

タービン長翼の開発

Development of Long Blades for Steam Turbine

Development of long blades for steam turbine is a vital factor in increasing unit capacity, and on this depends the development of reliable, high efficiency units. The long blades are required to withstand low cycle operation because of the particular electric power situation of Japan. To fulfil these requirements, we have developed various long blades based on the results of experimental and theoretical investigations.

In this article, the recent trends in blade construction, laws of similarity in blade development and considerations on blades to achieve high reliability and efficiency are introduced.

1 緒 言

蒸気タービンの大容量化への歴史は長翼開発の歴史でもある。すなわち、蒸気タービンに要求される2本の柱、それは、高効率と信頼性であろう。大容量蒸気タービンをコンパクトにし、高効率で信頼性の高いタービンを作るかぎり長翼がにぎっている。長翼の開発には種々の問題があり、ヨーロッパの文献⁽¹⁾にも示されているように、タービン事故のうち、動翼が占める割合は約60~70%にもなり、その多くは長翼の事故である。したがって長翼には種々の実験結果により開発された標準翼が用いられ、その実績が重視される。

以下に、大容量蒸気タービンの主要構成要素たる長翼の信頼性と効率の向上に関連した現在の技術水準の解説を試み、関係各位のご参考に供するとともに、ご批判を得たいと思う。

2 長翼の各種翼構造と開発例

表1は最近の日立タービン長翼とその結合方式を示したものである。

翼構造のうえで最近の長翼の特徴は、タイワイイヤが銀ろうにより翼と固定される構造から、ルースタイワイイヤに変わってきていていることである。しかも、それは長いルースタイワイイヤとして、全周を1リングにつづっている。また、3,600rpm, 33.5"翼のように、効率向上の面から先端にカバーを付ける翼

二宮 敏* Satoshi Ninomiya
藤田 功* Isao Fujita
黒田倫夫** Michio Kuroda

においては組立式カバーとして全周1リング構造にしたもの、さらに、カバーにより数枚の翼をつづりカバー間に振動抑制装置を付けて全周1リングにするものなど、最近の翼構造の特徴はルースタイワイイヤおよび全周1リング構造の2点が上げられる。

図1は振動抑制装置を取り付けて全周1リング構造にした翼列である（特許申請中）。

タイワイイヤをルースにすると次のような利点がある。

- (1) 翼からの大きなモーメントをタイワイイヤに作用させないこと（特に、長いねじれ翼では遠心力を受けるとねじれが戻ろうとする力が作用し、タイワイイヤと翼を固定していると、タイワイイヤに大きな曲げ応力が作用し、タイワイイヤが切断することがある）。
- (2) タイワイイヤと翼との摩擦によるダンピング効果により、振動応力を小さくする。
- (3) 銀ろう付時の熱影響による翼列の変形をなくする。
- (4) 銀ろう付によるタイワイイヤの疲労強度の低下を防止する。
- (5) 翼の組立、分解が容易である。

次に、全周1リング構造にする目的は、長翼の振動特性を簡単なものとして長翼の開発を容易にし、信頼性を向上することである。

表1 長翼とその結合方式 代表的な日立タービン長翼構造の特徴はルースタイワイイヤおよび全周1リング構造を多く採用していることである。

Table I Construction of Long Blade

タ イ プ		1	2	3	4	5
構 造	タ イ ワ イ ャ	ルーススリープ	内輪：ルース 外輪：ルース	外輪：ルース 内輪：溶接	溶接式タイワイイヤ	なし
	カ バ ー	ルースのかしめカバー	なし	なし	溶接式カバー	テノン、かしめカバー
特 徴	タ イ ワ イ ャ、カ バ ー による翼のつづり方	全周1リング	全周1リング	全周1リング (ただし内輪タイワイイヤは数枚つづり)	数枚つづり	振動抑制装置を 取り付け 全周1リング
	ダ ン ピ ン グ	大	中	中下	小	中下
振 動 モ ー ド*		A ₁ & Group Torsional	A ₁ のみ	A ₁ のみ	T ₁ , A ₁ , A ₂ , A ₃	A ₁ のみ
代 表 例		3,600rpm 33.5"翼	1,800rpm 38"翼 3,000rpm 3,600rpm 26"翼	3,600rpm 30"改造翼	3,000rpm 33.5"翼 3,600rpm 30"翼	3,000rpm 14.7"翼

注※ 振動モードは図2を参照、Group Torsionalモードは文献⁽²⁾参照

* 日立製作所日立工場 ** 日立製作所日立研究所

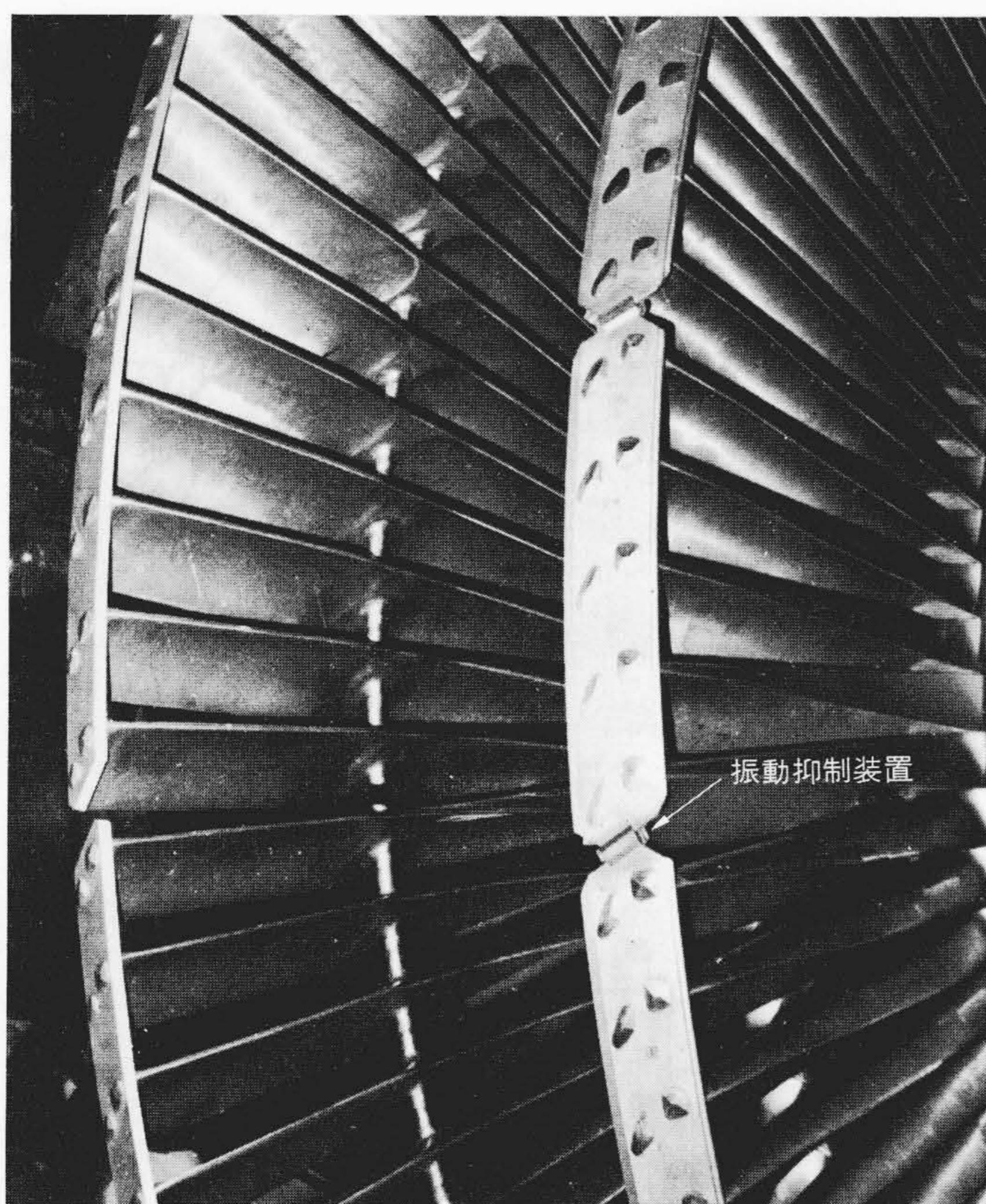


図1 振動抑制装置付の長翼 カバー間に振動抑制装置を取り付けて全周1リング構造にした長翼。

Fig. 1 Long Blades with Vibration Suppressors

3 振動特性

3.1 全周1リング構造の翼振動特性

カバーおよびタイワイヤにより数枚の翼をつづった翼群においては、図2に示すように多くの振動モードがあり⁽²⁾、これらのすべてのモードの共振点を図3キャンベル図に示すように運転サイクルから十分離さなければならない。このことが長翼の開発において、最も難しい問題であった。ところで、全周1リング構造にした場合、T₁モードおよびグループAxial振動であるA₂、A₃モードが消滅し、Wheel Axial振動としてのA₁モードだけが存在する。このことにより振動設計は非常に容易になり、信頼性が向上する。全周1リング構造にする主目的はここにある。

全周1リングにした場合、グループ振動であるA₂、A₃が消えることは明らかであるが、T₁モードが消滅する理由は次のとおりである。励振力は図4に示すように、フーリエ級数に分析され回転数の整数倍の正弦波形状をしており、正負の力が交互に作用する。しかし、T₁モードは同方向に振動するモードであり、全周1リング構造の場合、正負それぞれの力を受ける部分が相互で相殺してしまい共振状態にならないのである。

翼は回転中遠心力により伸びるので、円周方向にカバー、タイワイヤなどにより1リングに完全に固定するわけにはいかない。したがって、必ず円周方向の伸びを許容できるように、ルースな連結となりダンピング効果が増し、振動応力を小さくすることができる利点もある。従来の多くの翼群からなる翼ではそれぞれの翼群の振動数にはらつきがあったが、これを1リングにすると振動数が平均化さればらつきも少なくなる利点もある。

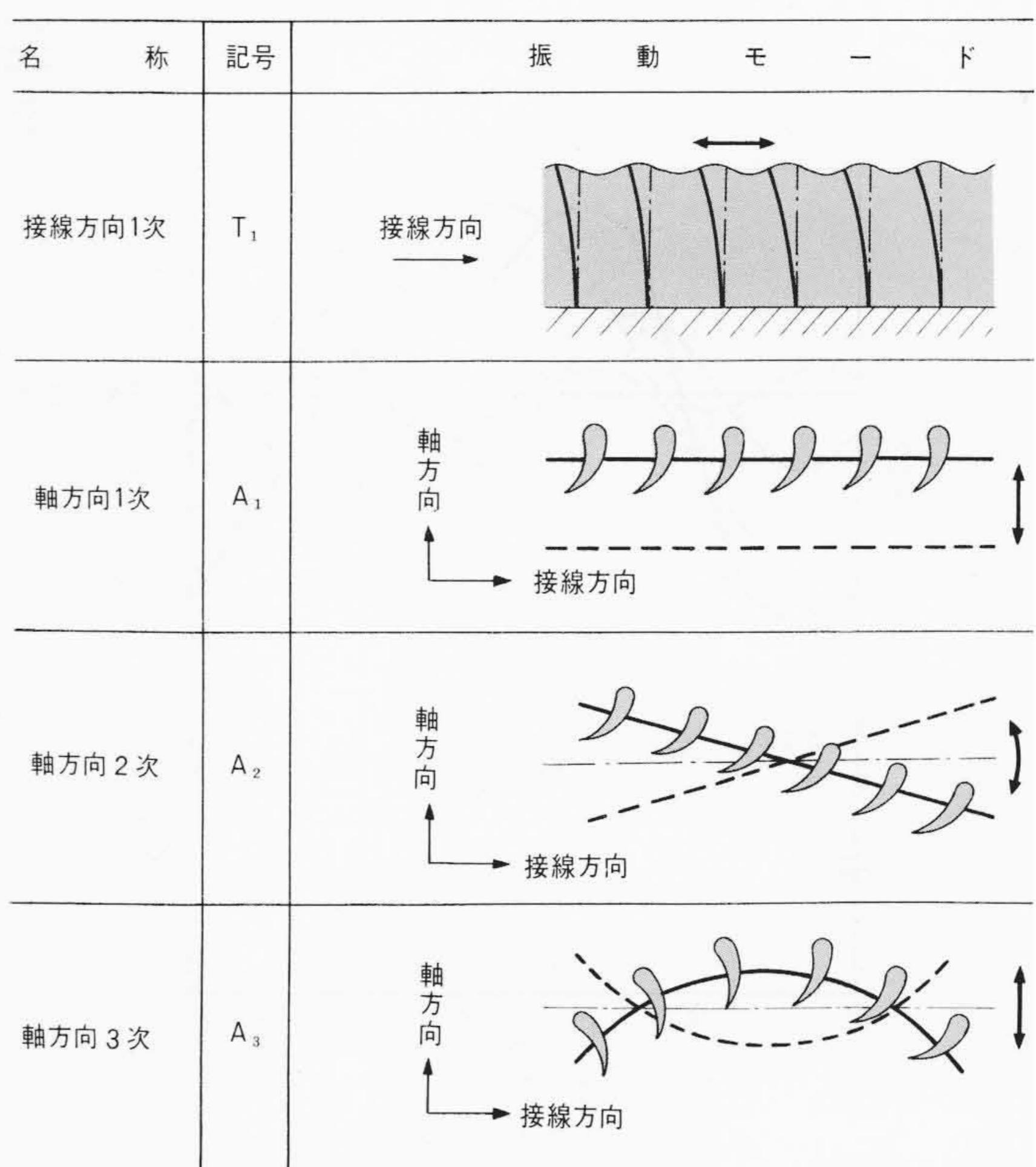


図2 タービン長翼の振動モード 数枚の翼をタイワイヤ、カバーなどでつづった翼群には多くの振動モードがある。

Fig. 2 Vibration Modes of Long Blades

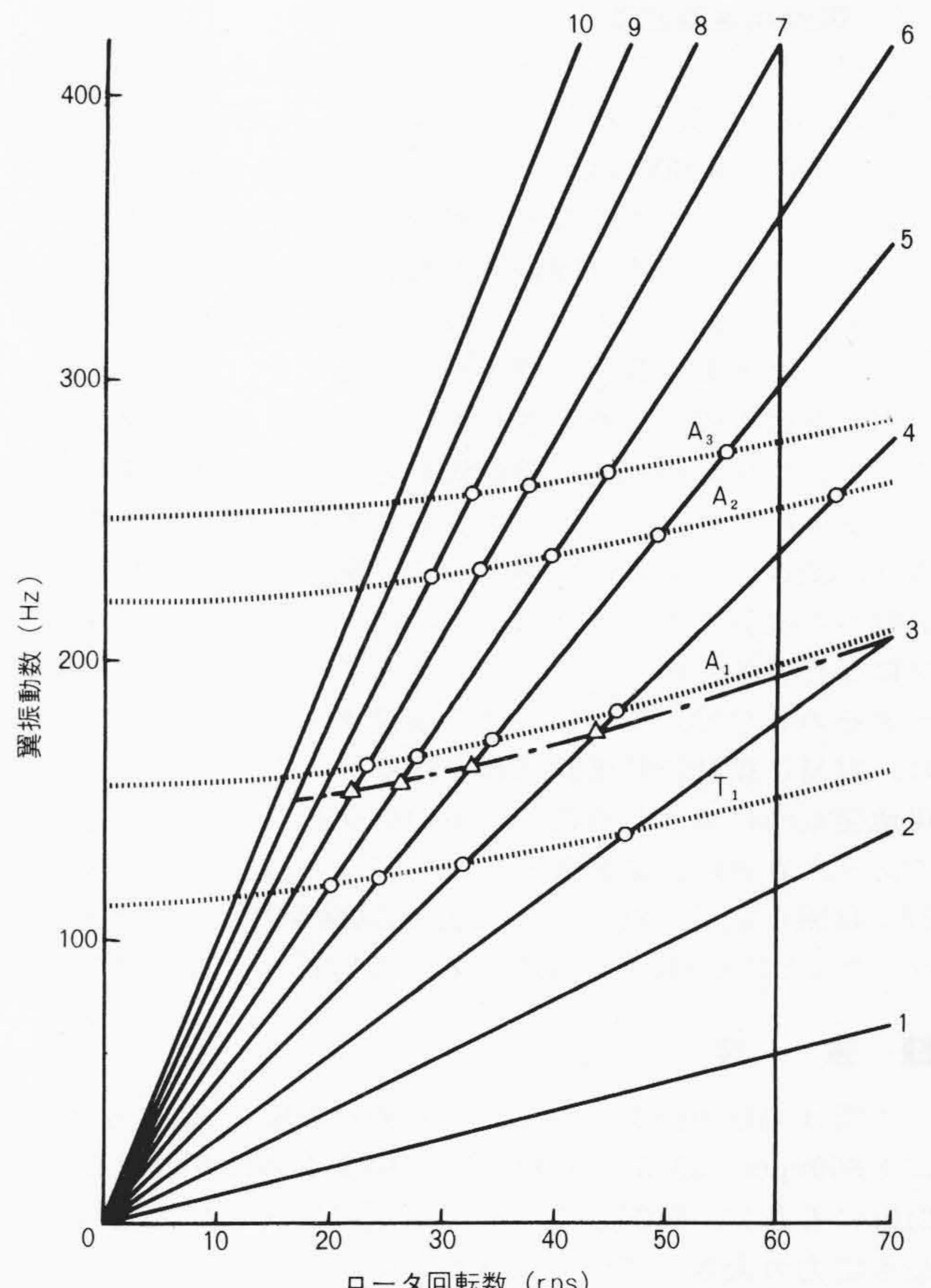


図3 長翼のキャンベル図 群翼には多くの振動モードがあり、すべての共振点を運転サイクルから十分離す長翼の振動設計は容易でない。しかし、全周1リング構造にすると1つの振動モードだけになり振動設計が容易になる。

Fig. 3 Campbell Diagram for Long Blades

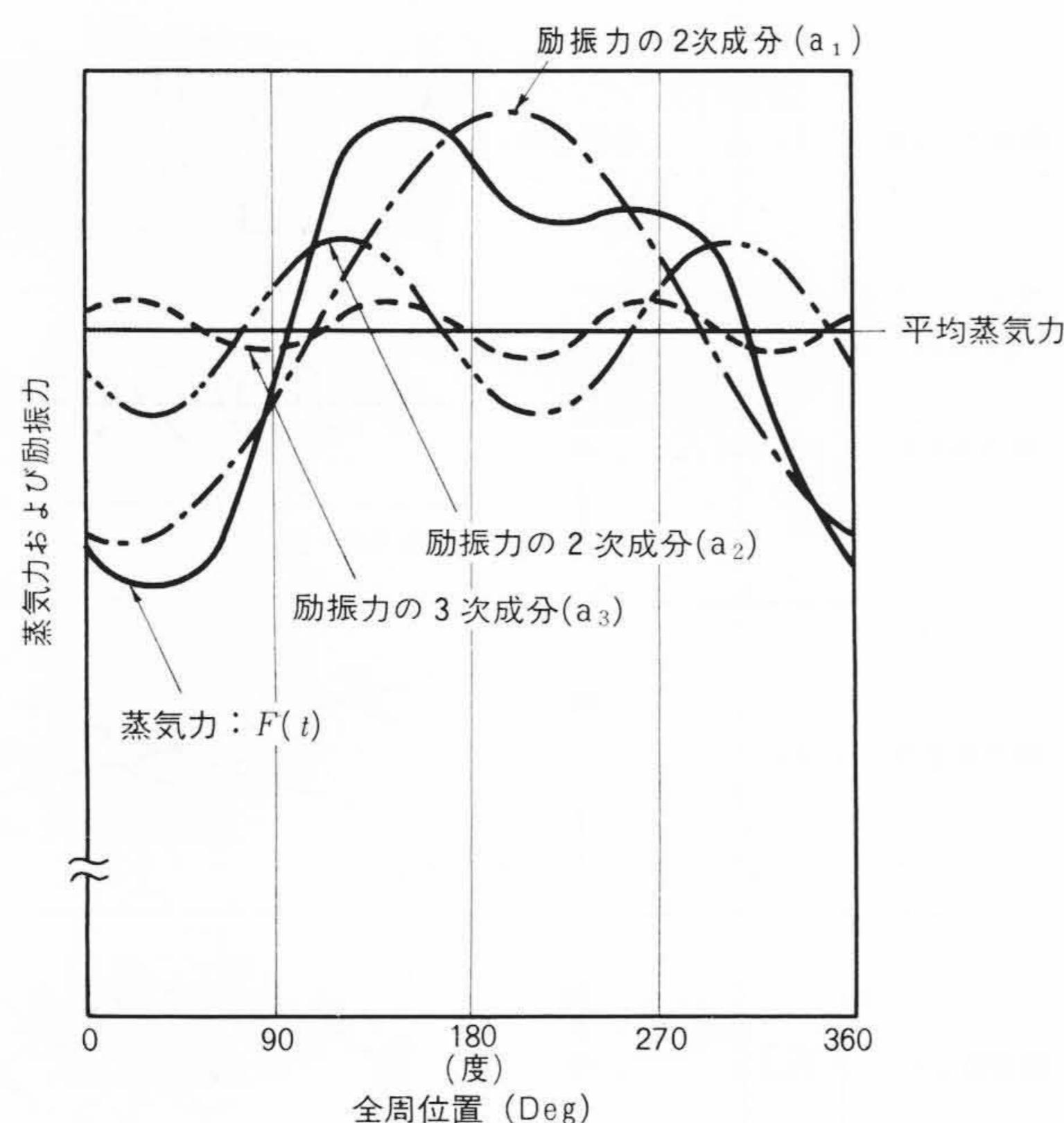


図4 長翼の励振力 変動する力がなければ物は振動しない。蒸気力には回転数の整数倍のcosine形状をした励振力がある。

Fig. 4 Exciting Forces of Long Blade

3.2 振動特性確認法

長翼の開発において、ロータの高速回転中の振動数および振動応力の測定は不可欠な問題である。しかし、これの問題点は3,000~20,000Gもの遠心加速度場での測定であり、ストレンジージ、リード線などの断線が問題となる。また、従来のスリップリング法（回転体と静止体間の信号をスリップリングを通して行なう方法）では試験Wheelを必要とし、テストのために多大な費用と期間を必要とした。しかし、最近、この分野にも盛んに導入されているのがテレメータシステムである。これは回転体（発信側）と静止体（受信側）間の信号の受け渡しを、ワイヤレスとしてFM電波を用いる方法であり、図5に示す要領で測定する。図5のバッテリによる発信器への電気の供給を高周波電源によるインダクションタイプにした方法も用いており、これらの方によれば、実機ロータそのもので、工場における高速ダイナミックバランス時に、容易に振動特性確認試験を行なうことができる。また、現地発電所における負荷運転中の長翼振動応力の測定も可能であり、さきに、某発電所においてこの機会を与えられ、順調に試験を完了した。これら、振動試験が容易にできるようになったことにより長翼の振動に対する信頼性は著しく向上した。

4 強度

長翼は回転半径が大きく、遠心力が非常に大きい。たとえば3,600rpm、33.5°の長翼では羽根1本あたりの遠心力が約210tにも及び、翼部およびその固定部はタービンにおいて最も応力の大きい部分になっている。したがって、その強度については十分な考慮を払わなければならない。翼に作用する応力としては静的な応力、振動応力などが考えられるが、以下にそれらの応力をどのように検討し、実際のタービンにおける強度的な安全性を保っているかについて述べる。

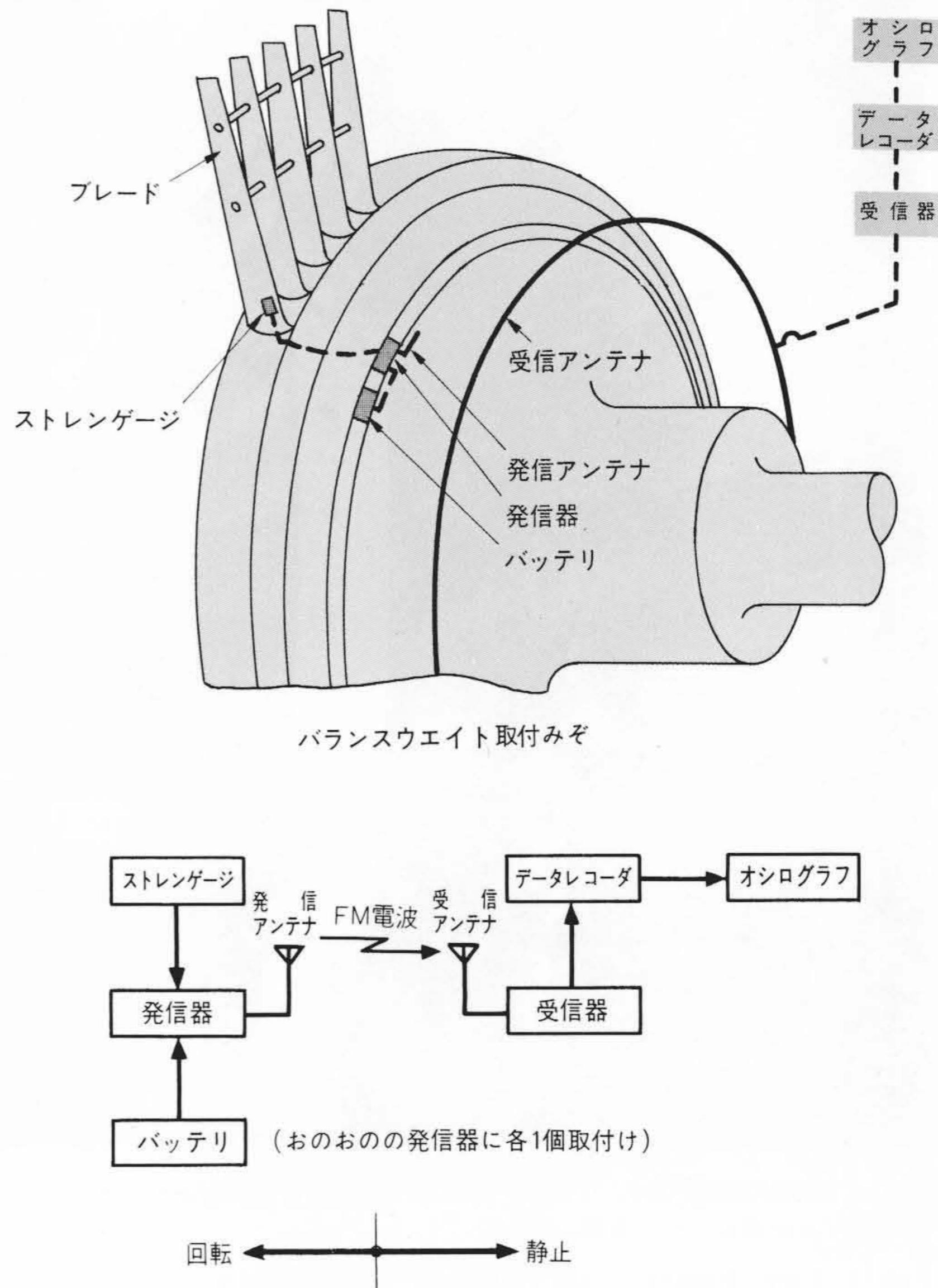


図5 テレメータによるタービン動翼振動応力測定要領
テレメータを使って実機で振動測定ができる。

Fig. 5 Telemetering System for Measuring Vibration Stress

4.1 静的応力

ここでいう静的応力は回転状態において常に一定の値として翼に作用している応力である。すなわち、遠心力によって翼の各断面および翼固定部に生ずる応力、長翼のようなねじれの大きい翼において生ずる遠心力によるねじれを戻す力による応力などである。

遠心力によって翼部に生ずる応力は計算によって簡単に求めることができるが、応力が非常に大きくなり、現在得られる材料では、リミットデザインに近い設計が要求されている。このようなことから、最も効果的な強度設計が必要であり、翼根元部から先端部まで一様には許容応力に等しい応力分布をもつ翼形状とすること、翼部重量を減らし、翼固定部の負担をできるだけ軽くすることなどが必要である。

このような平均的な遠心応力のほかに、遠心力による翼のねじれを戻す力による応力がある。これは図6に示すように、翼の各部に働く遠心力によって、熱力学的な条件によって翼がねじれている方向と逆の方向にねじれが生ずるもの(Untwist)である。このねじれにより、翼に完全に固定した構造のタイワイヤに大きな応力を生ずることがあり、しばしばタイワイヤ事故の原因となっている。この応力はあらかじめ設計時点で十分な検討を行ない、問題あるものについては、タイワイヤの翼に対する完全固定をやめ、ルースな構造にし無理な応力がタイワイヤにかかるのを避ける方法がとられる。これは非常に有効な対策であり、実機においても良好な運転実績が得られている。

ダブティル部においては翼全体の遠心力がかかるため、非

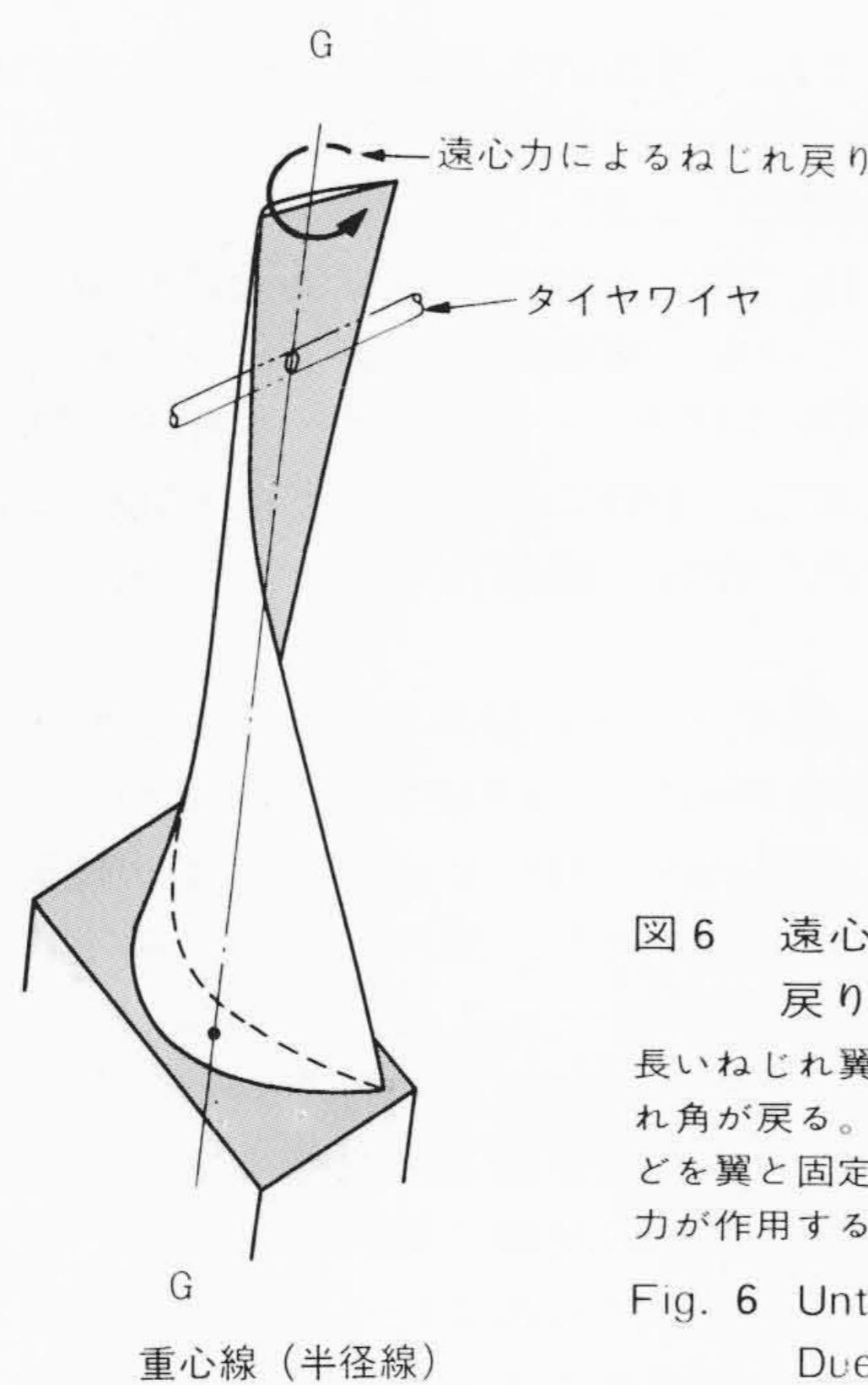


図 6 遠心力によるねじれ角の戻り (Untwist)

長いねじれ翼では遠心力が働くとねじれ角が戻る。(Untwist) タイワイヤなどを翼と固定していると大きな曲げ応力が作用する。

Fig. 6 Untwist of Blade Profile Due to Centrifugal Force

常に大きな応力が生ずる。したがって、形状の複雑さもあり、形状の決定が非常に重要な問題になる。この形状決定にあたっては、有限要素法を用いた計算、光弾性試験、実物大モデルの引張り破壊テストなど、なん段階にもわたる接線方向、半径方向応力分布の詳細検討、応力集中状況の検討を経て最終的な形状が決定される。

以上のように長翼の静的な強度は、翼自体の遠心力による平均応力の増大に対する考慮はもちろんのこと、翼自体がねじれた部分をもつために生ずる遠心力によるねじれ、翼とタイワイヤのバランスなど全体的な関係を考えなければならぬ。

4.2 振動応力

実際のタービン翼が破損する場合の原因は振動的原因が大部分である。したがって、振動応力がどの程度のものになるかを検討しておくことは、非常に重要である。このようなことから、できるだけ実機に近い状態で振動応力の検討を行ない、十分強度的に余裕のある構造を開発するため、空気パル

スを用いた加振装置を用い検討を行なっている。これは周波数範囲20~15,000Hzで、大きな励振力をもち、翼、タイワイヤ、カバーなどを実際に疲労破壊させ、それによって振動特性とともに、どの程度の安全率をもつかを明らかにし、実機の安全性を確認することができる。図7は破壊試験の例であるが、4枚つづり群翼の翼部およびカバーにクラックが生じている。このような実験により、理論的検討を補い実機の応力状態についての有用なデータを得、信頼性のある強度設計が可能になっている。

4.3 長翼先端部の浸食

長翼において大きな問題の一つとして、蒸気中の水滴による浸食の問題がある。すなわち、長翼先端部においては594m/sもの周速に達している翼もあり、通常の翼材では蒸気中の水滴による激しい浸食を発生する。

日立においては、このため回転式の浸食試験装置を用い、浸食の各種試験を行なっている。この装置は、試片と水滴の衝突速度、水滴の状態を広範囲に変えて試験することが可能になっており、浸食量、浸食発生限界速度、浸食率その他について比較実験を行なうものである。このようなデータの集積により、翼材質の選択、翼表面処理法の検討、ステライト板などの使用の検討などを行なっている。

図8は実験結果の一例である。表面硬度の差により、浸食の進み方にかなり差がでてくることがよくわかる。このほか浸食の絶対量、その他の要素の比較により最終的な浸食対策を決定している。

5 性能

5.1 翼形の決定

長翼における蒸気流速分布は、翼根元付近の音速以下の流れから先端部における音速の1.5倍にも及ぶ流れまで変化している。このように高速になってくると蒸気の圧縮性の影響、衝撃波の影響などがはいってくるため、流体力学的问题が急速に複雑でむずかしくなってくる。したがって、翼形の設計においては特に高亜音速域、遷音速域の設計が重要な課題となる。

図9は亜音速域の翼形と遷音速域の翼形の計算例である。亜音速域と超音速域では流れを支配する微分方程式が異なっており、流路形状も当然ながらその特徴をもったものとなっ

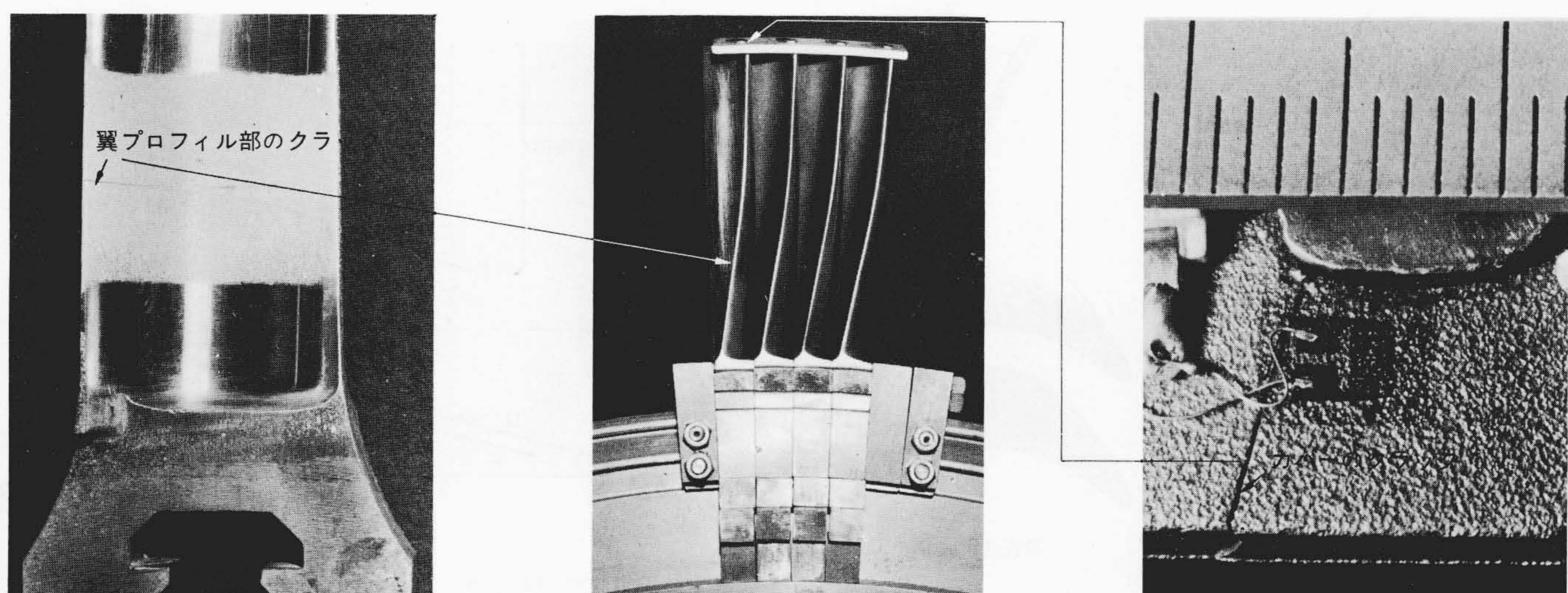


図 7 共振疲労破壊試験 実物翼を共振、疲労破壊させ、疲労強度の確認、共振時の応力分布を測定。

Fig. 7 Fatigue Fracture Test on Resonance Condition

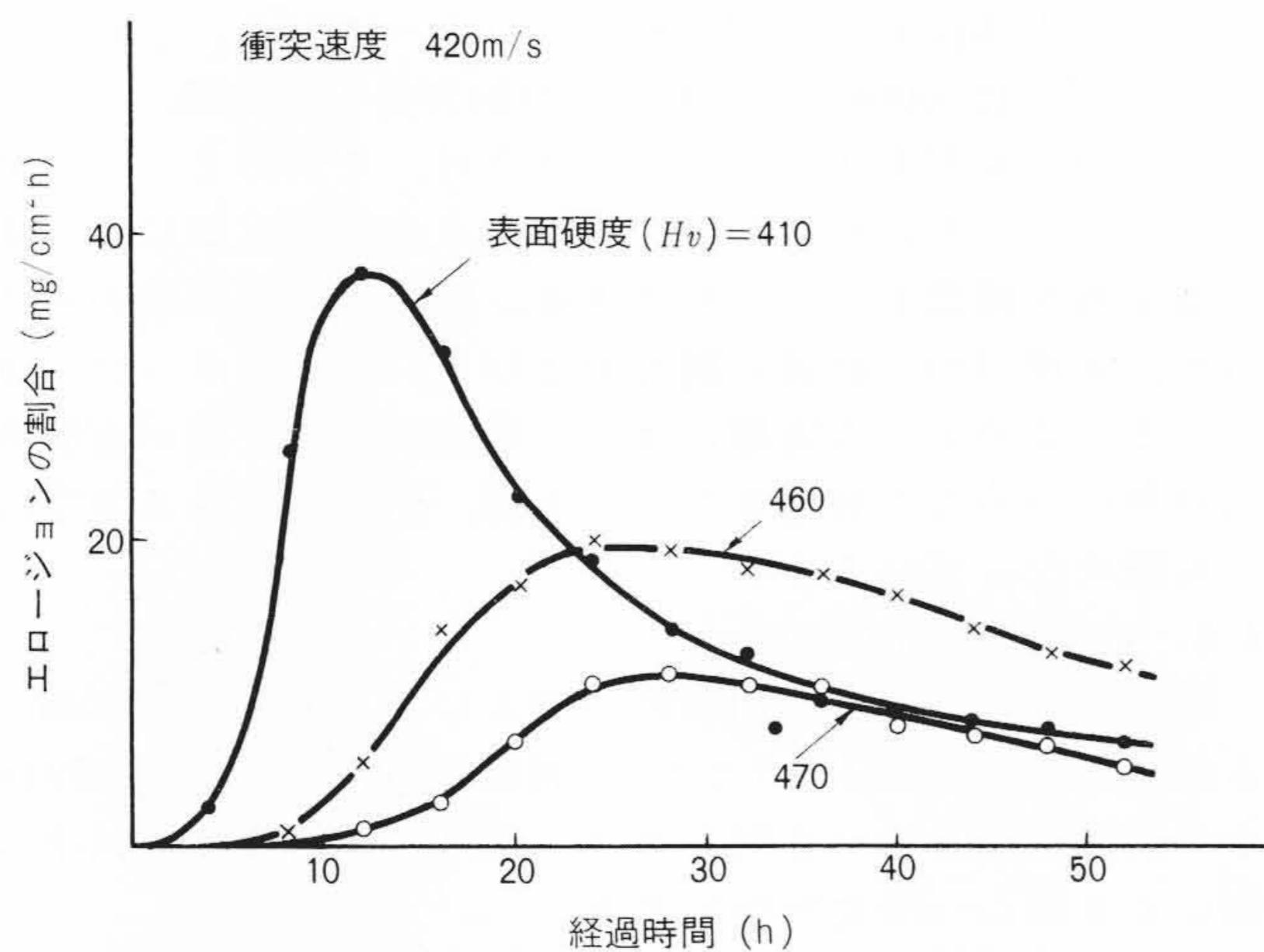


図8 翼材の水滴による浸食テスト 回転式浸食試験装置により、実機に近い状態でのエロージョンテスト結果の一例。表面硬度の差により浸食の進展にかなりの差があることがわかる。

Fig. 8 Results of Erosion Tests on Various Blade Materials

ている。また、超音速域で特に問題になるのは衝撃波であるが、衝撃波と境界層の干渉などむずかしい問題があり、完全な理論的なアプローチが困難になっている。日立においては、特性曲線法などを用いた理論的な検討とともに、高亜音速風胴、超音速風胴、浅底水そうなどを用いた実験的検討を行ない、問題の解決を図り、性能の良い翼形の開発を進めており、実機においても実績をあげている。

5.2 熱性能の検討

蒸気タービン低圧段においては、蒸気の比容積の急激な増大に伴い、流路面積を急に増加させることが必要になり、流路が急な角度で拡大することになる。このため流れの三次元的な広がりを考慮した、いわゆる三次元設計法を用いなければ性能の向上は達成されなくなる。このような三次元設計において問題になるのは、流路形状をどのようにするか、流れの条件を定めるフローパターンをどうするかなどである。

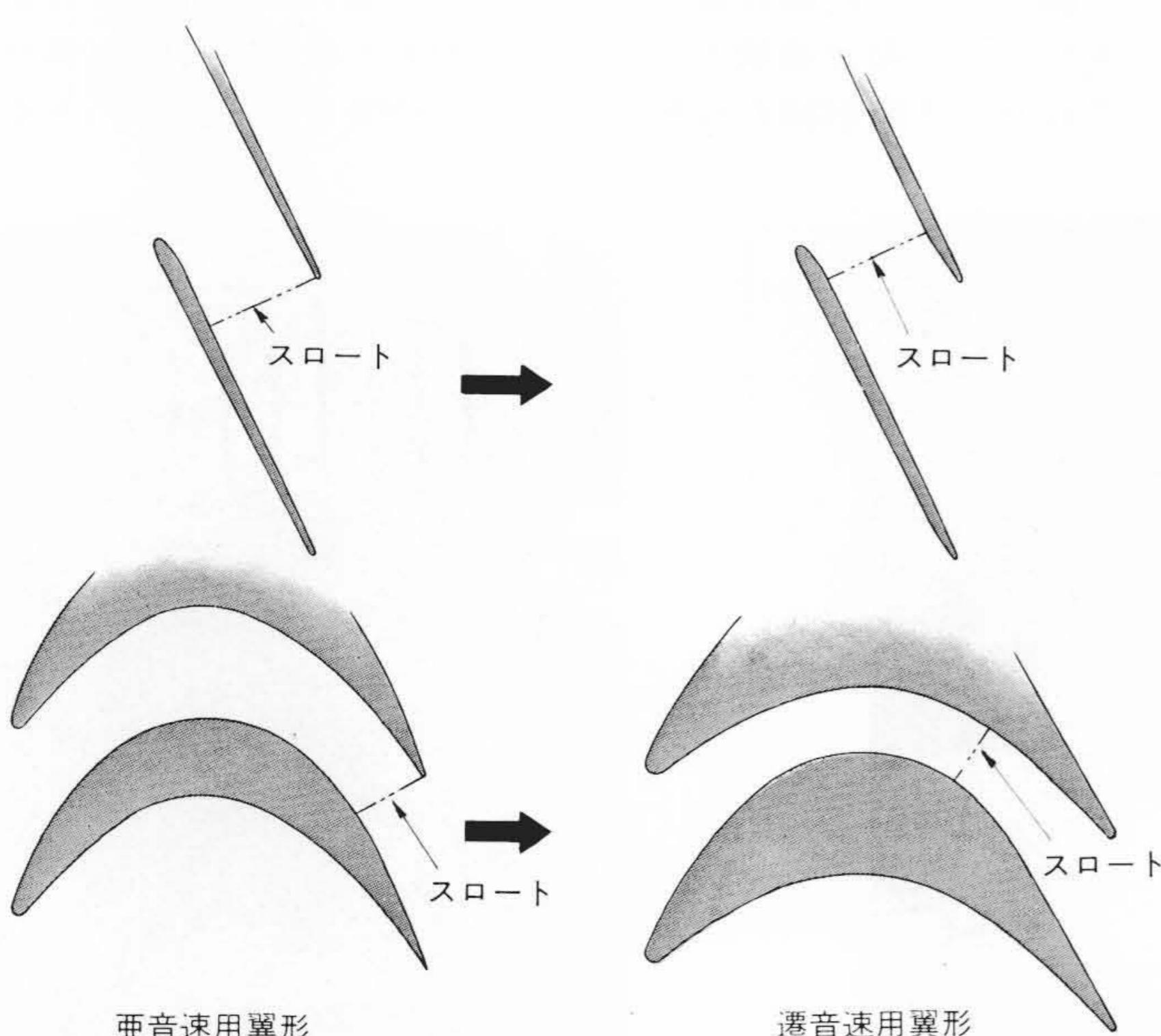


図9 長翼の翼形 亜音速域と超音速域での翼形の比較。遷音速域での流路は末広がりとなる。

Fig. 9 Vane Profile of Long Blade

この問題については、理論的な取扱いはかなり自由にできるが、これらの結果が実際の現象に合致しているかどうか、という点が検討の焦点になる。

この実験的検討は、空気タービンと実物大試験用タービンによって行なわれている。空気タービンではタービン内の各種流路形状、間隙(かんげき)フローパターンなどの性能との関係が検討されており、手軽に改造し、実機と同様な状態において検討できる点、非常に機動性をもっており、有効な装置となっている。

このような実験の結果をもとに最終的な形として実機翼が製作され、実物大試験用タービンにより最終検討がなされる⁽³⁾⁽⁴⁾。これは実機と同じ蒸気条件において発電機により負荷をとりながら実験を行なうものであり、流れの状態の測定には5孔ピト管その他の測定器を用い三次元的に詳細に検討される。

これにより最終的な熱性能の確認が行なわれ、熱的な設計が完成すると同時に、理論的な検討に対する実験的な裏付けが得られる。過去なん回かの長翼の開発によりデータの蓄積ができておらず、実験に裏付けられている理論的検討をもとに新長翼の開発を進める体制ができ上がっている。

5.3 排気室の形状

蒸気タービンで仕事をした蒸気は復水器に導かれ凝縮されるが、タービン最終段と復水器の間の流路を排気室と呼んでいる。この部分の損失はタービンの性能に直接影響する要素として重要な意味をもっている。すなわち、低圧最終段出口と復水器の間の損失をできるだけ少なくすれば、それだけ低圧タービン出口の圧力、温度を下げることができ、タービン出力を増すことになるわけである。

このようなことから日立では約10年前から、排気室形状についての検討を続けており、かなりのデータの蓄積を得、形状の小形化、性能の向上に成功している。図10は従来から行なってきた各種排気室の性能比較の一例を示したものであるが、従来形Cと新形Dの差は熱消費率で0.16%程度の性能向上に相当する。図11は日立で開発した排気室の例であるが、損失が少なく、しかも圧力回復がスムーズに行なわれるよう、各種の案内板を取り付けることにより大きな効果をあげている。

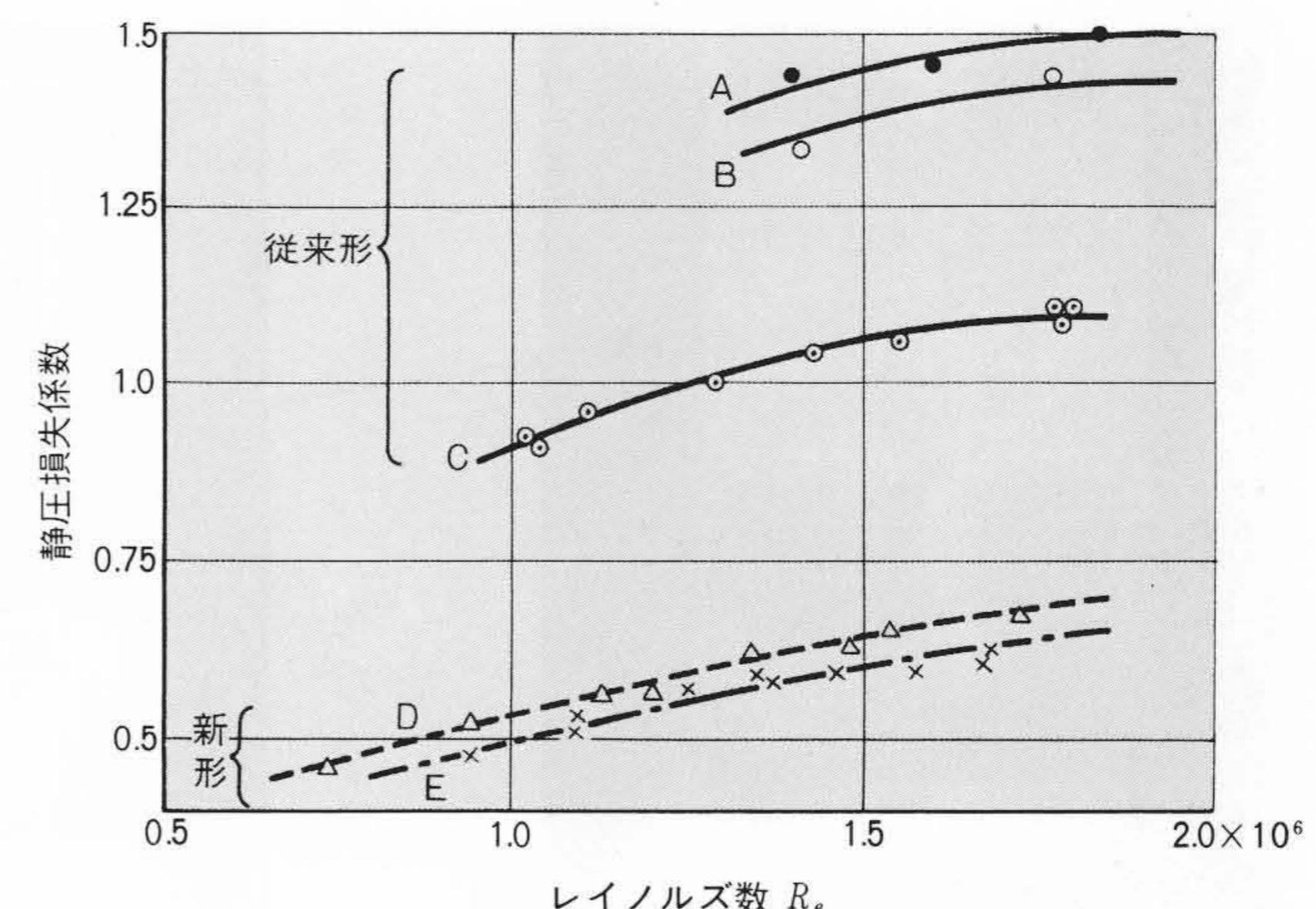


図10 排気室の性能比較 排気室の各種形状の性能試験を行ない効率の向上に努めてきた。新形Dは従来形Cより熱消費率で0.16%程度もの性能向上に相当する。

Fig. 10 Comparison of Exhaust Hood Efficiency

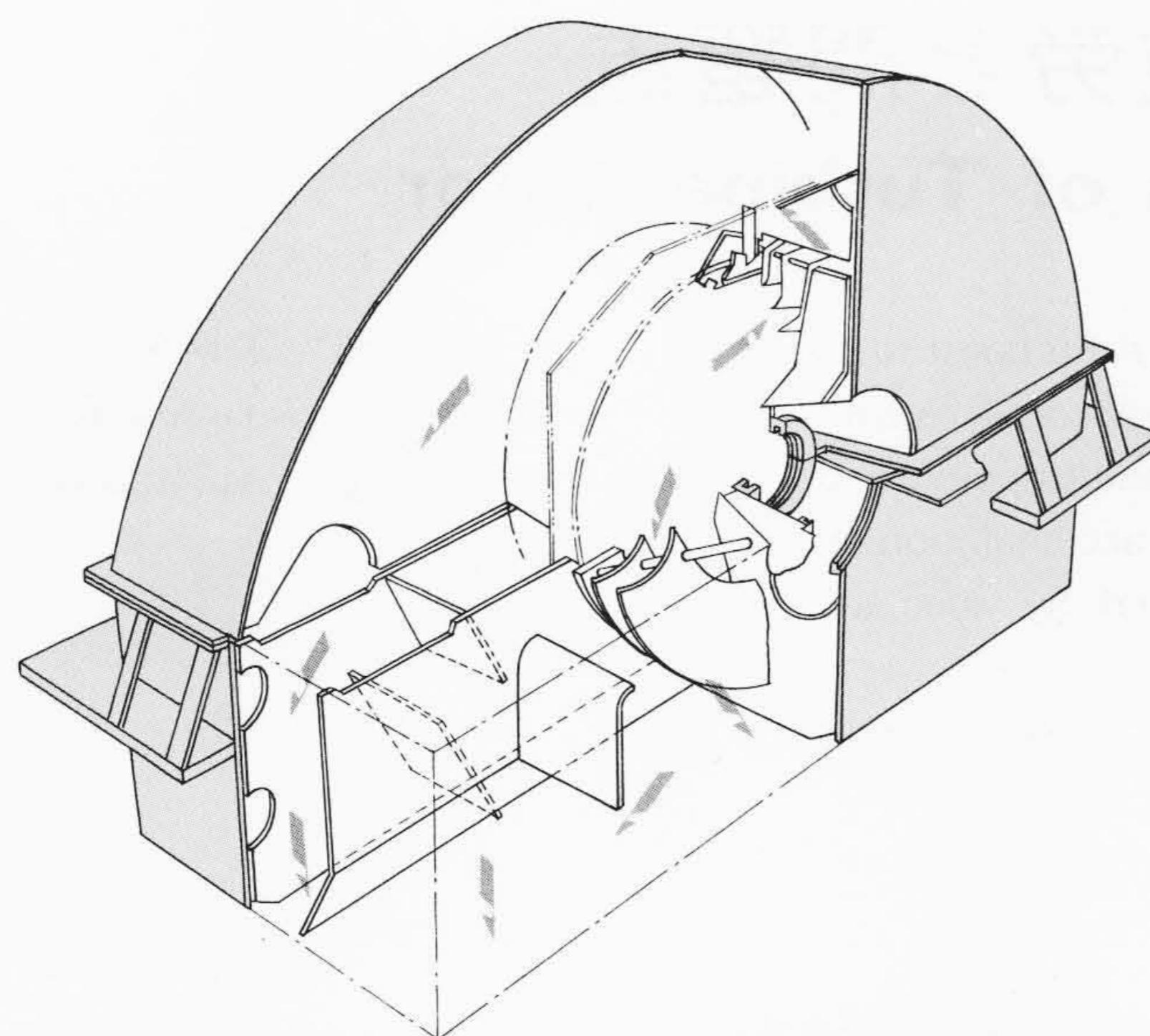


図11 排気室 日立が開発した排気室の一例。損失が少なく、しかも圧力回復がスムーズに行なわれるよう、各種の案内板を最適の位置に取り付けることにより大きな効果を上げた例である。

Fig. 11 Construction of Exhaust Hood

振動の相似性		性能の相似性	
翼振動数 ω	翼振動数 ω/f	翼周速 W	翼周速 W
翼応力 σ	翼応力 σ	段落熱落差 V_0	段落熱落差 V_0
回転数 Ω	回転数 Ω/f	速度比 W/V_0	速度比 W/V_0
翼半径 R	翼半径 fR	熱効率 η	熱効率 η

図12 翼の相似則 $1/f$ の回転数用長翼を相似拡大して設計する際の各部翼寸法。蒸気流路および速度三角形を同じにすることができる。熱性能はほとんど同一になる。また翼の応力も変化せず、振動数も $1/f$ となり Original 翼と同程度の信頼性が確保できる。

Fig. 12 Laws of Similarity for Turbine Blades

6 相似則

電力事情に合わせ、低サイクル運転が可能な長翼の開発がしばし必要となる。この場合、翼長方向を不変とし、熱性能を変えないで振動特性をえるように、翼プロフィル寸法を相似縮小（拡大）、蒸気流路も相似になるよう翼植込み本数も増加（減少）して改造設計が行なわれてきた。⁽²⁾ このテスト結果から得られた種々のデータを基に、この相似則は将来の長翼開発に対しても適用できる。たとえば、3,600rpm用の長翼を基準にして1,800rpm用の長翼の開発を行なうことも可能である。すなわち、このことは3,600rpm用30"翼、33.5"翼が完成している現在、1,800rpm 60"翼、67"翼もの長翼の設計も容易であることを意味する。これら、振動、強度、熱性能の相似則の概要は次のようである（図12参照）。

6.1 振動の相似性

- (1) 翼長方向 (x 方向) およびプロフィル寸法などをすべて f 倍に相似変化した場合、変化後の共振振動数 $\bar{\omega}$ 、そのときの共振回転数 $\bar{\Omega}$ は

$$\bar{\omega} = \omega/f \quad \bar{\Omega} = \Omega/f$$

- (2) 翼長方向 (x 方向) を一定とし、プロフィル寸法などをすべて f 倍に相似変化した場合、変化後の共振振動数 $\bar{\omega}$ 、そのときの共振回転数 $\bar{\Omega}$ は

$$\bar{\omega} = f \cdot \omega \quad \bar{\Omega} = f \cdot \Omega$$

6.2 強 度

翼を相似変化した場合の翼プロフィルの遠心応力は、下記のとおり不变である。

すなわち、

- (1) 翼長方向 (x 方向) およびプロフィル寸法などをすべて f 倍に相似変化し、 $1/f$ の回転数用の翼とする場合

$$\sigma = \frac{CF}{A} = \frac{mR\Omega^2}{A} = \frac{f^3 \cdot f \cdot \frac{1}{f^2}}{f^2} \cdot \frac{m_0 R_0 \Omega_0^2}{A_0} = \frac{m_0 R_0 \Omega_0^2}{A_0}$$

- (2) 翼長方向 (x 方向) を一定とし、プロフィル寸法などをすべて f 倍に相似変化した場合（ただし、回転数一定）、

$$\sigma = \frac{CF}{A} = \frac{mR\Omega^2}{A} = \frac{f^2}{f^2} \cdot \frac{m_0 R_0 \Omega_0^2}{A_0} = \frac{m_0 R_0 \Omega_0^2}{A_0}$$

ここに、

σ ：翼の遠心応力

CF ：遠心力

A, A_0 ：相似変化後およびOriginal翼の断面積

m, m_0 ：" " " 翼質量

R, R_0 ：" " " ロータ中心からの距離

Ω, Ω_0 ：相似変化後およびOriginal翼回転角速度

6.3 热 性 能

翼を相似変化した場合の熱性能は次のようにほとんど変化しない。すなわち、

- (1) 翼長方向 (x 方向) およびプロフィル寸法などをすべて f 倍に相似変化し $1/f$ の回転数用の翼とする場合。

図12に示すように、 $S/t, C/t$ などの翼性能に関係する無次元数が完全に同じになり、蒸気流路は完全に相似となる。また、回転数が $1/f$ になっているのに対し、軸中心からの半径 R が f 倍になっているため周速が変化せず、同じ熱落差をとれば速度三角形も完全に同じになる。このようなことから性能的にもほとんど同じものとなる。

- (2) 翼長方向 (x 方向) を一定とし、プロフィル寸法などをすべて f 倍に相似変化した場合（ただし回転数一定）

この場合も(1)と同様、蒸気流路は完全に相似となり、ほぼ同じ結果が得られる。

7 結 言

大容量蒸気タービンの高効率と信頼性を与える重要部品としての長翼の開発について述べた。長翼の開発には各種試験が不可欠である。日立製作所では長翼の問題点に対し独自の各種実験を重ね、信頼性と効率の向上に努めていく所存である。最近の蒸気タービンの大容量化への傾向は急速なものである。本報告の内容は将来、次から次へと出現するであろう長翼の基礎になるものと確信する。

長翼は採用にあたり、需要者各位の深いご理解とご協力を賜わらなければならない点が多く、今後、よりいっそうのご高配をお願いする次第である。

参考文献

- J. レオポルド：機械の損害 '71-No.3, 52 ('71)
- 二宮：火力発電 22, 414 (昭46-4)
- 糸野、植西：日立評論 48, 749 (昭41-6)
- 植西：機学論文集 37巻 302号 (昭46-10)