

大容量蒸気タービン用チタン合金製40in長翼の開発

Development of 40in Long Blade of Titanium Alloy for Large Steam Turbines

中部電力株式会社と日立製作所は、次期700MW級蒸気タービンの高効率化を目指して、3,600rpm用では世界最長となる40in長翼の開発を共同で実施した。翼材料には、今までの最長の33.5in長翼に使用している12Cr-Ni-Mo-V鋼では40in長翼の遠心力に耐えることができないので、比重の小さいチタン合金を用いて翼自体及びこれを支えるロータの応力軽減を図った。開発した40in長翼の性能と信頼性は、実物大試験タービン(2段構成)と $\frac{1}{2.5}$ 縮小モデルタービン(3段構成)による回転試験を実施して確認した。また、耐エロージョン特性や翼根部の破断強度については要素試験により確認した。

このように、昭和60年11月から62年3月にかけて行った開発試作によって、700MW級の性能を約1.6%向上する信頼性の高い3,600rpm用40in長翼が得られた。

石木芳徳* Yoshinori Ishiki
 荒木了一* Ryōichi Araki
 中村裕交* Kiyokata Nakamura
 大原久宜* Hisayoshi Ôhara
 久野勝邦** Katsukuni Hisano
 金子了市** Ryōichi Kaneko
 森谷新一** Shin'ichi Moriya
 新井 亨*** Akira Arai

1 緒 言

蒸気タービンの熱効率向上のためには、最終段翼の長大化が最も効果の大きい手段であり、従来から新しい長翼の開発が蒸気タービン技術開発の主要なテーマとなっている。しかし、長翼の開発には翼の遠心力増加に見合った高強度材料の開発が伴わなければならない。現用の12Cr-Ni-Mo-V鋼を用いて可能な最長の翼は、3,600rpm用では33.5in長翼(平均直径90.5in)である。一方、タンデム機としての最大容量機は700MW級まで実績があるが、この33.5in長翼を用いたものでは若干蒸気量が多く熱性能上最適な選択となっていないことが、今後同容量機を計画する際の主な課題とされていた。

長翼に用いられる材料の中で、12Cr-Ni-Mo-V鋼よりも強度的に優れた特性を持つものとしてチタン合金が知られているが、高価な材料であるため、これまで大容量蒸気タービン長翼には使用例が少なかった。したがって、チタン合金を用いて長翼を開発するには、どの程度の熱性能向上量があれば経済的に引き合うかが重要なポイントである。しかし、長翼材としての実績のある6Al-4V-Ti合金を用いる場合には、強度上の制限より翼長は40in、平均直径は104inが適当であると考えられたので、表1に示すように今回開発する長翼の仕様が選定された。

このように、チタン合金製長翼の仕様は強度面から決めることになったが、この仕様による700MW機での熱性能向上量は従来のTC4F-33.5形に比較して約1.6%である。この量は経済的にも十分に評価できるものと考えられたので、今回の研究開発が実施された。

表1 長翼比較 3,600rpm用40in長翼は、33.5in長翼の相似拡大をベースとして開発することとした。また、同様の手法で開発したものには3,000rpm用40in長翼がある。

	3,600rpm用		3,000rpm用(参考)
	33.5in翼	40in翼	40in翼
翼 長	850.9mm (33.5in)	1,016mm (40in)	1,016mm (40in)
平均直径	2,298.7mm (90.5in)	2,641.6mm (104in)	2,743.2mm (108in)
環帯面積	6.14m ²	8.43m ²	8.76m ²
周 速	594m/s	689m/s	590m/s
翼 材 料	12Cr-Ni-Mo-V鋼	6Al-4V-Ti合金	12Cr-Ni-Mo-V鋼
根 本 径	1,447.8mm(57in)	1,625.6mm(64in)	1,727.2mm(68in)
翼 本 数	94本	90本	94本
翼 重 量	16.9kg/本	16.5kg/本	29.1kg/本
ノズル数	60本	58本	60本

2 開発・試験計画¹⁾

開発する長翼の仕様と構造、及び実施する試作・試験項目を次のように選定した。

(1) 今回開発するチタン合金製40in長翼はGE系タービンの特徴であるフォーク形ダブティルと、ヤング率の小さいチタン合金に適したツイストバック拘束効果の大きい新形翼連結構造を採用している。このように翼の基本構造を定めることによって、これまでに[(i)3,600rpm用33.5in長翼の改良]→[(ii)3,000rpm用40in長翼の開発]と推進してきた長翼技術開発の延長上に[(iii)チタン合金を使用した3,600rpm用40in長翼の開

* 中部電力株式会社 ** 日立製作所日立工場 *** 日立製作所機械研究所 工学博士

発]が位置し²⁾、先行開発した長翼の実績をベースとした高い信頼性が、今回開発する40in長翼にもたらされることになる。

(2) 3,600rpm用40inチタン長翼は次のように構造を選定した。すなわち、

(a) 翼長は40inとし、チタン合金を初めてタービン長翼に使用すること、及びロータ側の応力軽減を考慮してPCD(平均直径)は104inとした。

(b) 翼材料は海外メーカーでもタービン長翼への適用例のある6Al-4V-Ti合金を選定した。

(c) エロージョンシールド材は、耐エロージョン特性が従来のステライトと同等以上で、かつ母材との親和性の良い15Mo-5Zr-3Al-Ti合金の時効材を採用した。また、翼への取付けは溶接部の熱影響の少ない電子ビーム溶接を採用し、シールド材と母材との間に純チタン製のシムを挟むことによって、緩衝効果とき裂伸展速度を緩和させる効果を持たせた。

(d) 翼プロフィール部には、スーパーコンピュータを用いた最新の翼列解析手法による高性能遷音速プロフィールを採用した。

(e) 翼つづり構造は、カバーピースとタイボスによって面接触だけで強いツイストバック拘束力を発揮するとともに、全周一群つづりとして翼振動を抑制した新形翼連結構造を採用した。この面接触だけでツイストバック拘束力を発揮させる構造は、チタン合金の特性に適したものでジェットエンジンのファンブレードなどに以前から採用されている。以上によって計画された40in長翼の仕様を表1に示す。また、図1に40in長翼の構造を、表2に6Al-4V-Ti合金の特性を示す。

(3) 今回開発する40in長翼の技術課題は、図2に示すように多数の項目にわたっている。このうち、チタン合金製翼素材の製造技術については翼材料メーカーと共同で行うこととした。

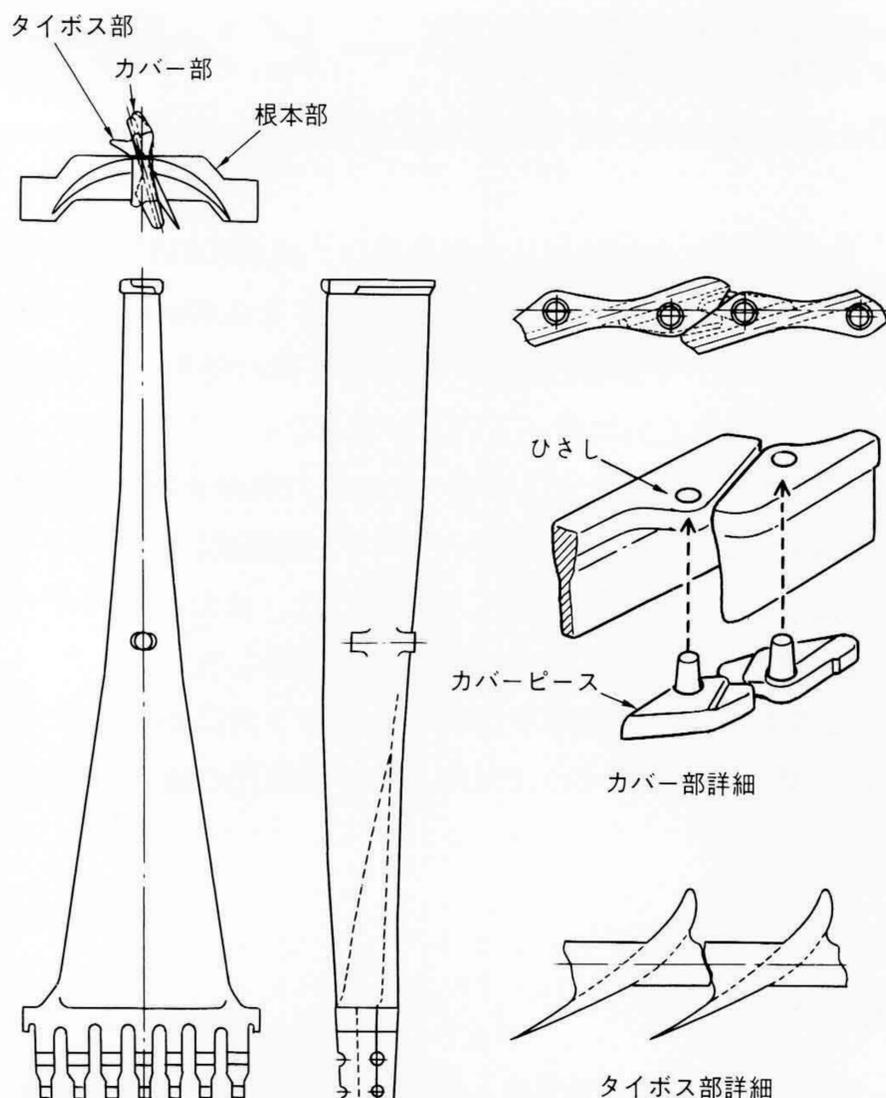


図1 3,600rpm用40in長翼の構造 翼根部はフォーク形とし、カバーピースとタイボスによってツイストバック拘束力を強化した全周リングつづり構造とした。翼プロフィール形状は高性能な遷音速翼を採用している。

また、チタン合金長翼の加工技術は、実際に40in長翼を1リング分試作することを通して確立することとした。

長翼開発での基本的検証項目として、実物翼根部の引張破断強度の実測、3次元実荷重試験機による振動疲労試験、翼

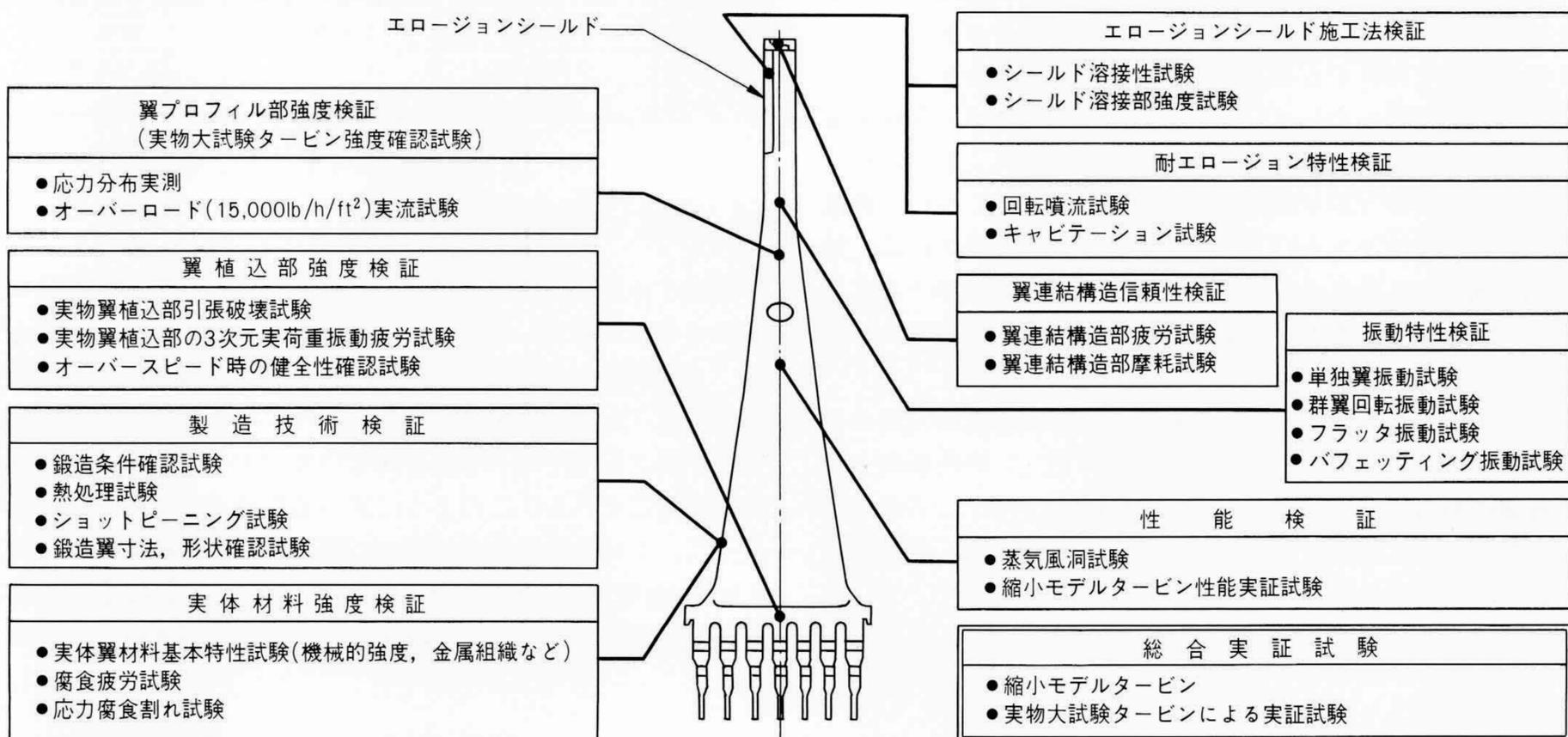


図2 チタン合金製40in長翼開発の技術課題 今回の研究では、本図に示す開発・試験項目を選定し、各々の要素試験とモデルタービンを用いた回転試験によって、性能と信頼性を確認した。

プロフィール性能の測定、シールド材の耐エロージョン特性、翼連結構造部分の摩耗及び疲労強度特性、フラッタ振動応力の測定などは要素試験によって確認することとした。

総合的に40in長翼の性能と信頼性を確認するために、実物大試験タービン及び $\frac{1}{2.5}$ 縮小モデルタービンによる回転実証試験を実施した。

3 チタン合金の特性と翼素材の調達^{3),4)}

チタンは原子番号22、原子量47.90の遷移金属である。882℃に $\alpha \rightleftharpoons \beta$ の同素変態点があり、変態温度以上では体心立方晶の β 相であるが、低温ではちゅう(稠)密六方晶の α 相となる。今回40in長翼に採用した6Al-4V-Ti合金は α 相安定化元素のAlを6%と、 β 相安定化元素のVを4%を含む $\alpha + \beta$ 形チタン合金で、 α 合金の特徴である材料強度が高く高低温の広範囲にわたってその安定性が良い、また溶接性に優れているなどの長所に、 β 相を含むことによって熱間加工性が良く、熱処理性も優れているという特徴があり、高強度と鍛造性が要求されるタービン長翼材料に適している。

前述の表2に従来翼材の12Cr-Ni-Mo-V鋼と、6Al-4V-Ti合金の化学成分と機械的性質及び物理的性質の比較を示す。チタン合金の比重は従来翼材の約60%と軽いので、長翼化に伴う遠心力増加分を相殺してしまう。また、振動数特性の評価に用いる $\sqrt{E/\gamma}$ (ここにE:縦弾性係数, γ :比重)は従来翼材とほぼ等しい。この特性があるので、翼振動数は従来技術を用いて解析できることになり、チタン合金を長翼に採用する上で最大の利点となっている。

開発・試作に使用する40in長翼用チタン合金翼素材は、日立

表2 長翼材料の比較 3,600rpm用40inの遠心力増加に対処して、比重の軽い6Al-4V-Ti合金を翼材に採用した。このチタン合金は、翼振動数を決めるファクターである $\sqrt{E/\gamma}$ が12Cr-Ni-Mo-V鋼とほぼ等しいので、従来の長翼技術によって40in長翼が開発できることになる。

		従来翼材 (12Cr-Ni-Mo-V鋼)	チタン合金翼材 (6Al-4V-Ti合金)
化学成分 (Wt%)	C	0.08~0.15	≤0.10
	Mn	0.50~0.90	—
	P	≤0.020	—
	S	≤0.015	—
	Si	≤0.25	—
	Ni	2.0~3.0	≤0.05
	Cr	11.0~12.5	—
	Mo	1.50~2.00	—
	V	0.25~0.40	3.5~4.5
	N	0.02~0.04	—
	Al	—	5.5~6.75
	H	—	≤0.0125
	O	—	≤0.20
Fe	残	≤0.25	
Ti	—	残	
機械的性質	引張強さ(kg/mm ²)	≥112.3	≥91.4
	耐力(kg/mm ²)	≥77.3 (0.02%オフセット)	≥84.4 (0.2%オフセット)
	伸び ϵ (%)	≥13	≥10
	絞り η (%)	≥30	≥25
物理的性質	縦弾性係数: E(10 ⁴ kg/mm ²)	2.2	1.15
	比重: γ (g/cm ³)	7.8	4.42
	$\sqrt{E/\gamma}(\times 10^5)$	0.53	0.51

金属株式会社製の型鍛造材を主とし、比較のために株式会社神戸製鋼所の型鍛造材と、オーストリアのVEW社製の精密鍛造材も購入した。 $\frac{1}{2.5}$ 縮小モデルタービンに用いる縮小翼材は、住友重機械工業株式会社製のものを購入した。各々の翼素材の入荷時に実施した材料試験結果を表3に示す。

4 要素試験

開発翼の性能と信頼性の確認のために実施した各種試験、及び実物翼の試作を通じて実施した試験の主なものは次のとおりである。

(1) 6Al-4V-Ti合金の翼素材としての適性確認試験

チタン合金が長翼材料に適した特性を持っているか、どうかについて十分な確認試験を実施した。その主な結果は次のとおりである。

- (a) 高温強度は、12Cr-Ni-Mo-V鋼よりも高温になるにつれて強度低下が大きい。
- (b) 蒸気曲げ応力と振動応力の評価に用いる、平均応力下の繰返し荷重による疲れ強さを測定して設計データを得た。
- (c) き裂感受特性試験の結果、12Cr-Ni-Mo-V鋼よりも若干き裂伸展速度が速く、また、破壊じん(靱)性値(KIC)も従来翼材より小さく、き裂に対し感受性が高いことが分かった。
- (d) 最終段翼の運転温度(約60℃)でも、応力が高い場合にはクリープ伸びが発生することが確認された。

(2) 静的振動特性確認試験

6Al-4V-Ti合金製翼素材そのものの物理的特性を測定して、解析と振動実測結果を評価できるようにするために、次の試験を実施した。

- (a) 6Al-4V-Tiと12Cr-Ni-Mo-V鋼のヤング率を測定し、両者とも表2で示した値とほぼ等しいことを確認した。また、6Al-4V-Ti合金の比重も正確に測定した。この結果から、翼振動数に直接影響する $\sqrt{E/\gamma}$ の値はタービン排気温度(33℃)で6Al-4V-Ti合金では 5.060×10^5 、12Cr-Ni-Mo-V鋼では、 5.167×10^5 となっており、ほぼ計画値どおりであることを確認した。
- (b) 振動減衰特性の測定結果は、従来翼材の12Cr-Ni-Mo-V鋼と同レベルで材料自体の減衰率が低く、3,000rpm用40

表3 40in長翼用チタン合金製翼素材の材料試験結果 国内外の3メーカーから購入した実物翼素材の材料試験結果は、すべて規格値を満足していた。また、 $\frac{1}{2.5}$ 縮小翼素材の試験結果も良好であった。

	サイズ	0.2%耐力 (kg/mm ²)	引張強さ (kg/mm ²)	伸び (%)	絞り (%)	判定
規格値	—	≥84.4	≥91.4	≥10	≥25	—
日立金属株式会社	$\frac{1}{1}$	89.2~ 95.3	94.9~ 100.7	14.2~ 18.8	39.8~ 45.8	合格
オーストリア VEW社	$\frac{1}{1}$	88.9~ 102.1	95.3~ 105.7	16.0~ 21.0	38.0~ 47.0	"
株式会社神戸 製鋼所	$\frac{1}{1}$	88.4~ 96.2	96.7~ 102.5	15.0~ 16.0	33.0~ 48.0	"
住友重機械工 業株式会社	$\frac{1}{2.5}$	93.7~ 96.8	100.1~ 102.7	16.0~ 16.4	38.7~ 41.0	"

in長翼と同様に、新形翼連結構造による全周一群つづり構造として構造減衰率を高める必要があることが確認された。

(3) 環境適合性確認試験

40in長翼の翼根部はフォーク形なので6Al-4V-Ti合金は、ロータ材の3.5Ni-Cr-Mo-V鋼とフォークピンの5Cr-Mo-V鋼とに接する。この異種金属接触条件と、海水リーク時などの異常な環境下での健全性を確認するために、各種の環境適合性試験を実施した。

(a) 翼植込み部腐食環境疲労試験は、翼材とロータ材をピンで固定した試験片を「大気中」、「3.5%NaCl溶液中」、「28%NaOH溶液中」の環境条件で3次元実荷重試験装置にセットして、フォーク形ダブティルのNo. 1ピン部に働く遠心力と同等の荷重を繰り返し与えて試験した。

この試験の結果、6Al-4V-Ti合金を翼材とした場合には、12Cr-Ni-Mo-V鋼に比較してさびの発生が少なく良好であることが確認できた。

(b) 次に、異種材接触部での腐食試験を実施して、6Al-4V-Ti合金はロータ材(3.5Ni-Cr-Mo-V鋼)との組合せで従来翼材(12Cr-Ni-Mo-V鋼)よりも腐食しにくい材料であることも確認した。

(c) 更に、異種材接触すきま腐食試験を「純水中」、「3.5%NaCl溶液中」、「28%NaOH溶液中」で実施し、6Al-4V-Ti合金は時間が経過しても腐食が進行しないことを確認した。

(d) 応力腐食割れ試験を「28%NaOH溶液中」の加速環境下で実施し、6Al-4V-Ti合金製材の健全性を確認した。

(e) また、ショットピーニングの施工によって、6Al-4V-Ti合金の表面疲れ強さが約20%向上することを確認した。

(4) 翼連結部の信頼性確認試験

新形翼連結構造の信頼性を評価するために、実機荷重条件下でのカバーピースとタイボスの疲労試験を実施した。

(a) タイボスの低サイクル疲労試験として、100%回転速度時相当の面圧を 10^4 回繰り返した。同じく120%回転速度時相当の面圧を 10^3 回(全起動回数分)繰り返した。

(b) 同条件でカバーピースの低サイクル試験を実施した。

(c) カバーピースの高サイクル疲労試験として、120%回転速度時相当の面圧を 10^7 回繰り返した。

以上の条件で試験した結果、従来材(12Cr-Ni-Mo-V鋼)を使用した場合と同等の疲れ強さを持つことが確認された。

(5) 翼植込部引張破壊試験

1,000tf構造試験機によって、実物翼植込部の引張破壊試験を実施した。

試験は2回実施し、それぞれ572tf、606tfで破壊した。この結果から実際の安全率は2.82~2.99であることが確認された。

表4に試験結果を示す。

なお、破断はFEM(Finite Element Method)解析によって予想したとおりに、動翼側ダブティルのNo. 1ピン部で発生していた。

(6) 実物翼植込部振動耐久力試験

3次元実荷重試験装置によって、実機運転中に発生する翼遠心力と繰り返し蒸気力を模擬した荷重条件で疲労試験を行った。加速条件として、環境を大気中、海水中、純水中及びNaOH

表4 実物大フォーク形ダブティル引張破壊試験結果 1,000tf構造試験機による実物翼根部の引張破壊テストを実施して、フォーク形翼固定構造の信頼性を確認した。

	チタン長翼		12Cr長翼
	試験片 No. 1	試験片 No. 2	
使用回転速度 (rpm)	3,600		3,000
定格荷重(A) (tf)	230		267
	実測値	実測値	実測値
材料抵抗力 (kgf/mm ²)	97.1	97.1	115.8
破断荷重(B) (tf)	572	606	706
安全率 [B/A]	2.82	2.99	2.64



No. 2 試験片の破断状況

溶液中とした。試験終了後の点検で植込部の異常は見られなかった。

(7) フラッターリング試験

長翼の先端部は薄肉偏平なプロフィールとなるが、蒸気流速が音速を超えるので、蒸気流れにより励振されて翼先端部が振動するフラッターリング振動が発生しやすい状況にある。このフラッターリング振動は、蒸気流れによって正弦波励振力が連続して翼に発生する振動モードであり、いわゆるバフェッティング振動(ランダム振動)とは異なる。

このフラッターリング振動の発生条件を確認するために、40in長翼の先端付近プロフィールの試験翼片を連ねて翼列を作り風洞に組み込んで、フラッターリング振動が発生する限界となる蒸気流入角をとらえた。

図3に測定データの一例を示す。この試験の結果、700MW実機ではこのモードの振動に対して安全な領域内にあることが確認できた。

(8) エロージョン対策試験

40in長翼は、これまでの長翼に比較して一段と翼先端周速が高くなるため、エロージョンに対し万全の対策が必要である。そのために実施した試験と検討は、次のとおりである。

(a) キャビテーション試験

耐エロージョン特性の高い材料をスクリーニングするために実施した。この試験結果では、ステライトが最も耐エロージョン性が高く、チタン合金では15Mo-5Zr-Ti合金(時効材)、15Mo-5Zr-3Al-Ti合金(時効材)が有力であることが分かった。

(b) 回転噴流エロージョン試験

次に、40in長翼回転中の条件を模擬した超高速の回転噴流エロージョン試験装置によって、各材料のエロージョン減量を実測した。図4に試験装置を示す。この装置は、円板上に試験片を取り付けて回転させ、実機相当の水滴粒の噴霧を衝突させてエロージョン量を測定するものである。試験片の周速を40in長翼先端周速(=689m/s)に合わせるため、円板はチタン合金製として回転数を1万5,000rpmまで

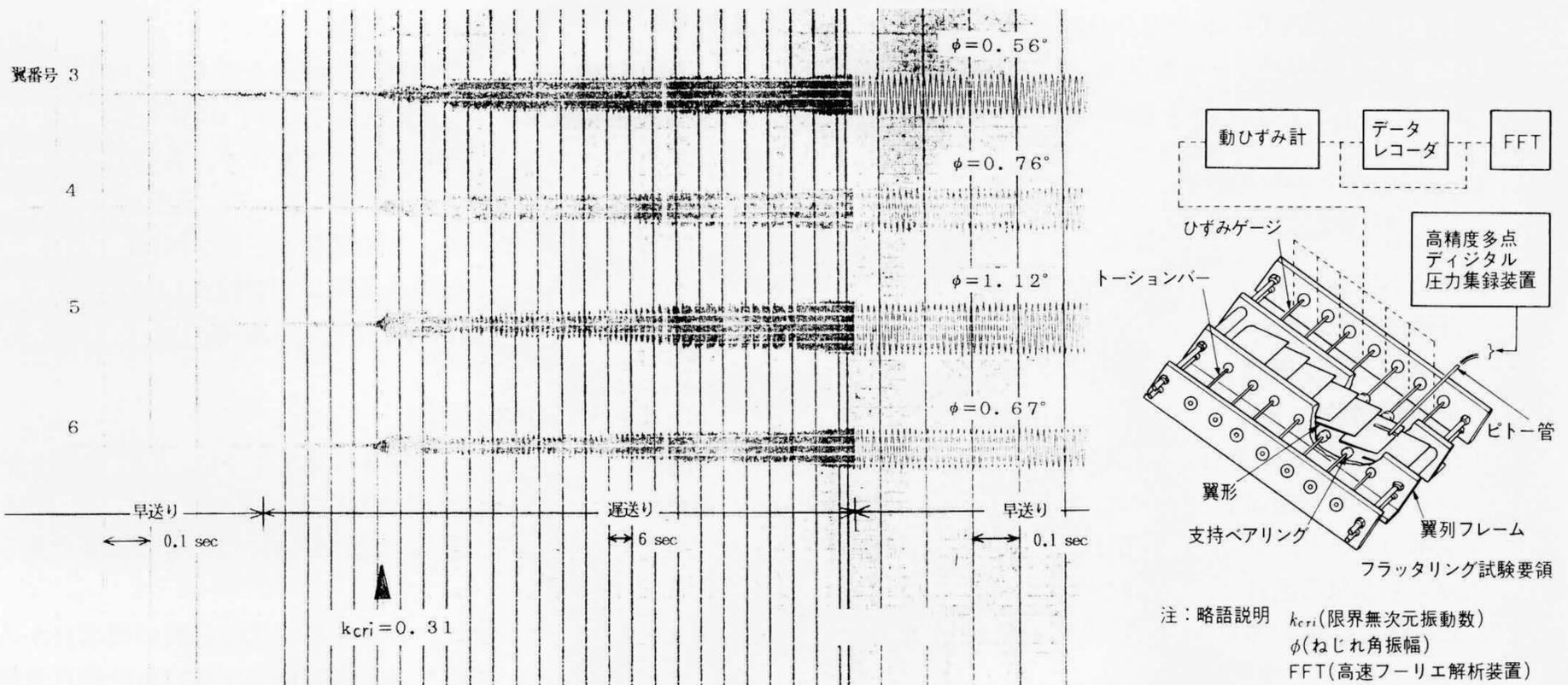


図3 フラッタ発生前後の振動波形例 ($\alpha = -9^\circ$) 翼先端部の自励振動であるフラッタリング振動の発生因子を、風洞試験装置により実測して、700MW実機運転範囲では振動が発生しないことを確認した。

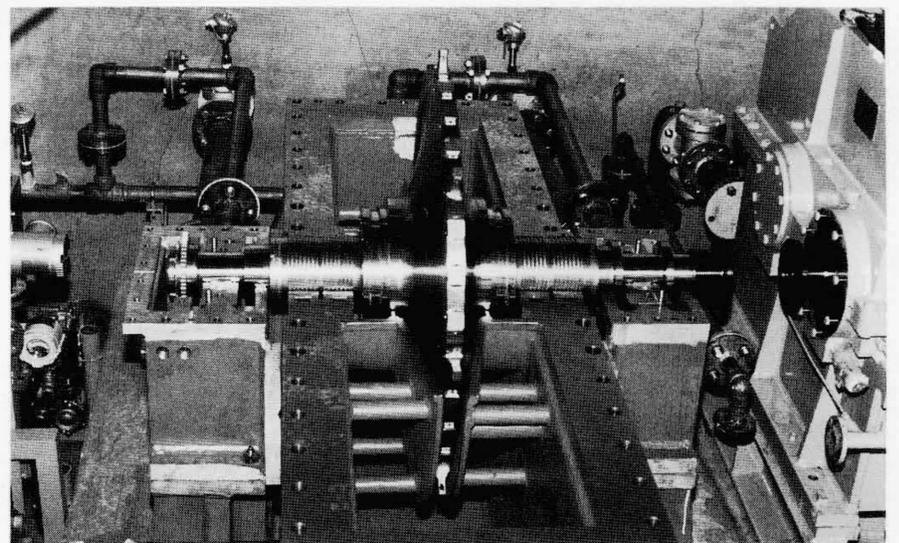
上昇できるようになっている。

図5の試験結果から、15Mo-5Zr-3Al合金(時効材)と15Mo-5Zr-Ti合金(時効材)が、ステライトと同等以上の耐エロージョン特性を持っていることが分かった。したがって、シールド材には、 β 形合金である15Mo-5Zr-3Al-Ti合金の時効材を選定した。

(c) シールド材施工試験

上述のようにして選定したシールド材を、母材に取り付ける溶接施工法についても検討した。取り付けの方式は従来のステライト板の場合と同様であるが、溶接法はチタン合金のき裂感受性が従来翼材よりも高いことを考慮して、母材に熱影響を与えないEBW(電子ビーム溶接)を採用することとした。

更に、シールド材との間に純チタン製のシムを挟んで溶接する構造を採用することとした。この構造では、シムが翼母材とシールド材の間に軟らかい緩衝帯を形成し、これによってき裂伸展を食い止める働きが発揮されるようにしたものである。



(a) 回転噴流エロージョン試験装置



(b) 試験片形状

図4 回転噴流エロージョン試験装置 40in長翼の先端部周速と同一条件で水滴が試験片に衝突するように、チタン合金製円板を用いた1万5,000rpm高速回転エロージョン試験装置を設けた。

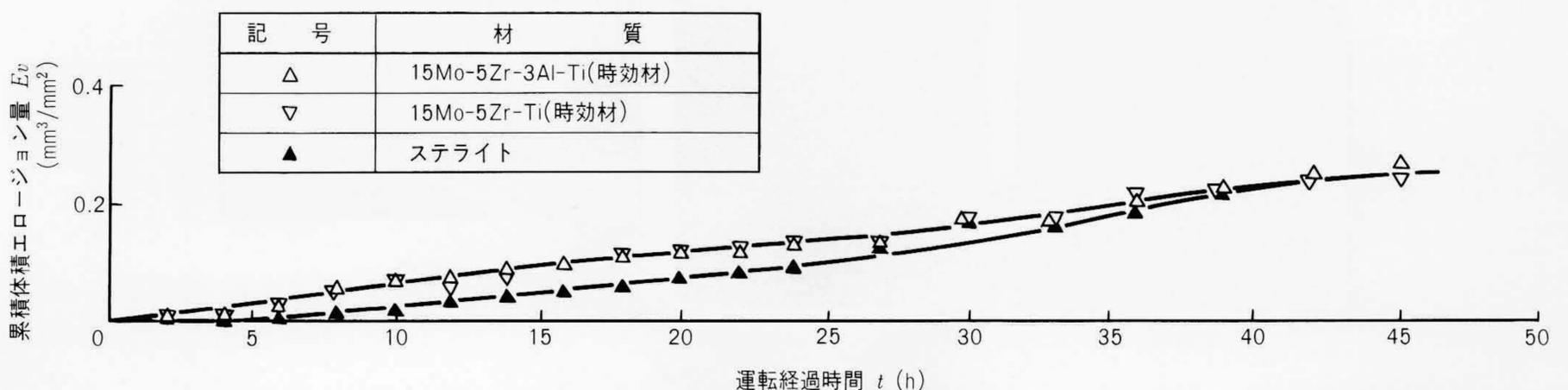


図5 回転噴流エロージョン試験結果 水滴量を増した加速条件で45時間(実機運転の約3年分に相当)試験した結果、15Mo-5Zr-3Al-Ti合金と15Mo-5Zr-Ti合金は、従来のステライトと同等以上の耐エロージョン特性を持つことが確認できた。

(d) L-0段ノズルスリットの湿分分離効率試験

L-0段ノズルにスリットを設けて、蒸気中の水滴をこのスリットから吸い出して湿分を低減する方式を採用することとし、蒸気風洞と実物大試験タービンの双方で実測した結果、約5%の分離効率が期待できることが分かった。

(e) 耐エロージョン性の総合評価

以上の各試験結果を総合して40in長翼の耐エロージョン性を評価すると、従来の33.5in長翼と同等又はそれ以上の耐久力があることが確認された。

(9) 性能確認試験

40in長翼プロフィール各断面での翼形性能を確認するために、蒸気風洞を用いた性能試験を行った。図6に根元部、中央部及び先端部のシュリーレン写真と流れ解析結果を示す。いずれの断面でも蒸気の乱れは認められず、特性の良い翼形と言える。先端部には遷音速翼形を用いているが、衝撃波の発生は正常であった。

5 回転実証試験

以上述べたようにチタン合金製40in長翼は、各種の要素試験を実施することによって、性能と健全性の確認が行われたが、総合確認のために実物大試験タービンと $\frac{1}{2.5}$ 縮小モデルタービンによる回転実証試験を実施した。以下にその概要を述べる。

(1) 試験要領

(a) $\frac{1}{2.5}$ 縮小モデルタービン試験

図7に縮小モデルタービンの構造を示す。このタービンでは、工場試験ボイラの蒸気量によって700MW実機の定格負荷相当までを全周噴射運転できるので、各負荷での熱性能測定とバフエッティング振動(ランダム振動)応力の実測を主な目的としている。この試験タービンは実機低圧後部3段(L-2, L-1, L-0段)を正確に相似縮小し、かつ回転数をその分増加させて9,000rpmとして翼先端部周速を一致させている。

(b) 実物大タービン試験

実物大試験タービンは図8に示すように、実機と同一設計のL-0とL-1の2段落構成である。また、排気室の構造も実機と同一として、蒸気の流れ状態についても検証できるようにしてある。

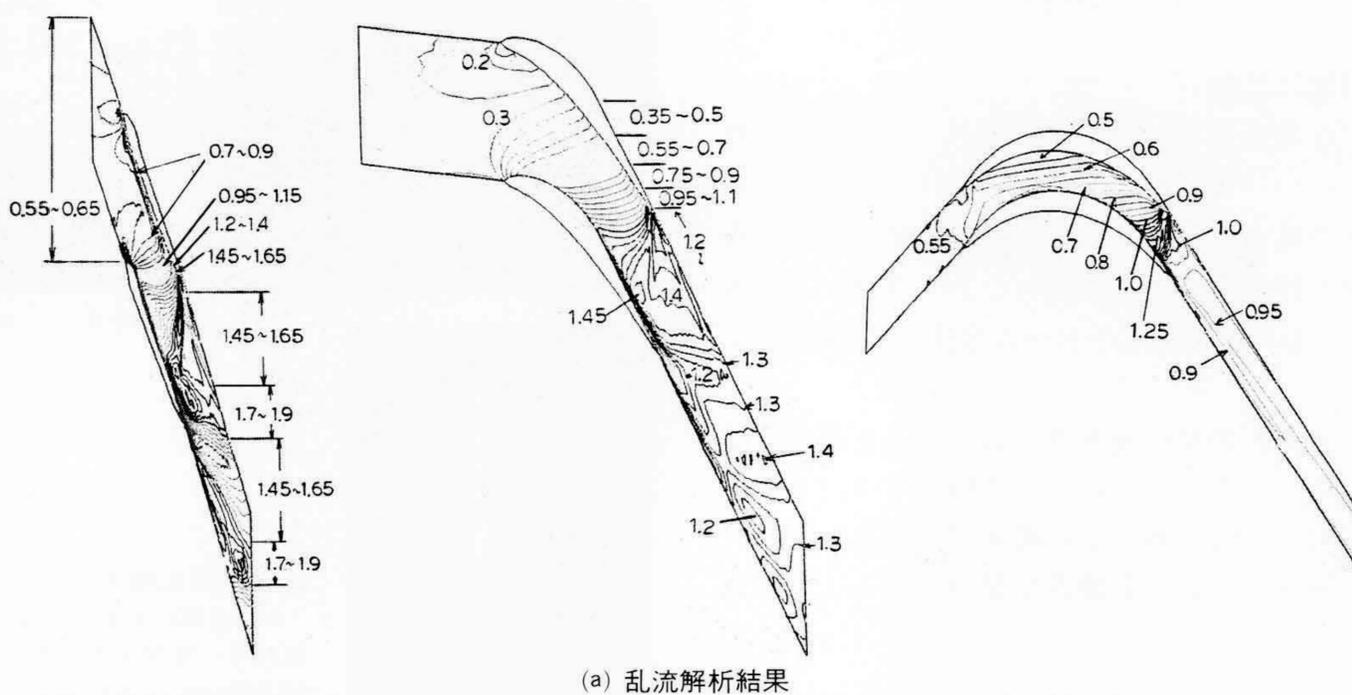
実物大試験ロータは、日立金属株式会社製の翼素材から削り出したものを主体に、VEW社製及び株式会社神戸製鋼所製の素材を用いたものを一緒に植え込んで試験した。

(c) 図9に完成した2本の試験ロータを、また図10に試験装置全体の完成状況を示す。

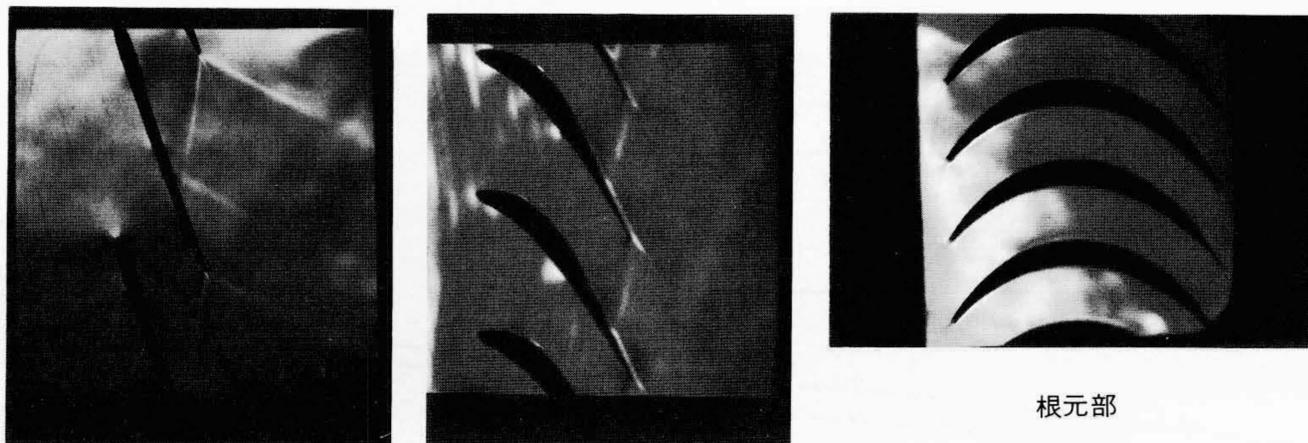
(2) 試験結果

2台の試験タービンによる回転実証試験は良好に行われた。その主な結果は次のとおりである。

(a) 40in長翼の振動特性と表面応力分布測定試験結果



(a) 乱流解析結果



先端部

中央部

根元部

(b) シュリーレン試験結果

図6 翼形の乱流解析結果とシュリーレン試験結果の比較 シュリーレン試験結果とスーパーコンピュータを用いた乱流解析結果はよく一致し、40in翼プロフィールの高い性能が証明されている。

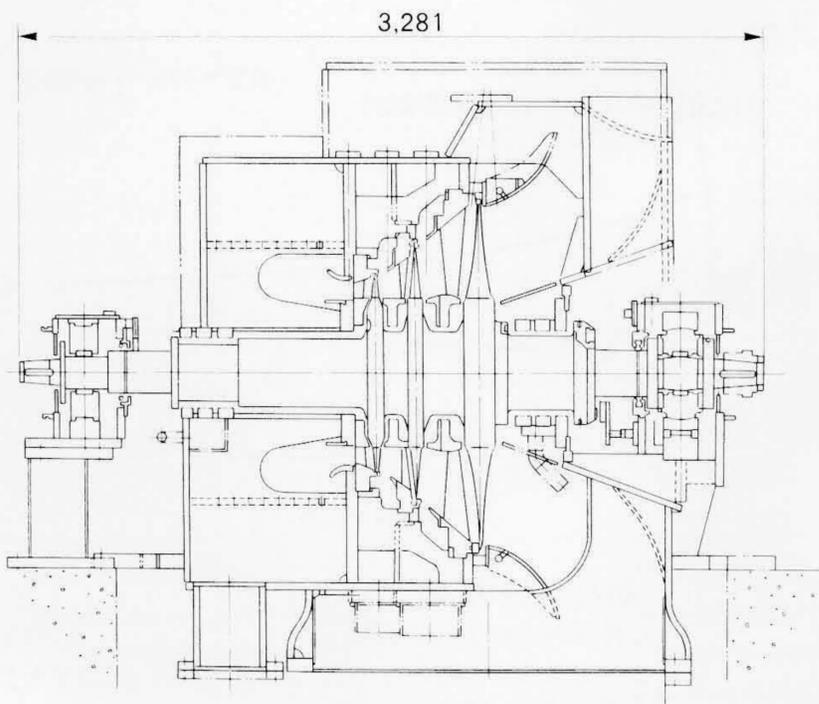


図7 $\frac{1}{2.5}$ 縮小モデルタービンの構造 700MW相当負荷までの全負荷にわたり、性能と翼振動特性の実測を目的とした3段構造の $\frac{1}{2.5}$ 縮小モデルタービンを製作した。

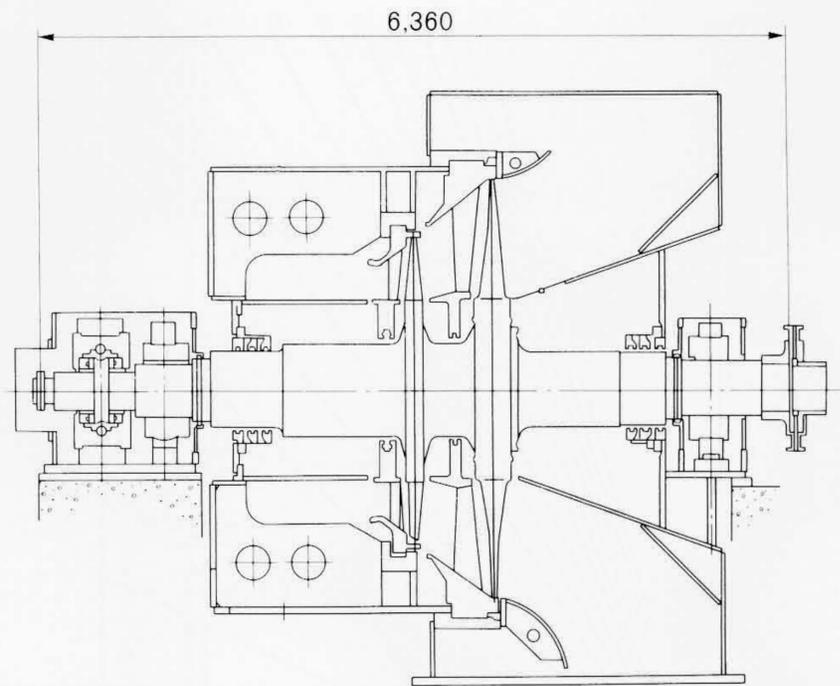


図8 実物大試験タービンの構造 40in実物翼の振動特性と低負荷域全周噴射試験、10枚ノズルによる700MW相当負荷試験及び2枚ノズルによる1,400MW相当過負荷・耐久力試験を目的とした2段構造の実物大試験タービンを製作した。



図9 完成した実物大試験タービンロータ 2台の試験タービン用ロータを示す。手前は $\frac{1}{2.5}$ 縮小モデルロータで、後方は実物大モデルロータである。

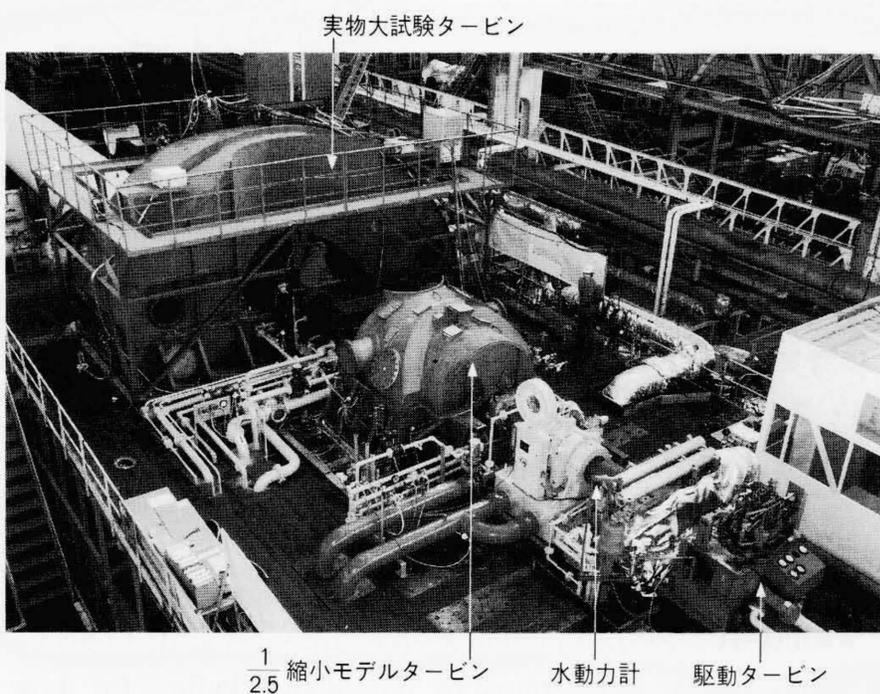


図10 40inチタン長翼開発・試験装置全景 回転実証試験装置の全景を示す。手前から駆動タービン、水動力計、 $\frac{1}{2.5}$ 縮小モデルタービン及び実物大試験タービンが一軸に連結されている。

図11に実物翼の振動特性(キャンベル線図)を示す。いずれの振動モードも60Hz運転域から十分に離れている。また、ひずみゲージにより翼表面の遠心応力分布を測定し、応力分布レベルが十分に低く安全であることを確認した。

(b) バフエッティング振動(ランダム振動)応力測定結果

図12に、 $\frac{1}{2.5}$ 縮小モデルタービンの全負荷帯での実測値と実物大試験タービンでの実測値とを重ねてプロットした図を示す。また、実物大試験タービンの10枚ノズル及び2枚ノズル噴射時でも試験を行って、過大な蒸気力に対しても安全であることを確認した。

(c) 遠心力による40in長翼先端の半径方向伸び量の測定

チタン合金はヤング率が低く伸びやすい特性があるので、回転中の40in長翼の遠心力による伸び量を測定した。測定はギャップセンサと石筆によって実施したが、いずれも解析どおり3,600rpm時に4.2~4.3mm半径方向に伸びることが確認された。

(d) 性能試験結果

図13に、ピトー管トラバース装置を用いて測定したデータによって解析したフローパターンと軸流速度分布を示す。実測したフローパターンは、当初40in長翼熱設計時に解析で求めたものとよく一致していた。この測定データを用いてL-0段落だけの段落出力を求め、これによって段落熱性能を評価した結果、いずれのタービンでも計画値を約4.5%上回る良好な性能となっていることが分かった。

(e) 過負荷・耐久力試験結果

最後に、2枚ノズル部分噴射運転による1,400MW相当の過負荷・耐久力試験(延18時間)を行い、40in長翼の信頼性を確認した。

(f) 分解検査結果

すべての試験が終了した後、実物大試験タービンを分解点検したが異常は認められなかった。

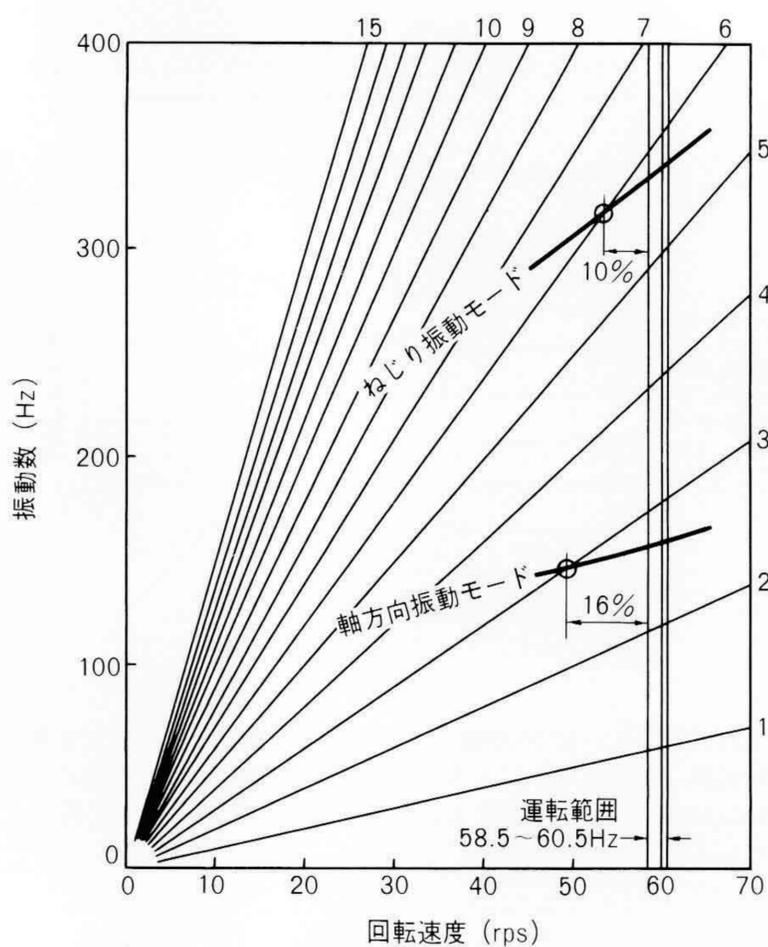


図11 40in長翼の振動特性実測結果(キャンベル線図) 本図は40in長翼の振動特性の実測キャンベル線図である。3次モードと6次モードの共振成分が実測されたが、58.5~60.5Hzの運転サイクルから十分に離れており安全である。

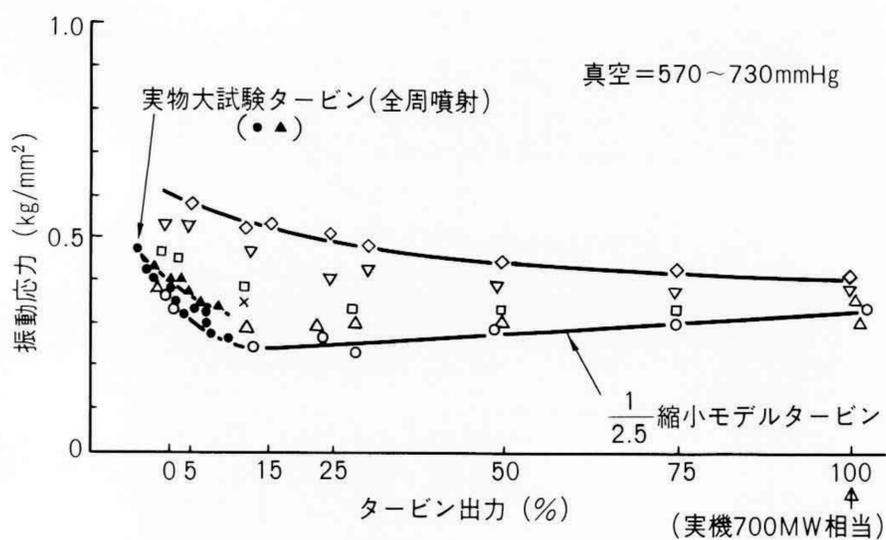


図12 40in長翼のバフェッティング(ランダム)振動実測結果 蒸気流の変動に伴う外力によって発生する翼振動の実測結果を示す。実物大試験タービンでは低負荷時だけの確認となったが、 $\frac{1}{2.5}$ 縮小モデルタービンの試験結果とよい一致がみられた。

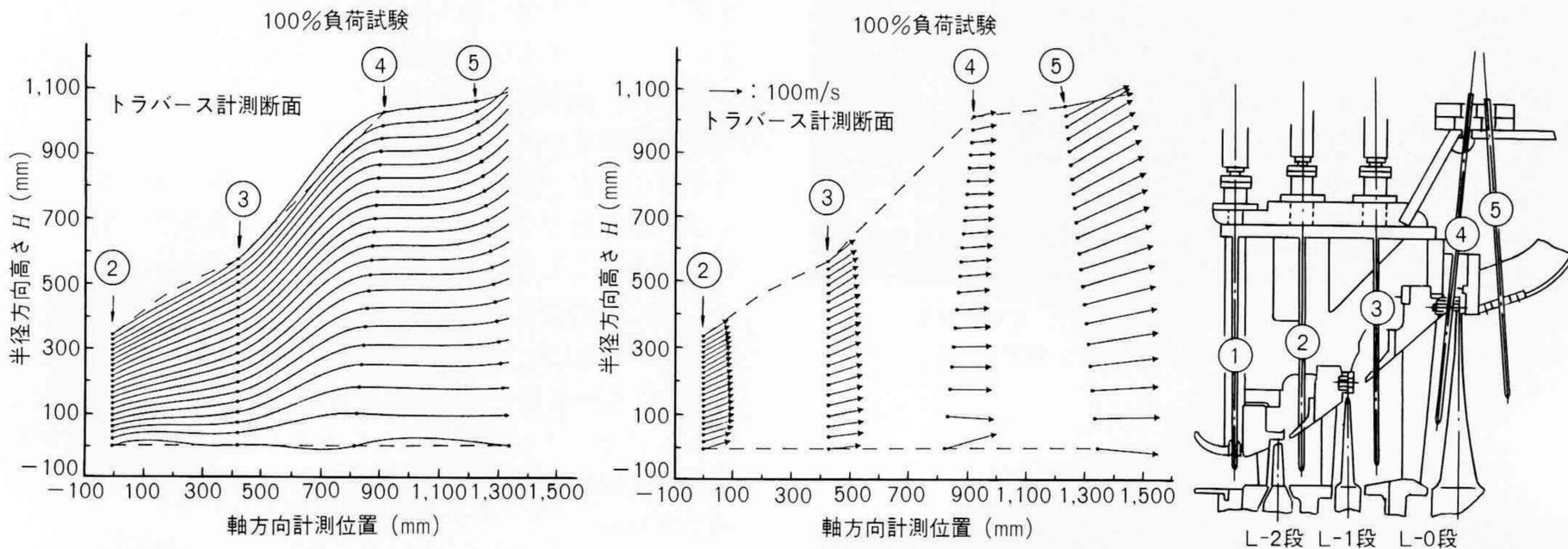


図13 段落間流れ計測結果 本図は段落間のピトー管トラバース計測によって得たデータを解析して、フローパターンと軸方向流速分布を求めたものである。このようにして最終段単独の性能確認も実施した。

6 開発結果とその評価

以上述べたように、チタン合金の材料特性の検証、高性能翼形の選定と評価、実機低圧タービンの段落構成の選定、長翼の構造強度評価、翼連結構造の選定など一連の要素技術開発と、実物大試験タービンによる全周噴射試験、700MW相当実負荷試験及び1,400MW相当の過負荷・耐久試験、更には、 $\frac{1}{2.5}$ 縮小モデルタービンによる全負荷域の振動試験と性能試験を実施した結果、700MW実機タービンに適した高性能で信頼性の高いチタン合金製40in長翼を開発できた。

参考文献

- 1) 池内, 外: タービン長翼の新技術, 火力原子力発電, 33, 5, 495~505(昭57-5)
- 2) 加藤, 外: 苫東厚真発電所2号機の建設と蒸気タービン, 発電機設備の特徴, 火力原子力発電, 38, 5, 449~467(昭62-5)
- 3) AMS4930C: Titanium Alloy Bars, Forgings, and Rings 6Al-4V, Extra Low Interstitial Annealed, UNSR56401.
- 4) EPRI, AF-445: Status of Titanium Blading for Low-Pressure Steam Turbines, Appendix a: Microstructure Control and the Effect of Microstructure on the Properties of Ti-6Al-4V.