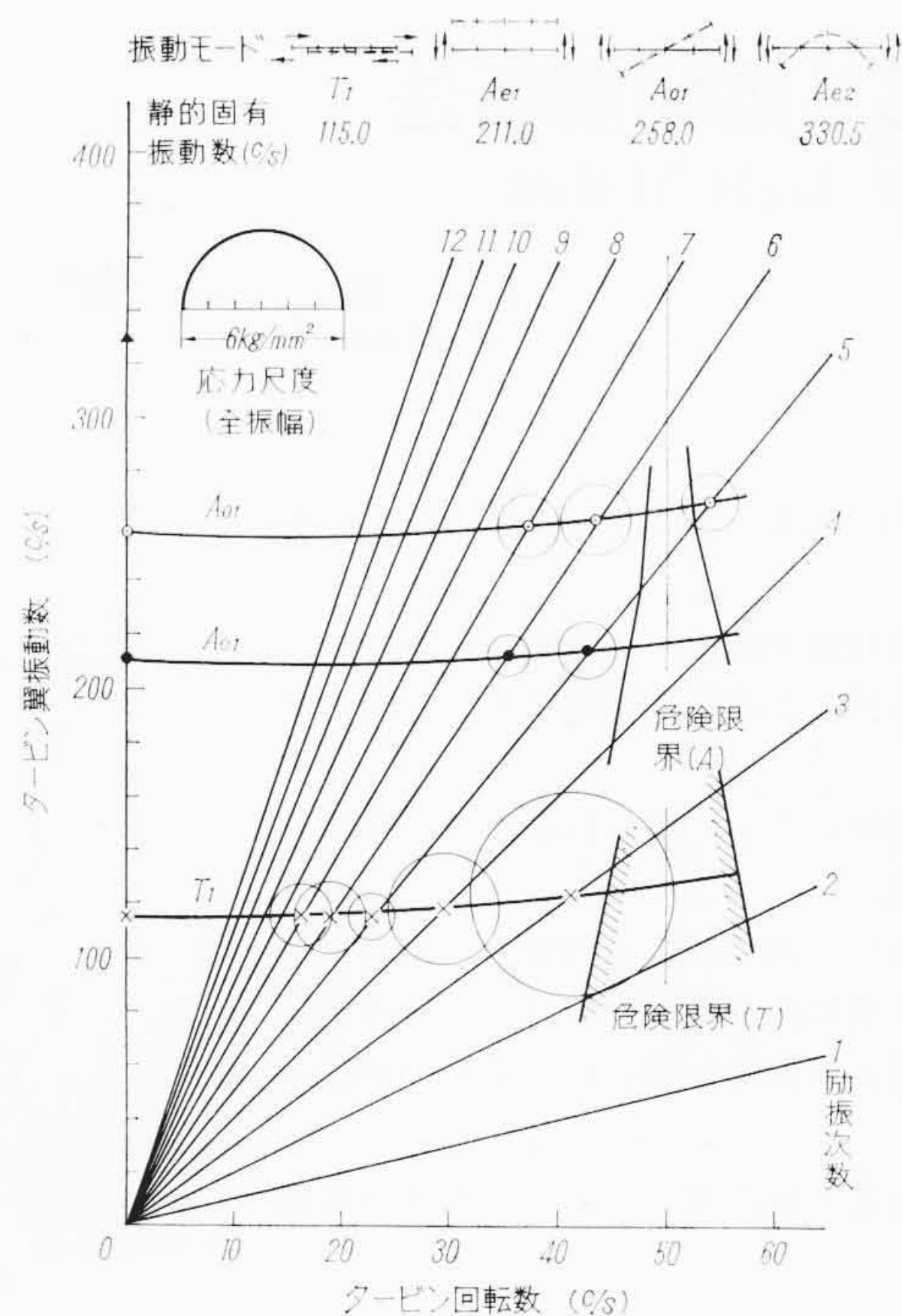
第11図において、タービン回転数の上昇にしたがって種々の静的固有振動数と回転に基づく励振との共振現象があらわれ、その共振振動数は遠心力によって翼の剛性が増して静的固有振動数よりも高くなる。また励振次数が高次から低次になるにつれて応力振幅は増大する傾向がある。

ここで注目すべきことは、円周および軸方向曲げ振動 T_1 および A_{e1} のほかに、翼群のねじり振動 A_{01} による振動応力がかなり大きいことである。このようなことは Campbell 線図からは求められないことで振動応力を測定してはじめて判明し、これによりいかなる共振点が翼強度設計上問題となるかが明らかになった。

タービン翼設計の基本方針はタービン運転回転数に対し、タービン翼の製作、取り付けなどの差異に基づく静的固有振動数のバラツキ範囲を考慮した運転危険限界があって、この範囲内に円周および



第10図 試作A翼の運転中における共振ひずみ波形



第11図 試作翼の振動解析線図

軸方向振動 (TおよびA) の共振点が存在しないようにすることである。

したがってタービン翼形状、バインド線、翼つづり数などの改良によって静的固有振動数を調整すれば第11図のように設計条件を十分満足するものが得られる。すなわちタービン回転数45.5～52.5 c/s の範囲にはまったく共振点が存在しないゆえ、47.0～51.0 c/s の低サイクル運転も可能であることがわかった。

4.2 振動モードと応力分布

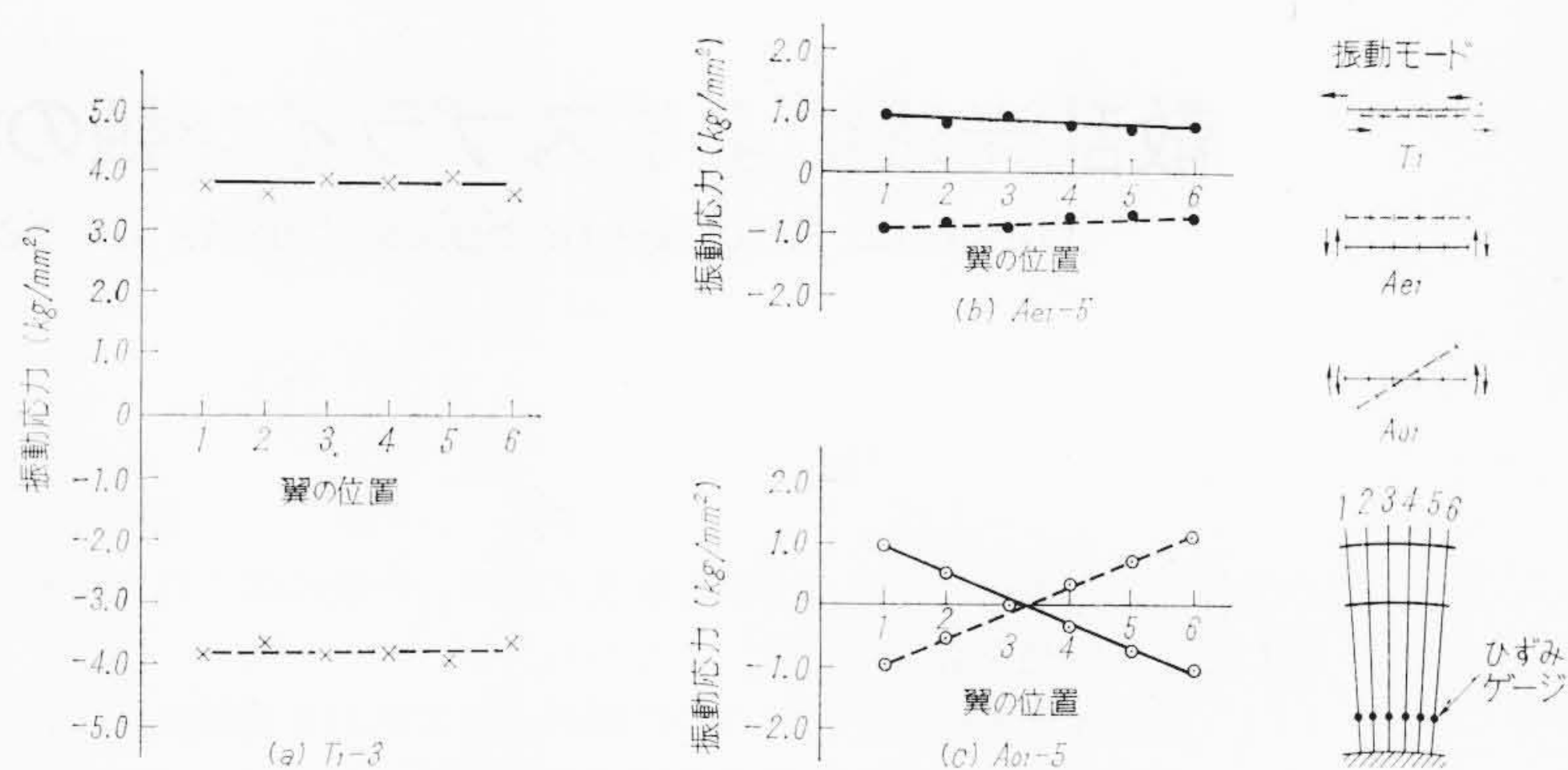
運転中の共振時における T_1 , A_{e1} , A_{o1} 各振動モードは各翼の振動応力を同時に測定して求めた第12図から、同図にも併記した静止時の振動モードとまったく同様な形態をなして振動していることがわかった。

次に各振動モードの共振時における翼半径方向応力分布は第13図のように求められる。 T_1 共振点の場合は内、外側バインド線部に翼全体の円周方向曲げ変形に逆らう曲げモーメントが作用して、①、②と③および④と⑤は互いに逆相となり、静的共振時と同様な傾向を示している。また A_{e1} , A_{o1} 共振点の場合はバインド線の影響があらわれずに先端自由の片持ばりにおける応力分布を呈している。

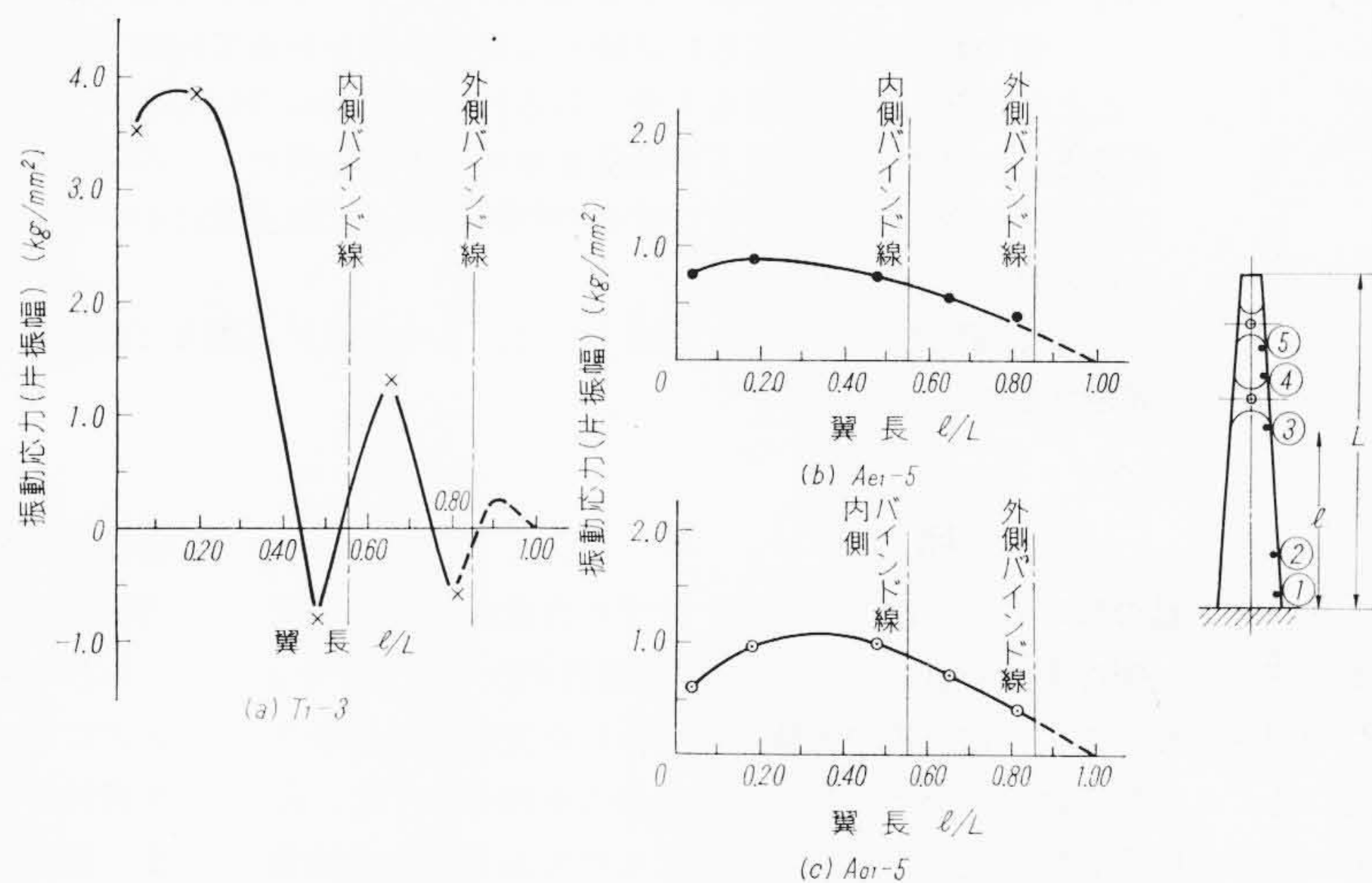
4.3 負荷による振動応力の変化

前述の振動応力測定は共振振動数から Campbell 線図を求めることが主目的であったため、試験装置における負荷、すなわち蒸気流量が比較的少なく熱落差も小さく、単にタービンを回転させるという運転条件で行なわれたものである。

一般に共振状態で負荷を増せば励振力が大きくなり、振動応力の振幅増大が予想される。これらを定量的に確かめるために50 c/sに近い各共振点において、負荷と最大振動応力の関係をは握し、合理的な強度設計資料が得られた。



第12図 共振時における翼群の振動モード



第13図 各種振動モードの共振時における翼半径方向応力分布

結局、タービンの運転保証回転数の範囲が決められると、この範囲で効率よく安全な運転が行なえるように、熱力学的性能と考え合わせて種々の静的固有振動数をもったタービン翼が計画設計される。これらを前述の実物大の低圧タービン試験装置に取り付けてタービン翼の振動応力を測定することによって、運転中の共振点を示す振動解析線図が求められ、運転保証範囲はもちろん、これに対する運転危険限界内に共振点が存在しないことを確認して、十分な強度をもつタービン翼が設計、製作されるわけである。

5. 結 言

実物大の低圧タービン試験装置を用い、実機と同様な運転条件でタービン翼に生ずる共振振動応力を測定して共振現象を明らかにした。従来、タービン翼は円周、軸方向曲げ振動を重要視して設計されていたが、今回の共振振動応力測定によってさらに翼群のねじり振動についても同様の配慮を要し、また負荷による最大振動応力の変化が判明し、タービン翼強度設計に必要な多くの資料が得られた。

終わりに本研究の遂行にあたり、有益な助言を賜った日立製作所本社玉木部長、日立工場綿森副工場長および日立研究所大内田主任研究員、また試験にさいし関係者各位から多大の援助と協力をいただき衷心より厚くお礼申しあげる。

参 考 文 献

- (1) 糸野：機学誌 64, 508, 694 (昭36-5)
- (2) 玉木：日立評論 45, 519 (昭38-3)