

大容量蒸気タービン用1,800rpm, 43in長翼の開発

Development of 1,800rpm 43in Blade for Large Steam Turbine

原子力発電プラント及び火力発電プラントの大容量化，コンパクト化，高性能化に寄与することを目標として，蒸気タービン用1,800rpm, 43in長翼を開発試作し，信頼性確認試験を実施した。この翼は排気面積が大きく，1,100～1,300MW級原子力タービン，1,000MW級火力タービンに適用することができ，経済性の高い発電プラントの製作が可能である。

この翼の信頼性確認のために，実物翼を用いた静止・回転状態で，翼連結構造をルース形タイワイヤとし，外タイワイヤは全周1リング構造，内タイワイヤは7，8枚の群翼構造として，各種試験を実施した。試験の結果，この翼は翼表面応力が実績のある従来の翼より低く，振動的にも十分な離調がなされており，強度，振動的に問題のない十分信頼性の高い翼であることが確認された。

黒田 倫夫* Kuroda Michio
山崎 義昭* Yamazaki Yoshiaki
名村 清* Namura Kiyoshi
滝 孝光** Taki Takamitsu
二宮 敏** Ninomiya Satoshi

1 緒 言

原子力発電は将来の主要な発電方法と考えられ，その単機容量の増加は世界の電力業界の主要な傾向である。原子力タービンでは，火力タービンに比較して入口蒸気の条件が低圧，低温になるため，一般に必要な蒸気体積流量が多い。このため，最終段長翼がいかんして大流量の蒸気を効率よく処理し，タービン全体をコンパクトなものにするかが各メーカー共に大きな課題になっている。

この開発翼は1,100～1,300MW級の原子力タービン，1,000MW級の火力タービンを目標としたものであり，我が国で最初の60Hz用大容量機の低回転長翼である。以下，この翼の試験に当たって行なった諸検討の概要，及びこの翼の特徴について述べる。

2 1,800rpm, 43in翼の適用機種

43in翼の主要仕様を表1に示す。現在，国内の1,500rpm用1,000MW級火力タービンに用いられている41in翼，及び1,800rpm用として43in翼に次ぐ長翼の38in翼の仕様も合わせて同表に示した。38in翼と比較すると，排気面積が約17%大きく，更に，41in翼よりも排気面積が大きい。すなわち，これらの長翼に比較して，排気面積に大きな余裕をもっており，それ

だけ出力が大きく，かつ性能の良いタービンの製作が可能である。

図1に，今回試験を行なった43in翼と38in翼を示す。43in

表1 43in翼の主要仕様の比較 43in翼の排気面積は，38in翼より約17%大きく，性能の良い高出力のタービンの製作が可能である。

項 目	43in翼	38in翼	41in翼
回 転 数(rpm)	1,800	1,800	1,500
翼 長(mm)	1,092.2	965.2	1,041.4
平均直径(mm)	3,352.8	3,238.5	3,505.2
排気面積(m ²)			
単流	11.50	9.82	11.46
2流	23.01	19.64	22.92
4流	46.01	39.28	45.84
6流	69.03	58.92	68.76

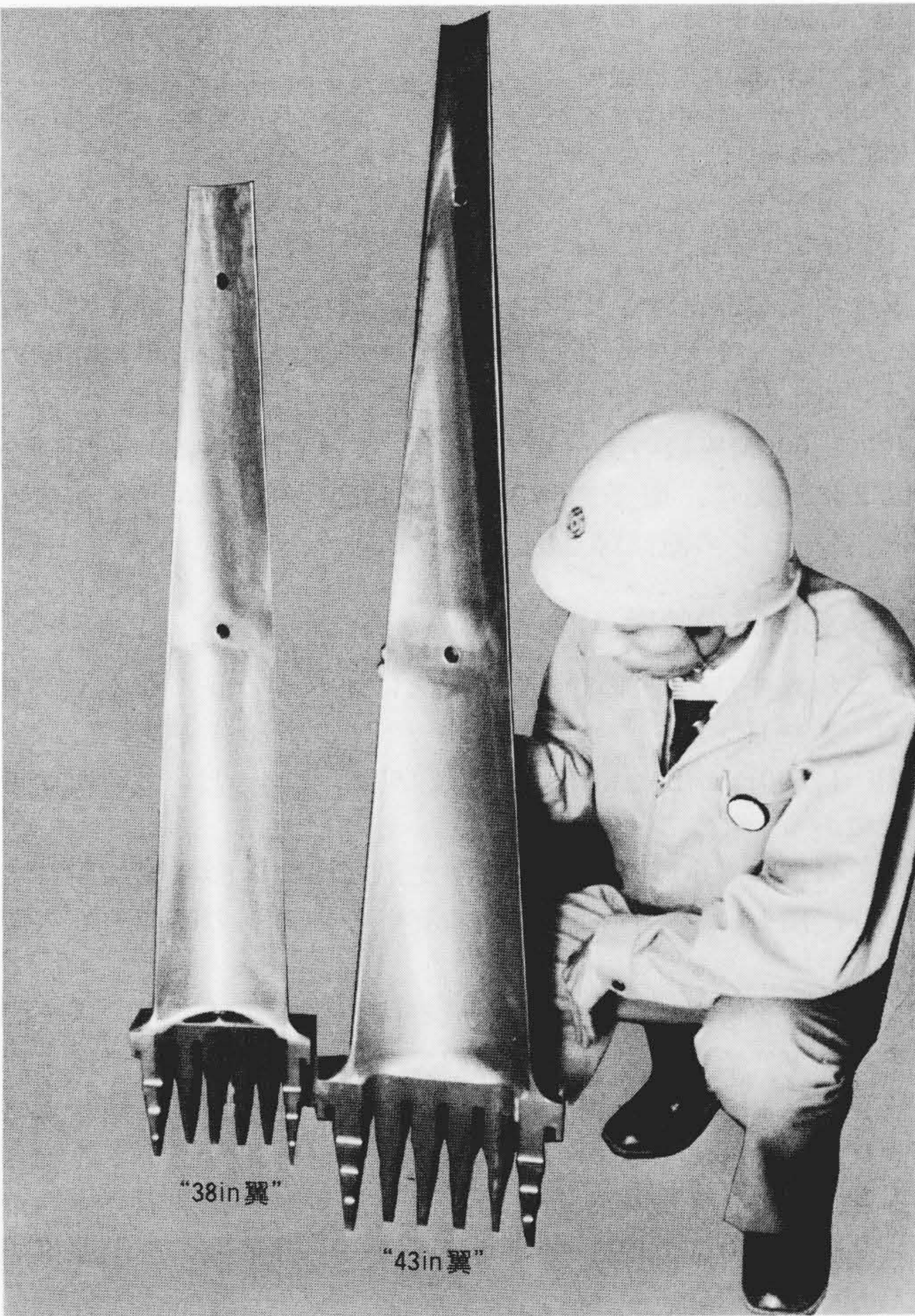
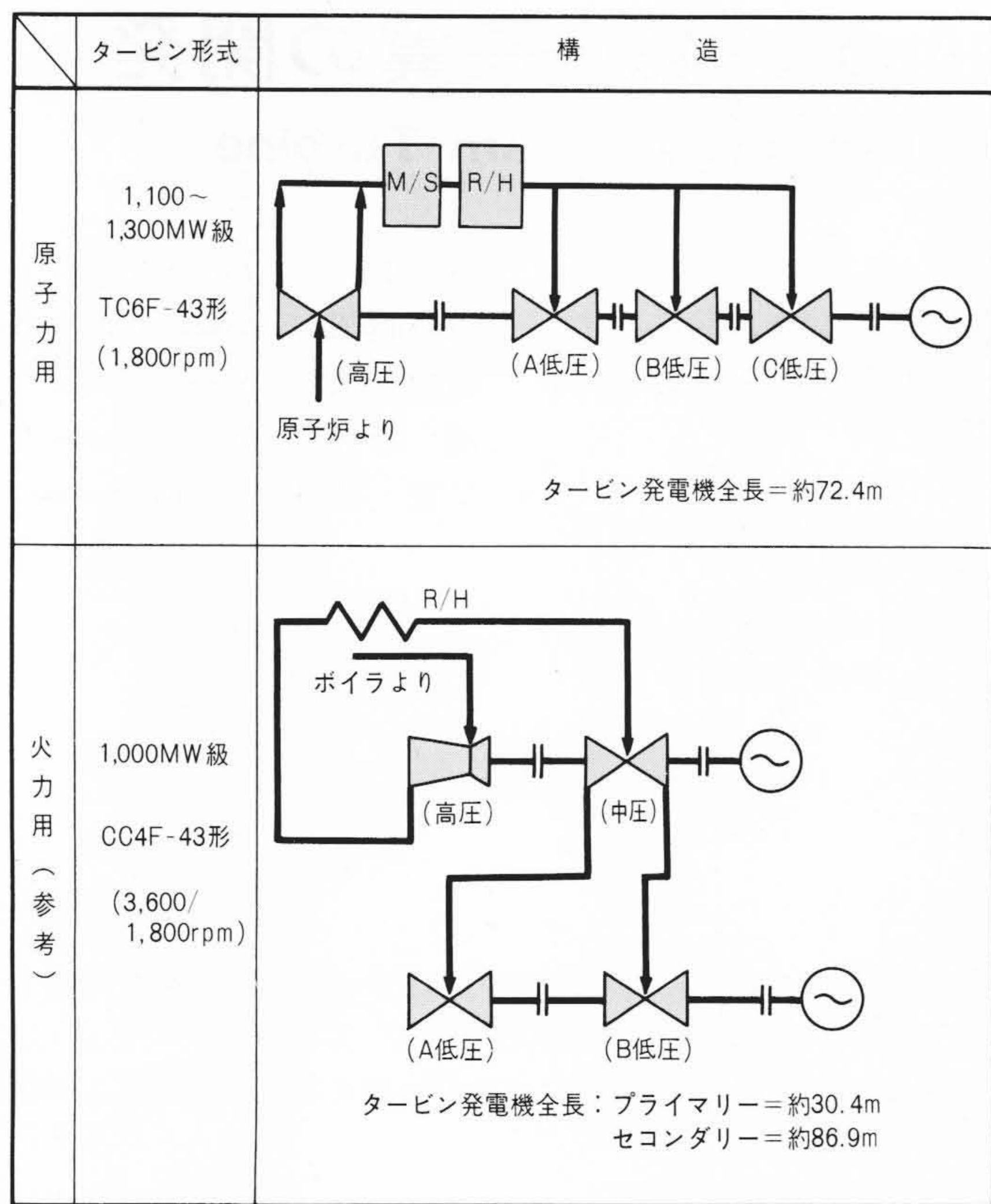


図1 43in翼及び38in翼の外観 43in翼は38in翼に比較し，約13%長く，ねじれも大きい。

* 日立製作所日立研究所 ** 日立製作所日立工場



注：M/S=湿分離器，R/H=再熱器

図2 43in翼適用機種例 43in翼の適用により60Hz用の高性能，コンパクトな1,100～1,300MW級原子力タービン，1,000MW級火力タービンの製作が可能である。

翼は翼長で38in翼より約13%長く，翼根元から先端までのねじれもかなり大きくなっている。この翼の適用は単に原子力タービンに限定されず，火力タービンにも適用が可能であり，共に1,000MW級のタービン用として適用できる。適用例を図2に，更に，原子力用TC6F-43形(タンデム形，排気6流)タービンの断面図を図3に示す。

3 43in翼の特徴

この翼の特徴を整理すると，次に述べるようになる。

- (1) タービンからの排気面積が大きく，熱効率が高い。
- (2) 1,800rpm用として，火力及び原子力タービンに適用が可能である。
- (3) 41in翼の良好な運転実績に支えられた翼形状を採用しており，優れた信頼性をもち，余裕のある出力範囲をもっている。

原子力タービンでの出力と最終段の排気面積との関係を図4に示す。この翼の経済範囲内での出力余裕は，実績機に比較し大きいことが分かる。また，このように排気面積が大きいため，タービン出口の排気エネルギーの損失を小さくできるとともに，熱効率を高くでき，6流排気タンデムコンパウンド機により，1,100～1,300MW級の大容量機の製作が可能である。

4 信頼性の確認

この翼は運転実績の豊富な翼形状を採用しているが，信頼性を確認するため，今回の試験では主として振動特性の確認を行なった。その中の主な検討項目をあげると，次に述べる

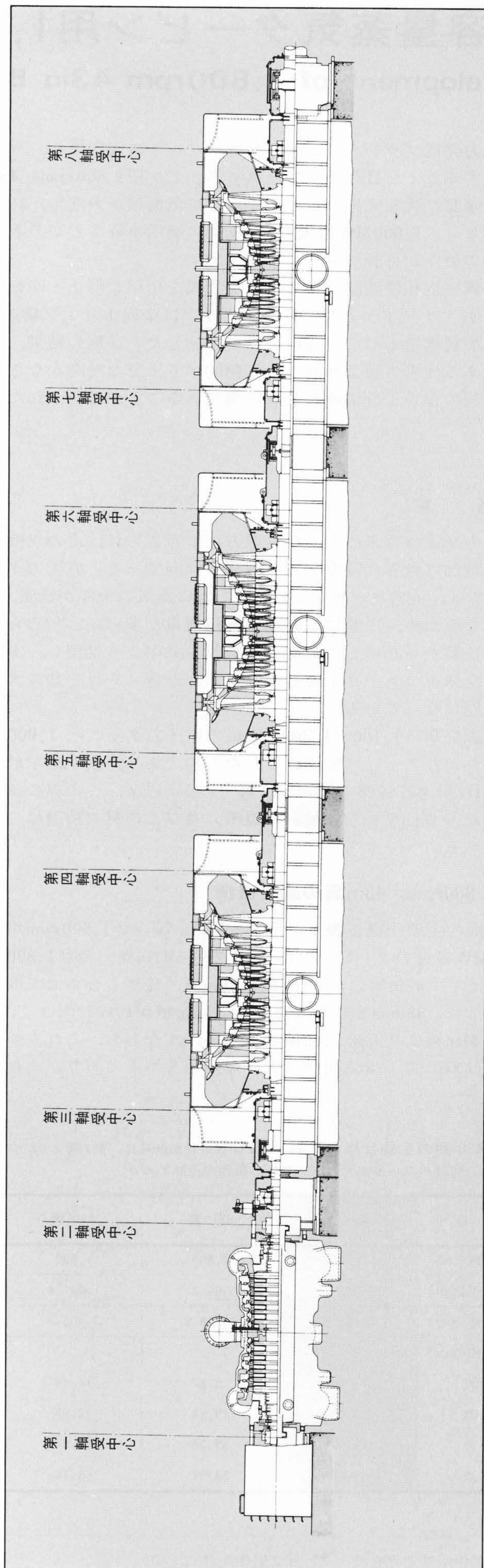


図3 原子力用1,800rpm，TC6F-43形タービン断面図 タービン全長約72mで，1,300MW級タービンが製作可能となる。

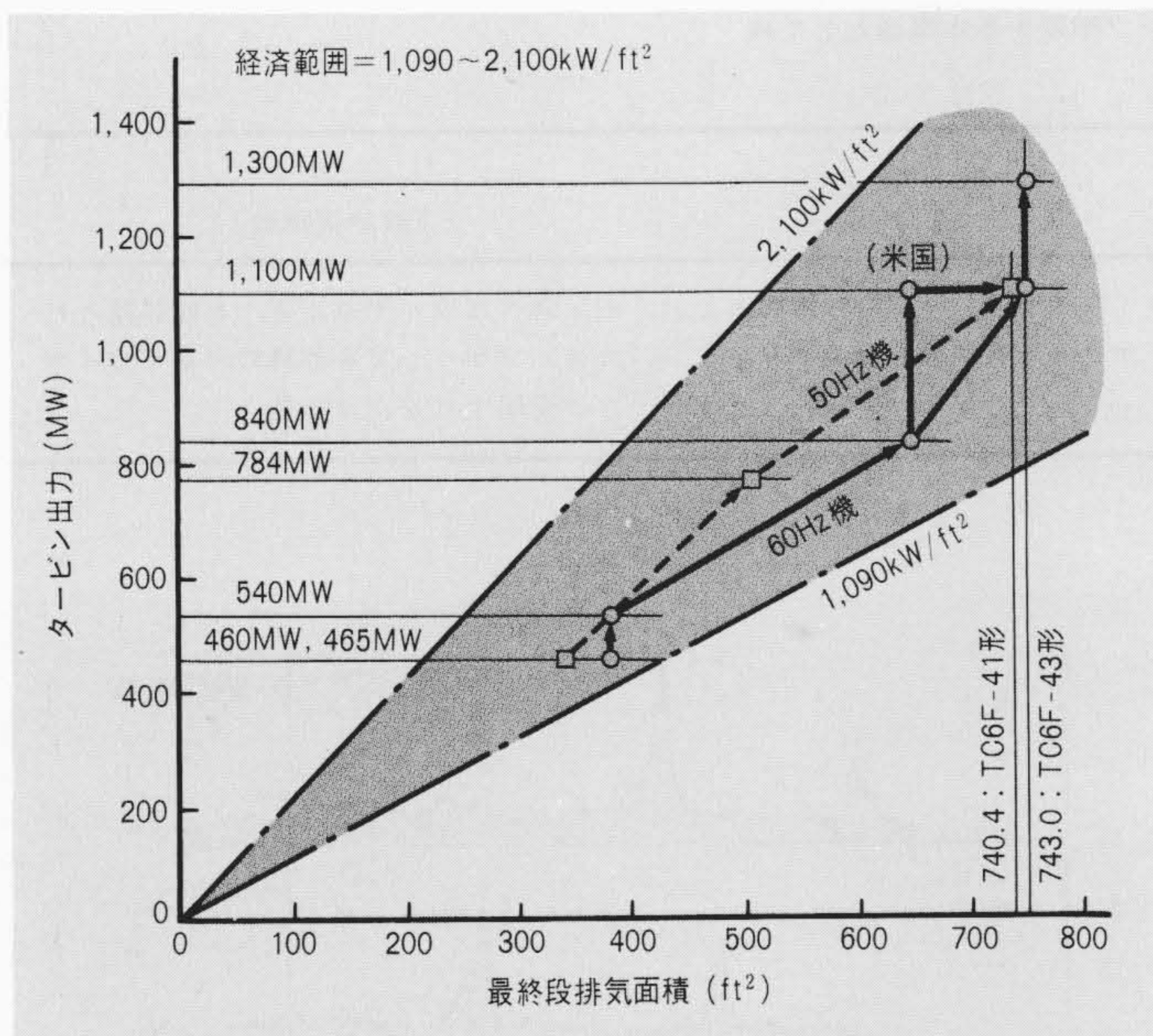


図4 原子力タービンの出力と最終段排気面積との関係 43in翼は他の翼に比較し、排気面積が大きく、出力的にも余裕があり、高性能タービンが製作できる。

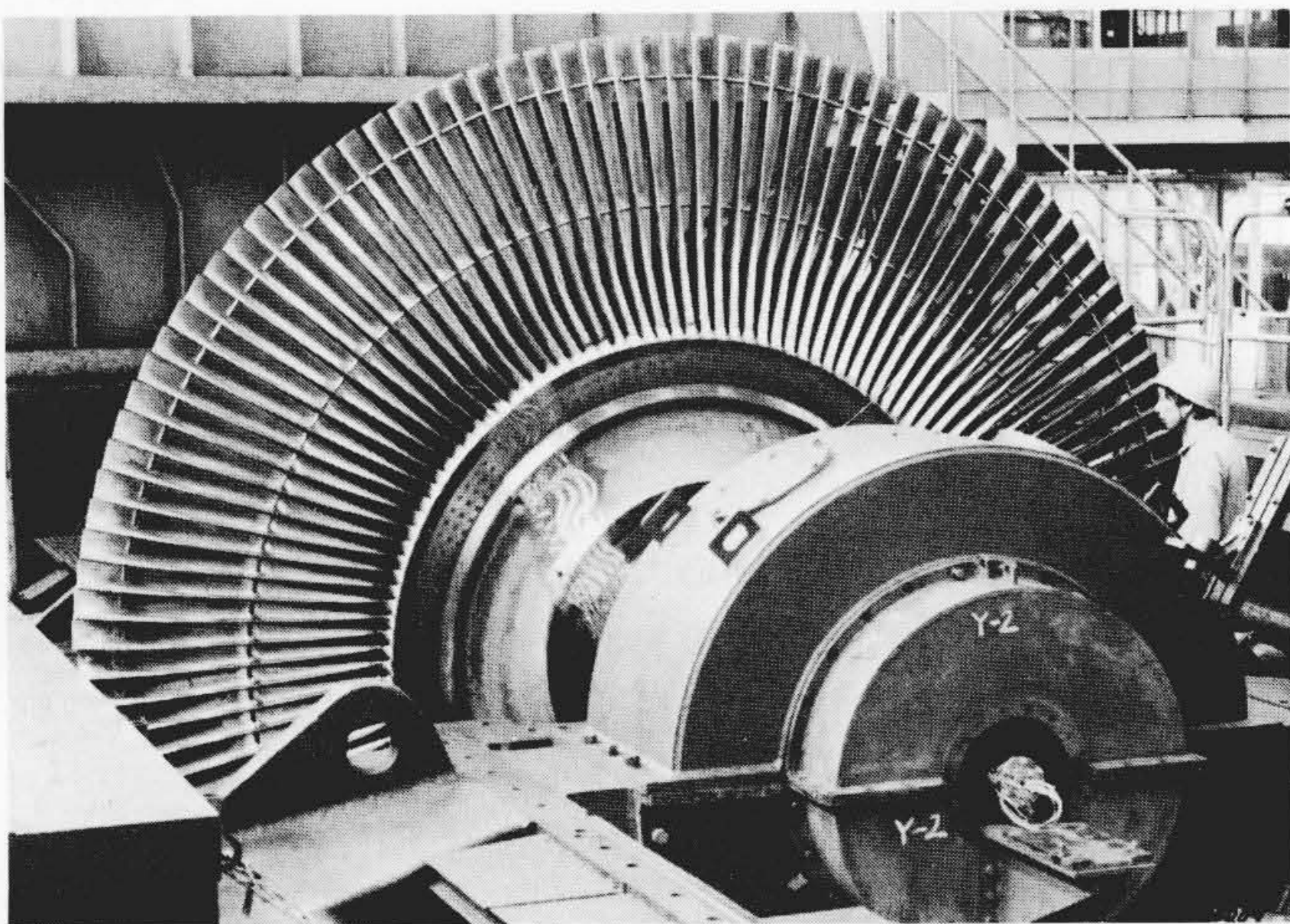


図5 実物翼回転試験ロータ 実物翼ロータを回転し、蒸気ノズルからの流れにより加振して、振動応力、静的応力などの測定を行なった。

ようになる。

(1) 静止状態における試験

単独翼、群翼の振動特性試験

(2) 回転状態における試験(蒸気噴射による加振)

(a) 翼表面の静的応力分布の確認

(b) 振動特性試験(0～2,160rpm)

(c) 過速及び耐久力試験

これらの試験は実物翼1リングと、これを加振するパシカルアーカ状の蒸気噴射ノズルを製作し、ホイールボックス内に図5に示すように設置して、回転試験によって行なった。この翼には、翼の平均直径付近及び外周付近に、内外2本のタイワイヤを取り付けてあり、図示のように、ひずみゲージにより翼表面応力を測定し、振動特性及び静的応力分布を確認した。以下、二、三の試験結果について述べる。

(1) 静的応力分布

長翼の定格回転中の応力は、遠心応力が大部分を占め、振

動応力が小さくなるので、特に静的応力の分布を的確に把握して十分に安全性を確認することが必要である。図6は、静的応力分布の計算値と実測値とを示したものである。背側の根元付近に最大応力を示す場所があるが、この値を1.0とし、無次元値で示してある。計算値と実測値とは比較的良く一致しており、また、最大応力値は実績のある1,800rpm、38in翼よりも約10%低い値を示していることから、応力的には十分信頼性の高い翼といえる。

(2) 回転振動試験

翼連結構造は、最終的に振動減衰効果が大きいと言われている内外2本のルースタイワイヤ構造とし¹⁾、外側は、最も振動応力が大きく危険な接線方向一次振動を防止する効果のある全周1リングのタイワイヤとした^{1),2)}。また、内タイワイヤは、7、8枚の群翼構造とした。次に、翼連結構造検討経過について述べる。

表2が翼連結構造検討ステップであり、図7がその試験結果の変化を示すものである。

検討ステップ(1)は、他の長翼の実績より、全周を4分割する群翼とする構造を出発点としたが、A₁が励振次数5次の危険範囲内に入った。また、A₂も危険範囲内にあった。(2)では、群翼の構成枚数を低下させ、A₁の低下を目標にしたがあまり低下しなかった。このような結果を逐次解析し、群翼化の方法及び各群翼を連結する全周1リング化の方法の翼振動特性に及ぼす影響を十分解明した後、(3)の最終構造を決定した。

これによって、図8に示すように振動特性が改善された信頼性の高い翼とすることができた。同図はこの翼のキャンベ

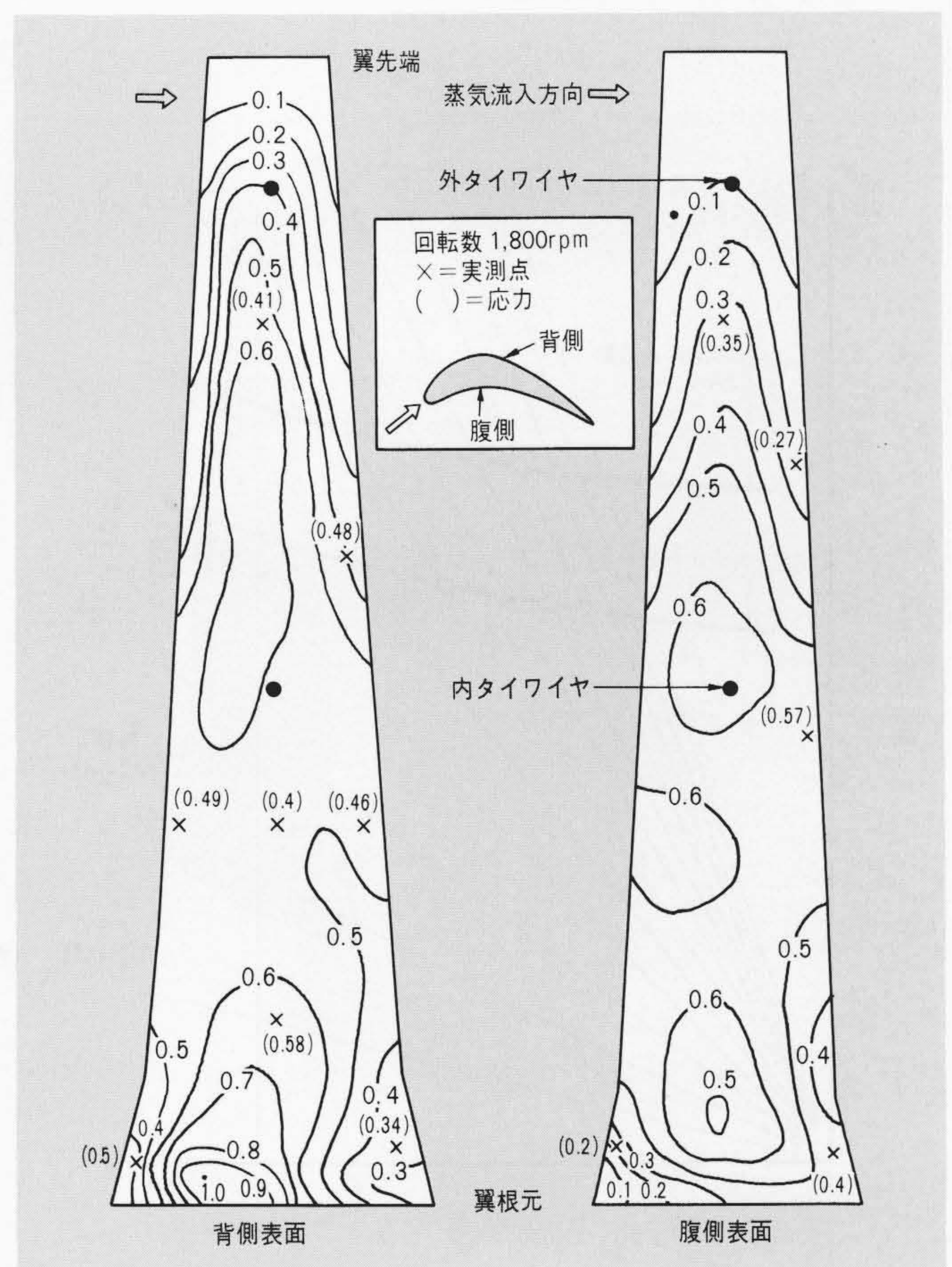


図6 翼表面の静的応力分布 最大応力を示す点は背側翼根元付近にある。応力値は実績のある38in翼より約10%低く、信頼性の高い翼といえる。

表2 翼連結構造の検討例 翼連結構造は、ルースタイワイヤで、全周リング構造を基本構造として検討した。

翼連結構造検討ステップ	(1)	(2)	(3) 〔最終翼構造〕
検 討 内 容	内・外タイワイヤ共、4分割群翼とした後、ソケットで各群翼を全周リングに連結。	内・外タイワイヤ共、7、8枚群翼とした後、ソケットで各群翼を全周リングに連結。	内・外タイワイヤ共、7、8枚群翼とした後、ソケットで各群翼の外タイワイヤだけ全周リングに連結。

注：内・外タイワイヤ共にルース形

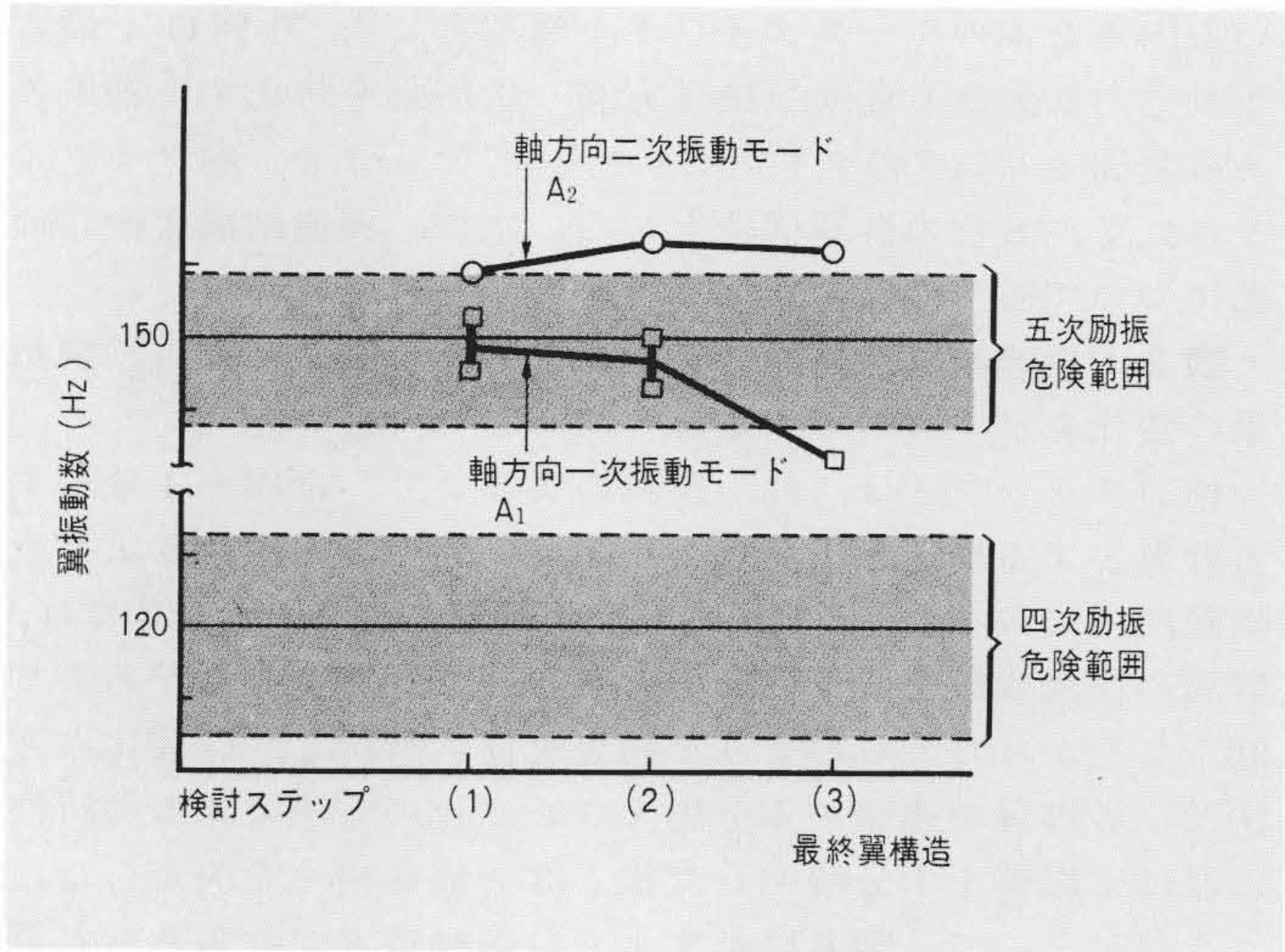


図7 各種翼連結構造に対する翼振動数の変化 翼の群翼化の方法、全周リング化の方法を変え、振動特性に及ぼす効果を明確にし、最終構造を決定した(図中括弧内の数字は表2参照)。

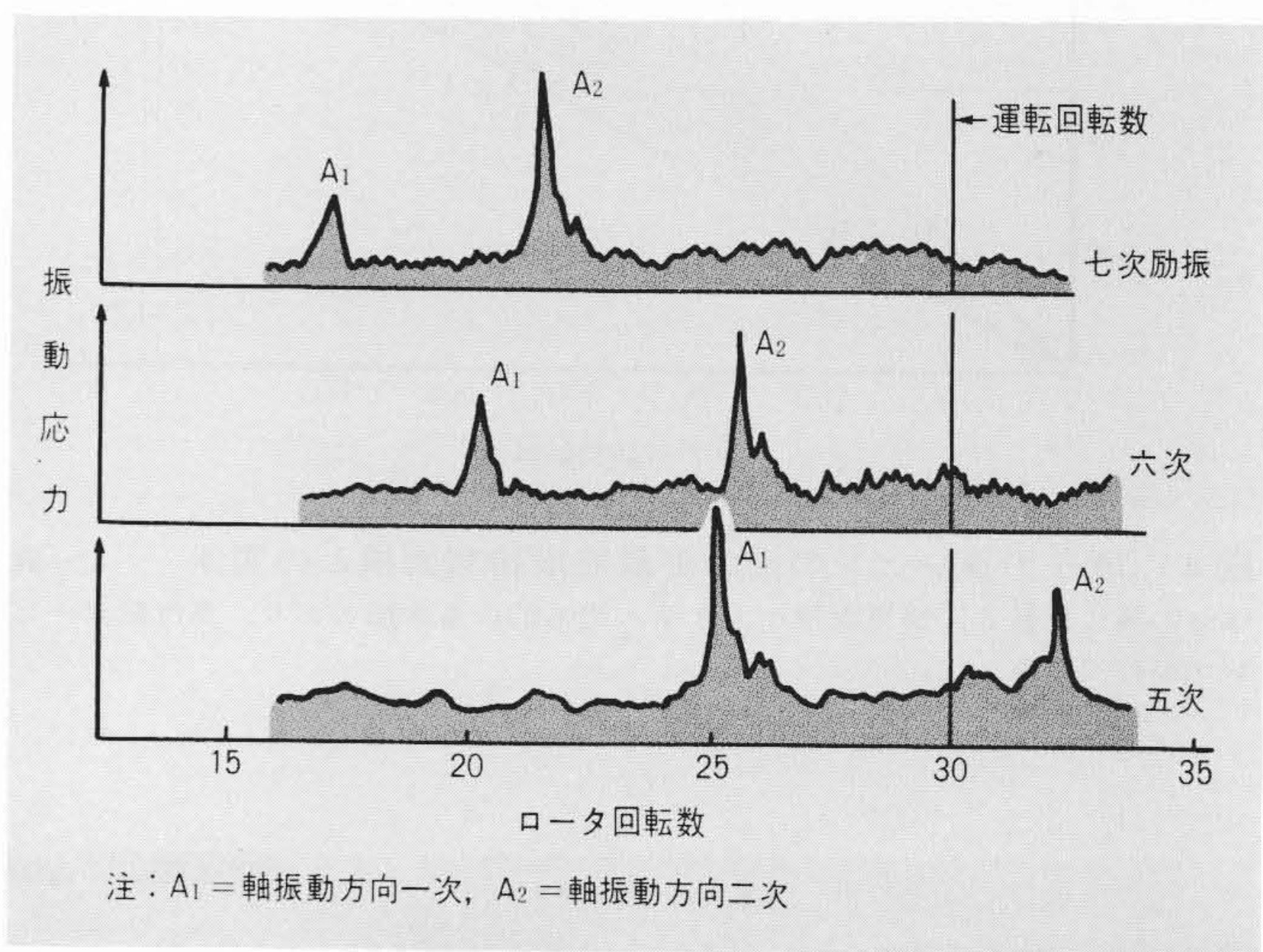


図9 振動応力測定例 振動応力は、ロータ運転回転数においてほとんど0であり、安全な運転が可能である。

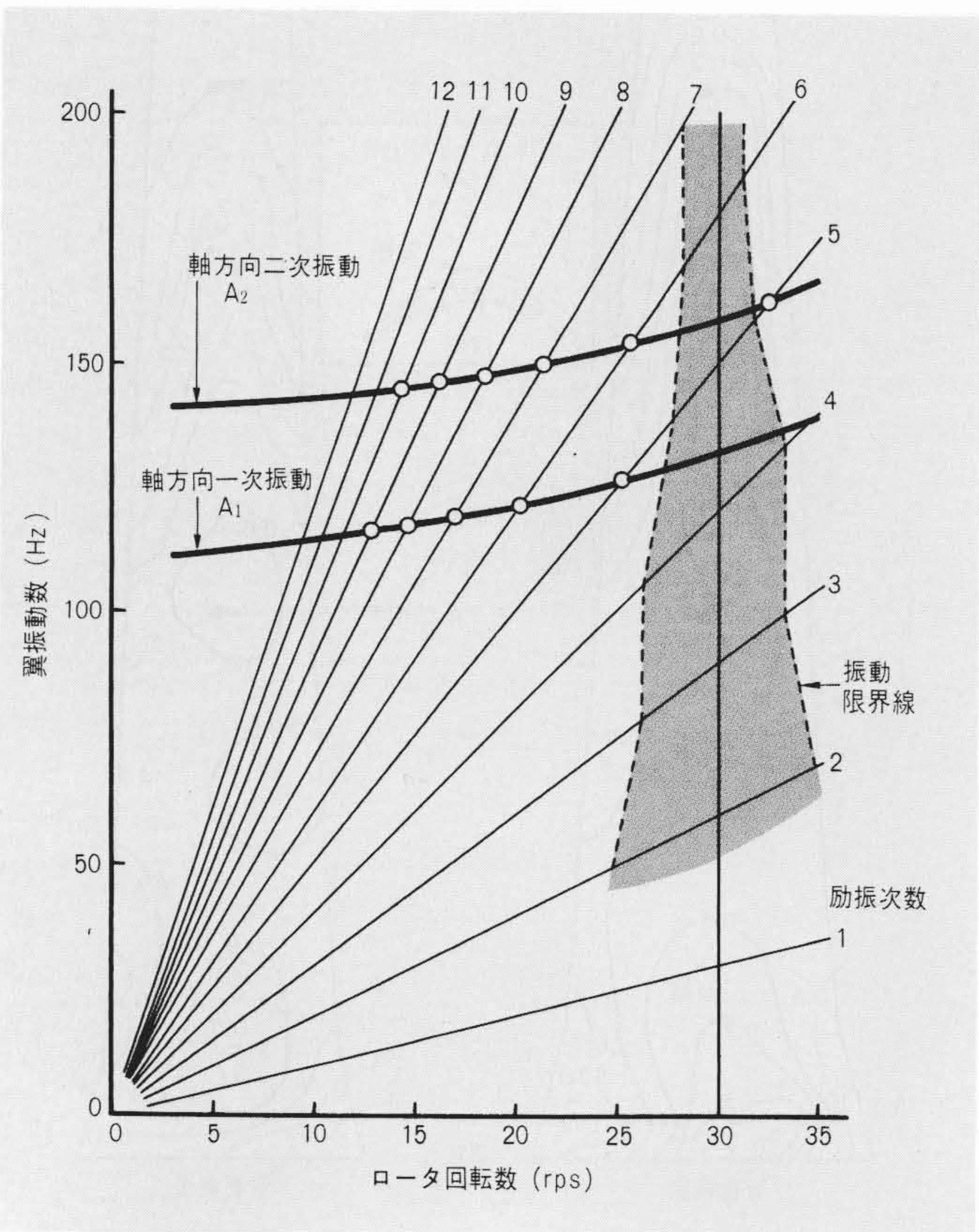


図8 キャンベル図 A₁、A₂モード共に十分な離調が行なわれており、運転上、信頼性の高い翼であることが確認された。

ル図であるが、運転回転数からの共振点の離調が十分に行なわれていることが分かる。

各励振次数線上での振動応力の測定例を示したものが図9である。これは蒸気噴流を用い、実機以上の励振力を生ずる条件で、振動応力の測定を行なった結果であり、A₁、A₂の両振動モードでの共振振動応力が測定されている。このように、運転回転数では振動応力はほとんど生ぜず、安全な運転ができることが分かる。

(3) 過速及び耐久力試験

この翼の試験ロータを用い、120%の過速度試験によって応力値が許容値以内であることを確認するとともに、蒸気噴流によって、翼に実機状態の約1.5倍の応力を発生させた状態で長時間の耐久力試験を行ない、翼が十分な強度をもつことを確認した。

5 結 言

蒸気タービン用1,800rpm、43in翼の開発試作及び信頼性確認試験を行なった。この翼は1,100～1,300MW級原子力タービン、1,000MW級火力タービンに用いることができる。試作に当たっては、実績のある翼形状を採用し、更にこれを信頼性の高いものとするため、振動特性の改善を図り、実物翼を用いた種々の静止及び回転試験を行ない、振動、強度的に十分な特性をもつ信頼性の高い翼であることを確認した。

参考文献

- 1) 二宮，藤田，黒田：タービン長翼の開発，日立評論，54，812～817（昭47-9）
- 2) 黒田ほか7名：蒸気タービン用3,000rpm、40in翼の開発，火力原子力発電，27，637～646（昭51-7）