

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1033

動翼振動の非接触計測法の研究

松 田 幸 雄 ・ 遠 藤 征 紀
杉 山 七 契 ・ 越 沼 威

1989 年 8 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. はじめに	2
2. 動翼振動の非接触計測法	3
2.1 簡易型非接触計測法とその問題点	3
2.2 本計測法の計測原理	5
2.3 計測誤差	7
2.4 計測範囲等	9
3. 動翼振動計測システム	11
3.1 動翼先端検出器	12
3.2 データ収集装置 (SDU)	18
3.3 データ処理・表示装置 (CDU) とソフトウェア	22
3.4 FVMS の性能	24
4. 動翼振動計測システムによる実機計測	25
4.1 実機計測例	25
4.2 計測値の定量的検証と計測時間について	42
5. ま と め	47

動翼振動の非接触計測法の研究*

松 田 幸 雄** 遠 藤 征 紀**
杉 山 七 契** 越 沼 威**

Noncontact Measurement of Rotating Blade Vibrations

By

Yukio MATSUDA, Masanori ENDOH, Nanahisa SUGIYAMA
AND
Takeshi KOSHINUMA

ABSTRACT

A new noncontact measuring system for rotating blades vibrations of fans, compressors, and turbines has been developed and successfully applied in the research and development project of turbofan engines and industrial gas turbines. It is a powerful measurement system which can simultaneously measure the vibration of all blades without the need of such processing of blades and rotor as in traditional strain gage measurement. The system consists of optical fiber blade-tip detectors on the peripheral of the engine casing, signal processing/data acquisition subsystem and control/calculation/display subsystem.

Software is devised to insure valid data and high handling qualities of the system. Results of measurement are displayed on a sub-realtime basis in the on-line monitoring mode as vibration wave forms of a few blades and bar-graphs for the maximum vibration amplitudes of all the blades. Also an off-line data processing mode is available for later analysis and review.

The present paper describes the measuring principle, the system performance and the hard- and software, and in addition, some results of application and calibration which show good agreement with those of strain gage measurement.

記号及び文字

A : 動翼先端振動振幅値
 A_{pd} : 受光素子の光 / 電圧変換増幅率
 a : 反射体 (動翼先端) 幅
 C_{\max} : カウンタの最大計数値
 D_m : 曲げ振動計測時の動翼先端変位測定値

D_1, D_2 : ねじり振動計測時の動翼先端変位測定値
 D_p : 動翼先端ピッチ円直径
 D_b : センサ放射端直径 (センサ先端の光ファイバ束直径)
 D_c : センサ先端の外径
 d : センサ～反射体間距離
 E_1 : V_{pd} の最大値が変動する場合の計測誤差
 E_2 : V_{pd} の波形が変化する場合の計測誤差
 fb : 動翼の 1 次曲げ固有振動数

* 平成元年 3 月 16 日 受付

** 原動機部

f_{pd} : フォトディテクタの周波数帯域
 I_i : 各 S センサが最初に検出する動翼 N_i
 K : サンプル回数 (測定回転回数)
 L_i : センサの光源結合損失
 L_{ts} : センサの放射側伝送損失
 L_r : センサの反射損失
 L_{tr} : センサの集光側伝送損失
 L_p : センサのフォトディテクタ結合損失
 L_m : センサの全損失
 m : センサ数
 n_s : 動翼枚数
 N : 回転速度
 P_k : P 信号時間データ
 P_{pd} : フォトディテクタが受光する光パワー
 P_i : 光源から受光端への入射光パワー
 R : 動翼の積重点での振動変位量
 R_j : 動翼 N_j の動翼先端変位量
 $R_{i,g}$: 動翼先端の変位量データ
 S_d : センサの配置間隔
 $T_{i,g}$: 動翼先端の通過時間計測データ
 T_c : クロック信号周期
 $t_{i,g}$: 動翼先端の変位量データに対応する時刻
 T_{ps} : 出力パルス信号時間幅
 T_s : センサ先端温度
 t_d : 動翼先端通過から受光素子の出力信号が立上がるまでの時間
 U_r : 動翼先端の周速
 V_{th} : スレッシュホールド電圧
 V_{pd} : フォトディテクタ出力電圧
 W_p : P チャンネルメモリ容量
 W_s : S チャンネルメモリ容量
 X : 反射体移動距離
 $X(t)$: 時間 t での動翼先端の移動距離
 α : 動翼のねじれ角
 ΔR : SDU の分解能
 η : 動翼先端変位量の計測範囲 (相対値)
 ξ : 動翼のスタガ角
 θ : センサ～反射体の相対角度
 θ_d : センサ配置角度
 θ_t : 動翼振動ねじり変位角
 ϕ : 振動位相角

Ω : 振動角周波数
 添字
 g : データ N_g
 i : センサ N_i
 j : 動翼 N_j
 k : サンプル回数 N_k

1. はじめに

ジェットエンジンやガスタービン等における動翼の設計にあたっては、その振動特性 (振動モード及び周波数) をあらかじめ予測しなければならない。現在その方法としては、設計時点での有限要素法等による解析的手法及びホログラフィ法のような実験的手法があり広く行なわれている。しかしながら、これらの方法は回転する動翼のひずみまたは応力の大きさに関する情報を十分に与えることはできない。さらに回転している動翼は複雑で非定常な空気力に励起されるため、動翼の固有振動数とは異なる振動スペクトラムを持つ。例えばストールフラッタ、ローテイティングストール、ディストーションによる動翼振動などである。従って動翼の振動状態を明確にして破損を防止するためには、回転している動翼を直接計測する技術に依らなければならない。

従来動翼の振動計測は動翼に貼付したひずみゲージによって行なわれていた。しかしながらひずみゲージによる計測では、測定できる動翼枚数、応力のレベル、使用時間などの制限があり十分な計測は難しい。さらに計測対象自体にひずみゲージを貼り、また内部に信号引出しのためのスリップリングまたはテレメータ装置を装着しなければならないため、一般には圧縮機やタービン等の単体の試験に限られ、実機の性能運転等に並行して動翼振動計測を行なうことは困難であった。

以上のようなひずみゲージによる動翼振動計測に対し、非接触にこれを行なう方法について検討を行なった。その結果、ケーシングに固定されたセンサによりその前面を通過する動翼先端の通過時刻を検出し、それをもとに動翼先端の振動振幅を求める計測法を考案した*。このセンサとして光学的に動翼

* 特許出願済, 特許公開番号 昭55-140117, 1980-11-1

の通過を検出し得る光ファイバセンサを開発した。

上記の計測法を実証するために、著者等はまず1本のセンサを計測対象に装着し、そのセンサ位置での動翼先端の振動振幅測定を行ない満足できる結果を得た¹⁾。このように1本ないし2本のセンサにより、非接触で動翼振動計測を行なおうとする試みについては他にも報告されている^{2)~5)}。これらの計測法は、センサが装着された位置における動翼先端の変位を測定し、その値から予想した正弦波振動モードでの周波数、振幅及び位相を算定する。従って予想可能な正弦波振動モードでの計測には有効であるが、不規則な振動波形の計測には限界がある。また動翼に対する強制空気力が働く円周上の位置、分布を求めることができない。

以上述べた計測法に対し多数のセンサを用いる方法がNASAにより提案されている⁶⁾。ただしこれは計測システムの概念設計と構成要素のブレッドボードについてのみの記述であり、計測結果は示されていない。またその後開発が進められたと言う報告はない。筆者等はNASAとは全く独立に、上述した文献1)の結果をもとに複数本のセンサにより動翼振動の振幅および周波数を計測し得る動翼振動計測システムを開発した。これは直接的にはターボファンエンジンのファン動翼振動計測を目的とするもので、エンジンの環境試験の一部である横風試験及びインレットディストーション試験でのファン動翼の振動計測を行なうために製作したものである(ここではファン動翼振動計測システム: FVMSと呼ぶ)⁷⁾。これ等2つの計測システムの原理は非常に似ているが、実際のハードウェアの構成は明らかに異なっている。文献6)における計測システムは、その計測装置の概念によれば計測原理に忠実にハードウェアを製作することになり、装置全体が大規模、複雑になると思われる。これに対して筆者等が開発したFVMSは計測原理をソフトウェアを中心に実行するため非常に簡便であり、使用目的に応じて柔軟に対応することができる。

FVMSは実際のファン単体及びターボファンエンジンの研究開発に有効に使用された^{8)~10)}。またこれに改良を加え一般のガスタービンにも広く適用できる動翼振動計測システムに発展させ、産業用ガスタ

ービンの圧縮機動翼の振動計測に使用して非常に有益な結果を得た^{12), 13)}。本報告では本動翼振動計測法の計測原理、FVMSのハードウェアとソフトウェア及び実機の計測結果、計測値の定量的な検証結果などについて述べる。

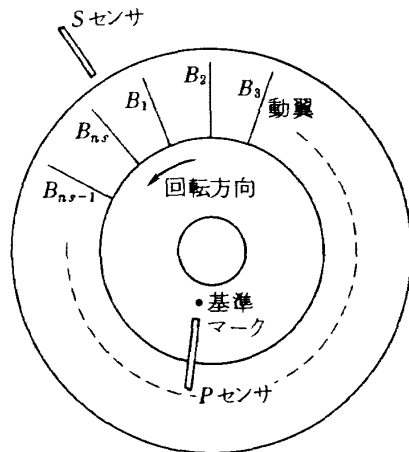
2. 動翼振動の非接触計測法

筆者等が開発した動翼振動の非接触計測法は、毎回転の計時開始時点から動翼先端が固定測定点(センサ装着点)を通過するまでの時間が、振動状態と非振動状態とで異なることに着目し、全動翼の振動を非接触にかつ同時に計測するものである。ここで動翼先端の固定測定点通過時刻は、光ファイバを用いたセンサ及び時間測定回路によって非接触に測定される。

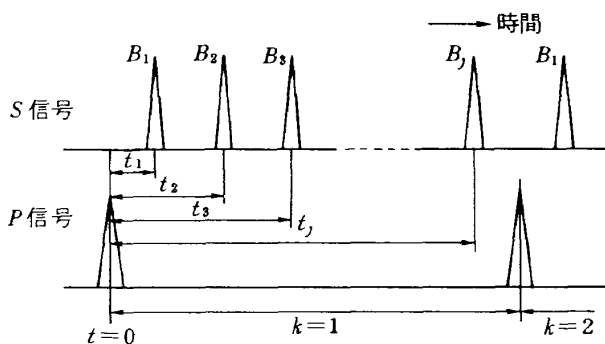
2.1 簡易型非接触計測法とその問題点

まず動翼先端の通過を検出するセンサ(以後「Sセンサ」と呼ぶ)が1本の場合について述べる。図1(1)はこれを示したもので、ケーシング上の任意の位置にSセンサを装着し、回転ごとの計時開始信号を得るために別のセンサ(以後「Pセンサ」と呼ぶ)を配置する。Pセンサは動翼($B_1, B_2 \dots B_{n_s}$)との相対的位置変動が無視できる程度に小さいもの、例えば軸、タービンディスクなどに取付けられた基準マークの通過を検出する。Sセンサは、動翼がその前面を通過するたびにパルス状の信号(以後「S信号」と言う)を、またPセンサは基準マークがその前面を通過するたびにパルス状の信号を(以後「P信号」と言う)出力する。図1-(2)にS信号及びP信号を模擬的に示した。即ち三角形で示したそれぞれの信号は、その時点でSセンサの位置に1枚の動翼が、またはPセンサの位置に基準マークが通過したことを示している。いまP信号から各S信号までの時間を t_j ($j=1, 2, \dots, n_s$, n_s は動翼枚数)とすれば、動翼がほとんど振動していない状態では t_j は常に一定の時間となる。ただしローターの回転速度は1回転する間に変動していないものとする。次に動翼が振動している場合の測定時間 t_j' を $t_j \pm \Delta t_j$ とすれば、

$$\Delta t_j = |t_j' - t_j| \quad (1)$$



(1) S センサとP センサの配置



(2) S 信号とP 信号

図1 基本計測原理説明図

t_j より各動翼 j の先端の変位 R_j (mm)は、

$$R_j = \Delta t_j \cdot \pi \cdot D_p \cdot N / 60 \quad (2)$$

ここに D_p は動翼先端が画くピッチ円の直径(mm), N はローターの回転速度(RPM)である。従ってサンプル回数(測定回転回数)を十分に大きくとり、多数の Δt_j を測定してその最大値を求めれば、動翼先端の円周方向の振動振幅に近い値が得られる。このように1本のSセンサによりそのセンサ位置での各動翼先端の円周方向の振動振幅を求めることができるが、それ以外の位置での振動情報は得られない。このためSセンサを2本ないし3本にして振動周波数及び位相を求める方法が提案されている²⁾⁻⁵⁾。これ等の方法では情報の不足を、①振動モードを仮定するか計測可能な振動モードに制限を加える、②サンプル回数を増して平均値をとる、③ローターの回転速度を動翼の共振点の前後にスィープさせる、等の手段で補っている。

図2は3個のSセンサ S_1, S_2, S_3 の下を、動翼が振動しながら周速 U_r で移動していく様子を模擬

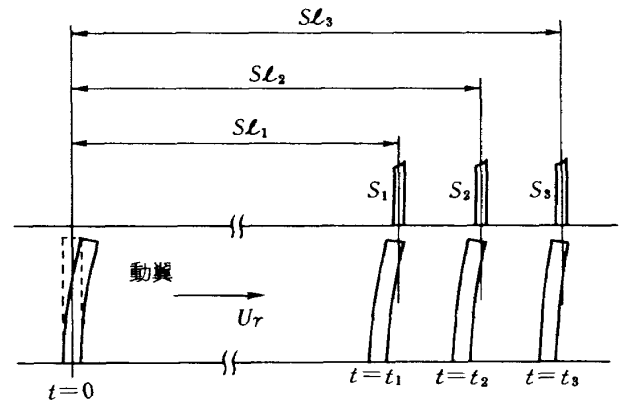


図2 3 個の S センサによる動翼振動計測法

的に示したものである。図で基準マークセンサが基準マークを検出した時刻を $t=0$ とし、動翼の先端が S_1, S_2, S_3 により検出される時刻を t_1, t_2, t_3 とする。また動翼が振動していない状態での $t=0$ における動翼の位置(図の破線で示した位置)から S_1, S_2, S_3 までの距離を SL_1, SL_2, SL_3 とする。ここで動翼先端が振幅 A , 周波数 Ω , 初期位相 ϕ で正弦波状に振動していると仮定すれば次式が成立する。

$$SL_1 = U_r \cdot t_1 + A \cdot \sin(\Omega \cdot t_1 + \phi)$$

$$SL_2 = U_r \cdot t_2 + A \cdot \sin(\Omega \cdot t_2 + \phi) \quad (3)$$

$$SL_3 = U_r \cdot t_3 + A \cdot \sin(\Omega \cdot t_3 + \phi)$$

SL_1, SL_2, SL_3 は物理的に、また $U_r, t_1 \sim t_3$ は計測データとして求まるから(3)式を解いて A, Ω, ϕ を求めることができる。ただし計測データのわずかな誤差により A, Ω, ϕ の計算値誤差がかなり大きくなるので、何回かの計測結果の平均値をとる必要がある。

次に旋回失速あるいはフラッタが生じている時のように動翼の振動周波数が回転 n 次と一致しない場合において、動翼が S_1 センサを通過する時刻 t_1 の変動を計算すると次式が得られる²⁾。

$$|t_1 - \bar{t}_1|_{\max} = A / U_r \quad (4)$$

ここに \bar{t}_1 は t_1 の平均値である。また S_1 と S_2 間の動翼の移動時間の変動 Δt 及びその大きさ $|\Delta t|_{\max}$ は次式で求められる²⁾。

$$\Delta t = (t_2 - t_1) - (\bar{t}_2 - \bar{t}_1) \quad (5)$$

$$|\Delta t|_{\max} = A \cdot \Omega \cdot (SL_2 - SL_1) / U_r^2 \quad (6)$$

ただし $(SL_2 - SL_1)$ は、動翼が1周期振動する間に移動する距離に比較して十分小さくなるようにする。

(4), (6)式から動翼が正弦波状の振動をしていてかつ共振状態に無い時には, P センサと1本の S センサで数10回転にわたる測定を行ない $|t_1 - \bar{t}_1|_{\max}$ を求め, その振動振幅を計測することが可能であることがわかる。また S センサを2本用いれば, 同様に $|dt|_{\max}$ を測定することにより動翼の振動数も計測できることがわかる。しかし動翼振動数が回転 n 次と一致した共振状態の場合には, (4), (6)式はほとんど一定の値となり上の方法では計測できない。この場合にはローターの回転数を計測回転数の前後にスweepさせることによって, S_1 の位置で検出される動翼先端の変位量を変化させ, その変位の変動幅を動翼の振動振幅として良いことがわかっている。

以上のように2ないし3本の S センサにより動翼振動計測を行なう方法は, 次のように本質的な欠点をもっている。

- ① センサ装着位置での振動情報しか得られない。
- ② 振動波形が純粋な正弦波以外の場合には誤差が大きく, 場合によっては計測困難となる。

前者は動翼の振動がローターの回転に同期していない現象(ローティティグストールなど)であれば統計的にこれを捕えることができるが, 動翼の固有振動による共振などのように回転に同期して振動している場合にはセンサ装着位置により測定値が異なる。また後者は計測原理上の問題であり, ひずみが大きい場合には計測は不可能になる。このようにこ

の計測法はあくまで近似的に動翼振動計測を行なうとするものであると言える。

2.2 本計測法の計測原理

2.1の計測法に対し, 筆者等は S センサを多数ケーシング上に配置し, 直接に振動波形を得る新しい計測法を開発した。図3に本計測法をもとに開発したFVMS (Fan Blade Vibration Monitoring System) の構成を示す。本計測システムは検出器部とデータ収集装置 (Signal Processing and Data Acquisition Unit: SDU), データ処理・表示装置 (Calculation and Display Unit: CDU) から構成される。計測対象動翼の通過を検出する S センサ (図で#1~# m) は, 動翼と向き合うようにケーシングに装着してある。また P センサはディスク等に付られた基準マークの通過を検出し, 両者とも動翼先端及び基準マークの通過を検出するたびに1個のパルス状の光出力信号をSDUに送る。SDUは $m+1$ チャンネルの光電変換素子, タイムカウンタ, ランダムアクセスメモリ (以後RAMsと略称する) と, これらを制限する制御ユニットからなる。各チャンネルの時間カウントは P 信号の最初の入力とともに開始し, S 信号が入力されるたびにその時までのカウント値を次々にRAMsに蓄える。CDUはSDUの測定開始/終了の制御, RAMsに蓄えたカウントデータのCDUへの転送, このデータをもとにした動翼

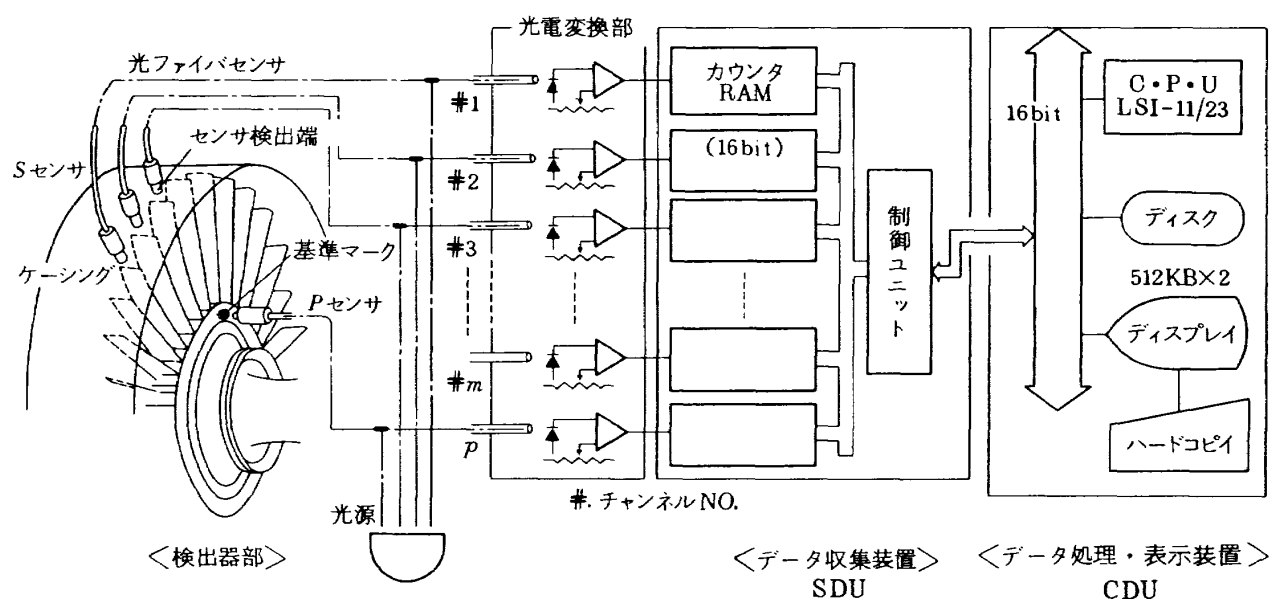


図3 ファン動翼振動計測システムの構成

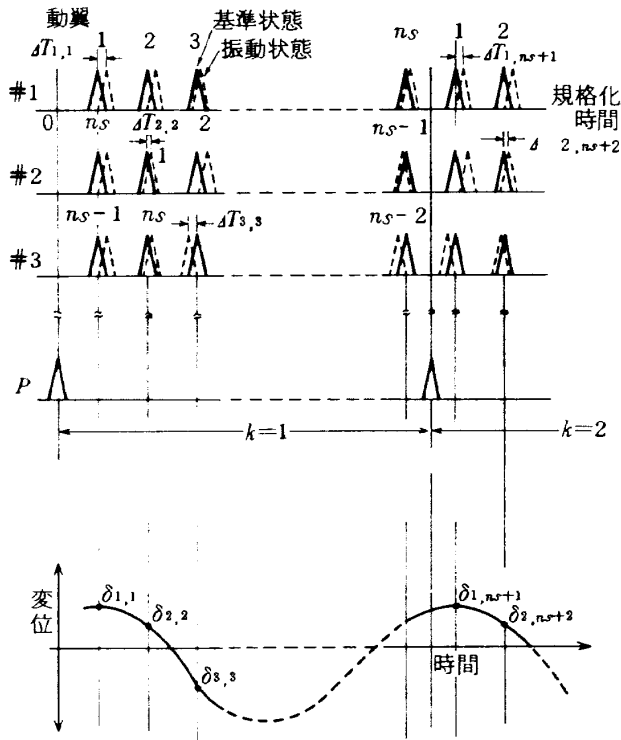


図4 本計測法の計測原理

振動値の計算，及びその結果の出力表示を行なう。

図4に本計測法の計測原理を示す。図では#1～#3チャンネルのSセンサ及びPセンサの出力信号を図2と同様に示している。図において，実線で描いた三角波形は動翼が振動していない状態または無視できる程度に小さい状態（以下これを「基準状態」と呼ぶ）のセンサ出力信号である。また破線で描いた三角波形は振動が生じている状態のセンサ出力信号である。ここで横軸には2つのP信号間の時間（ローターが一回転に要する時間）で規準化した時間をとっている。FVMSにより動翼の先端の振動を求める手順を次に示す。

① 基準状態にてP信号発生時から各動翼に対応したS信号までの時間を測定する。測定は数回転分繰り返行ない，その平均値を基準マトリクス $[\overline{T_{i,g}}^*]$ として得る。ここで $i=1, 2, \dots, m$ は S_i センサまたはSDUの# i チャンネルを意味する。また $g=1, 2, \dots, n_s$ は# i チャンネルの測定した計測データのうち， g 番目のデータを意味する。

② 次に動翼振動を計測しようとする状態において K 回転分の測定を行ない，①と同様に計測データのマトリクス $[T_{i,g}]$ を得る。ただし $i=1, 2, \dots, m$ ， $g=1, 2, \dots, n_s, n_s+1, \dots, (n_s+1) \cdot$

$(k-1), \dots, n_s \cdot K$ である。

③ 求める動翼先端の変位を表わすマトリクス $[R_{i,g}]$ は，2)式において回転速度分は基準マトリクス及び計測データのマトリクス両者に含まれているから次のように表せる。

$$[R_{i,g}] = [T_{i,g}] - [\overline{T_{i,g}}] \cdot \pi \cdot D_p \quad (7)$$

なおここで得られる動翼先端変位は，実際の変位の円周方向成分である。ここで $[\overline{T_{i,g}}]$ は， $[\overline{T_{i,g}}^*]$ を $g=1, 2, \dots, n_s$ に関して K 回繰り返して作成した基準マトリクスで， $g=1, 2, \dots, n_s, n_s+1, \dots, (n_s+1) \cdot (K-1), \dots, n_s \cdot K$ である。

④ 動翼の時間軸に対する変位を得るために， $[R_{i,g}]$ から同一の動翼についてのデータを抽出する（図4を例にとれば，No.1動翼では， $T_{1,1}, T_{2,2}, \dots, T_{1,n_s+1}, T_{2,n_s+2}, \dots$ ，である）。そのため，まずP信号が入力された後，各 S_i センサが最初に検出する動翼の番号 I_i を構成要素とするマトリクス $[I_i]$ ，（ $i=1, 2, \dots, m$ ）を作成する。 $[I_i]$ は，計測対象の回転体をPセンサが基準マークを検出する位置に静止させた状態で，各Sセンサと動翼との位置関係を調べることにより求めることができる（あるいはローターを回転させた状態でS信号の波形列をP信号でトリガをかけて観測する）。いま $[R_{i,g}]$ の i 行のうち，

$j \geq I_i$ を満たす動翼 B_j については

$$g = (i - I_{i+1}) + (k-1) \cdot n_s \quad (8)$$

$j < I_i$ を満たす動翼 B_j については

$$g = (n_s - I_{i+g+1}) + (k-1) \cdot n_s \quad (9)$$

により g を求めて動翼 B_j の要素とする。

⑤ 以上より求めた変位 $R_{i,g}$ に対して，時刻 $t_{i,g}$ を対応させれば動翼No. j の振動波形が求まる。ここに時刻 $t_{i,g}$ は P_k を K 回転目のP信号出力時間データとして次式で求める。

$$t_{i,g} = P_k + T_{i,g} \cdot (P_{k+1} - P_k) \quad (10)$$

なお以上は1つのPセンサによる1回転分の時間で規準化する例を示したが，1回転中に回転速度が大きく変化するような計測対象では，Pセンサを複数個配置することによってこれに対応する事が可能である¹⁾。

以上の計測原理からわかるように，本計測法は測定方式でいう「補償法」に該当する。すなわち実際

の動翼振動状態で求めた「測定量」より、動翼の振動が無視でき得る程度に小さい基準状態で測定した「基準量」を差し引いて振動振幅値を求める。この方式の特徴は一般の測定方式である「偏位法」に比べはるかに詳細な測定が可能であること、また実際の計測において測定機器の初期状態がバイアス量として測定量及び基準量の双方に含まれるため自動的にこれが除去されることである。さらに本計測システムでは、測定する物理量が時間であり一種のデジタル計測となるため、アナログ計測に比較して精度の良い測定が可能である。

2.3 計測誤差

本計測法での計測誤差は、デジタル計測における量子誤差と、センサ出力を光電変換したのち方形波信号に変換する過程での測定誤差が考えられる。前者はP信号からS信号までの経過時間を、SDU内蔵のクロック信号(周期 T_c)で計数する時に生じる最大でも1ビット分に相当する誤差である(これは同時に本計測法の分解能である)。分解能 ΔR は次式で求められる。

$$\Delta R = \pi \cdot D_p \cdot T_c \cdot N / 60 \quad (1)$$

周期 T_c のクロック信号で測定可能な最低回転速度を $N_{\min i}$ とすれば、

$$N_{\min i} = 60 / (T_c \cdot C_{\max}) \quad (2)$$

ここで C_{\max} はP信号間の時間を計数するPカウンタの最大計数値である。ここで測定回転速度 N は $N_{\min i}$ より大きい必要がある(回転数が小さいほどカウント値は多くなる)から、 ΔR は次式で求められる $\Delta R_{\min i}$ より大きく N と共に増加する。

$$\Delta R_{\min i} = \pi \cdot D_p / C_{\max} \quad (3)$$

製作したSDUのPカウンタは16ビットで、このとき $\Delta R_{\min i}$ の値は

$$\begin{aligned} \Delta R_{\min i} &= \pi \cdot D_p / 2^{16} \\ &\approx 0.479 \times 10^{-4} \cdot D_p \end{aligned} \quad (4)$$

(1), (3)式から明らかなように、分解能を小さくするには高い周波数のクロックを使用するとともに C_{\max} を大きくすれば良い。本計測システムでは、製作時の技術の現状と費用とを考慮して T_c の最小値を0.1 μsec (クロック周波数10 MHz)とした。図5はSDUが内蔵しているクロック信号の周期、0.1, 0.2,

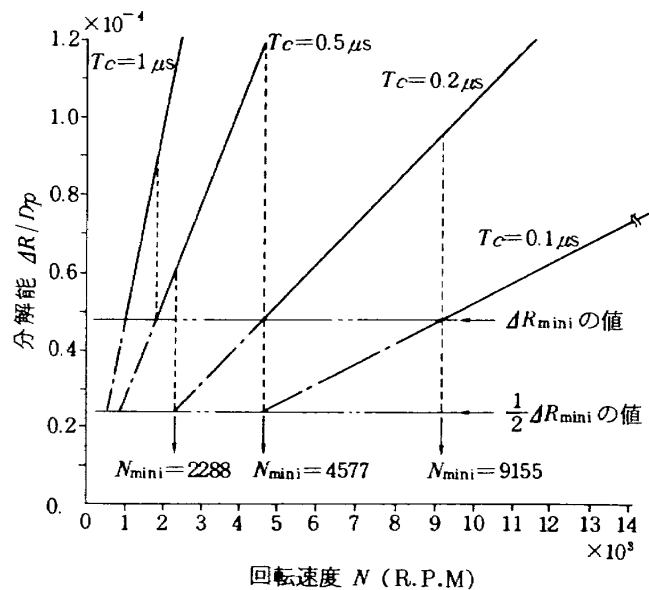


図5 クロックに対する分解能

0.5, 1.0 (μsec) における分解能を、 D_p との比 $\Delta R / D_p$ として回転速度に対し表したものである(実線の表示部分)。なお図では $\Delta R / D_p \geq 1.2 \times 10^{-4}$ 以上については省略してある。また C_{\max} については、ソフトウェア上の工夫によりカウンタが等価的に17ビットであるようにした。これより分解能は、 T_c が0.2 μsec 以下($N < 9155 \text{ RPM}$ 以下)の測定範囲で(4)式の1/2の値となり(図5に一点鎖線で示した)、実用上十分な分解能が得られている。なお図5から明らかなように、実際の計測では測定しようとする回転速度に対し ΔR が最小になるように T_c を選択することが望ましいが、これはソフトウェア上で自動的に行なうようになっている。

次に信号処理回路において、センサの出力信号(アナログ電圧)を方形波信号に変換する過程において生じる計測誤差について述べる。図6は動翼先端がセンサ前面を横切る状態でのセンサ出力電圧(光電変換素子出力電圧、 V_{pd})と、スレッショールド電圧(V_{th})以上で得られる方形波状の出力信号とを示す。図において動翼がセンサの端に到達する時刻 t_1 より、出力信号が立上がる時刻 t_2 までの時間遅れを td とすれば、 td が動翼の振動以外の原因で変動した場合にそれが計測誤差になる。この計測誤差はほぼ次のような原因で起こる¹⁾。

- (1) センサ本体の劣化、寿命等による出力光の減少

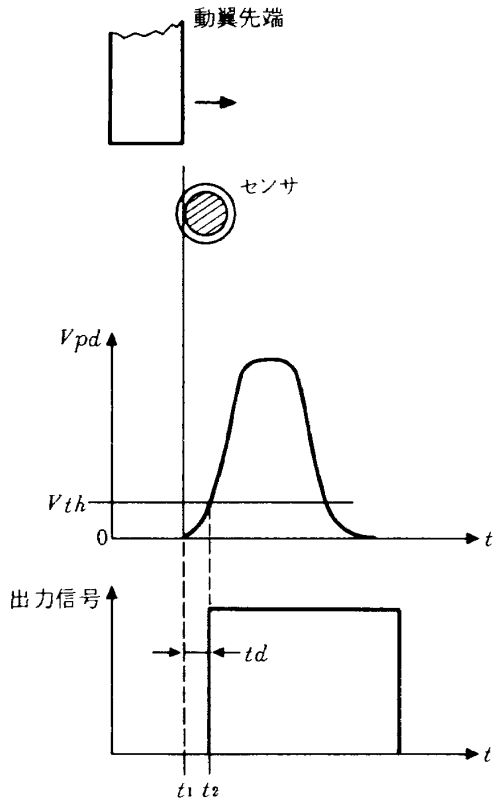


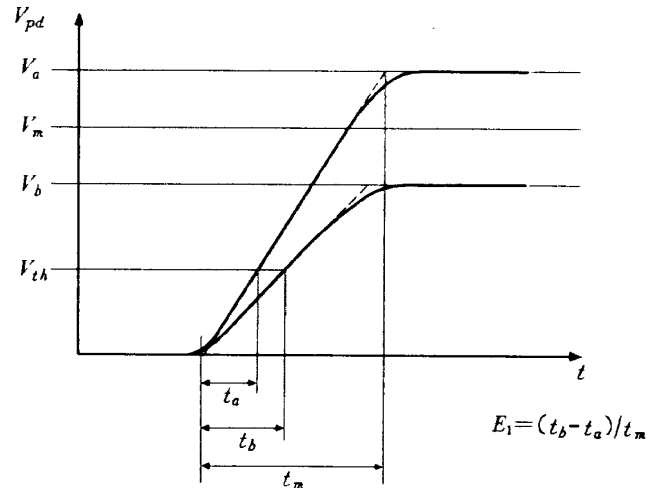
図6 センサ出力電圧と出力信号

- (2) 動翼の汚れによるセンサ出力光の減少
- (3) 光源光量の変動
- (4) V_{pd} , V_{th} 等のアナログ電圧変動
- (5) 動翼の振動によりセンサと動翼先端との相対的位置に変化が生じる事によるセンサ特性の変動

(1), (2)は反射型光センサの欠点であるが、出力光の減少する程度は使用する環境で大きく異なる。

(3)はセンサ出力の変動を生じる。(4)はSDU内部の電源電圧変動、熱による半導体素子のドリフト等によるものである。上記(1)~(4)の原因のうち(1), (2)は短時間内ではほとんど無視できる程度であり, (3), (4)では電源の安定化等, ハードウェア上での工夫が有効である。本計測法では, 2.2で述べたように「基準量」として基準データを本計測の直前に採取し, これとの差を計測データとしているため上記(1)~(4)の変動原因による誤差を実用上差し支えない程度に除去することができる。

次に(5)の原因による計測誤差は, 動翼先端が振動で揺れる状態において, センサ~動翼先端間の距離(d), 角度(θ)が変動し V_{pd} 及び出力波形が変化することにより生じるものである。ここで V_{pd} の変

図7 計測誤差 (E_1 の説明)

動による td の変化について述べる。まず V_{pd} が図7に示すように立上りの時点は同一で, 波形の最大値のみが $V_a \sim V_b$ 間を変動する場合について検討する。出力波形は図に示すように直線で近似している。図で td の変動は $t_b - t_a$ である。ここで $t_b - t_a$ の V_{pd} の立ち上がり時間 t_m に対する比を変動率 E_1 (すなわち計算誤差)と定義すれば,

$$E_1 = (t_b - t_a) / t_m \quad (15)$$

なお t_m は, センサ先端の光ファイバ束直径 D_b の1/2の距離を, 動翼先端が通過するのに要する時間である。ここで,

$$t_a / t_m = V_{th} / V_a \quad (16)$$

$$t_b / t_m = V_{th} / V_b \quad (17)$$

$$V_m = (V_a + V_b) / 2 \quad (18)$$

いま V_{pd} の変動率を $\overline{V_m}$ とすれば,

$$\overline{V_m} = (V_a - V_b) / V_m \quad (19)$$

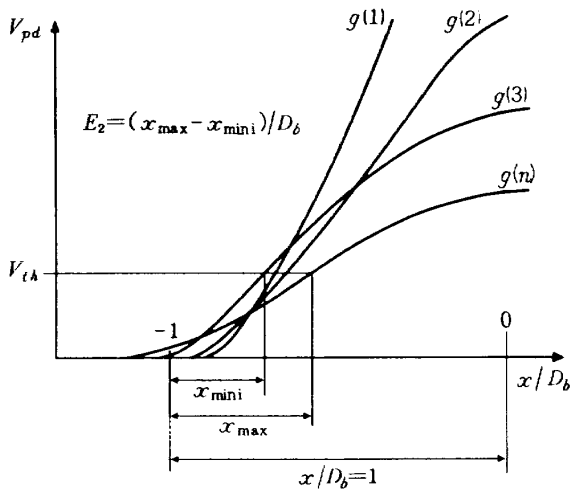
(15)~(19)式より E_1 は

$$E_1 = 4 \cdot V_{th} \cdot \overline{V_m} / (4 - \overline{V_m}^2) \cdot V_m \quad (20)$$

ここで $4 / (4 - \overline{V_m}^2) \approx 1$ より

$$\therefore E_1 = \overline{V_m} \cdot (V_{th} / V_m) \quad (21)$$

以上より計測誤差 E_1 は, V_{pd} の変動率と V_{th} の V_m に対する比で表すことができる。ここで $\overline{V_m}$ は, センサの種類及びセンサと動翼の相互関係で決まる(後述する)。いま具体的に E_1 の値を求めてみる。文献11によれば, センサをランダム型(後述する)とした場合の $\overline{V_m}$ は $d / D_b = 1 \sim 2$ の変動において0.57である。 V_{pd} の変化範囲を1~5(V)とすれば, V_{th} は通常その電圧の10~20%に設定するか


 図8 計測誤差 (E_2 の説明)

ら、 E_1 は Db の2～4%以下となる。以上のように V_{pd} が小さくなると計測誤差は拡大するため、計測中に V_{pd} の値を常に測定して、計測誤差が実用上許容される範囲内であることを留意しながら計測を行なう必要がある。

次に動翼先端とセンサ間の d 、 θ が変化することにより、出力信号の立上がり点やその後の波形が複雑に変化する場合について検討する。図8は d 、 θ の変化により同一のセンサ出力電圧が様々な波形になる状態を、模擬的に $g(1)$ 、 $g(2)$ 、 \dots 、 $g(n)$ として表したものである。ここで計測誤差 E_2 は、 $g(n)$ が V_{th} と交差する時点のうち、最大値 x_{\max} と最小値 x_{\min} から次のように定義する。

$$E_2 = (x_{\max} - x_{\min}) / Db \quad (22)$$

ここで x の値は、 V_{pd} が最大の点(センサ先端中央と動翼先端中央が一致した点)をゼロとしている。 E_2 の値はセンサの種類によって異なり、また V_{th} の設定値によっても大きく変る。いまこれを実際に行なった計測例より求めてみると、 d/Db 及び θ の変化は $d/Db = 0.5 \sim 1.5$ 、 $\theta = 0 \sim 2^\circ$ 程度であり、この場合の E_2 は Db の5%以下である。

2.4 計測範囲等

本計測法による計測の範囲、計測可能な振動モード、簡易計算方法及び計測上のデータの特異な取扱等について述べる。

2.4.1 計測範囲

本計測法は、測定時における各動翼先端と基準マークとの円周方向相対位置が、基準状態から変化したことを検出してその値より振動振幅及び波形を得るものである。従って動翼の振動以外の変位を次に示す原因により誤って計測してしまう可能性がある。

- ① ローターとケーシングとの熱膨張差
- ② ローターに加わるスラスト等によるローター全体の軸方向移動
- ③ ローターの軸振動(ねじり、曲げ)
- ④ ローターディスクの振動等

これ等のうち、①～③については振動数が動翼の振動数と一般に大きく異なること、多段の場合には他の段の振動波形にも同様の傾向が現われることなどから判別することが可能である。また④については、測定段の全ての動翼の振動の相互関係から振動モードを推測することは可能であるが、定量的にこれを区別することは困難と考えられる。何れの場合でも基準マークは動翼に近い位置、即ち軸上よりはローターディスク上に装着した方が良い。

動翼の振動モードは有限要素法による数値計算、ホログラフィー法等による光学的方法により求められる。これによれば、動翼先端の円周方向の変位を伴う振動モードの種類は極めて多く、本計測法にて計測した振動波形から直接に振動モードを確定することは困難である。しかし動翼のアスペクト比にもよるが、経験的には一次曲げ、二次曲げ、一次ねじりの3種類の振動モードが支配的であること、計測したデータから振動数を読取ることによって振動モードを推定できること、などから実用上致命的な計測上の欠陥にはならないと考えられる。

2.4.2 計測値の較正と動翼の変位量の計算

本計測システムによる動翼振動計測では、動翼先端の円周方向変位と動翼の各部に発生する応力との関係を、あらかじめベンチテスト等で求めておく必要がある。その一つの方法として、測定前の動翼片に電磁加振器で振動を与え、動翼の表面に貼付したひずみゲージ出力と、光学的に測定した動翼先端の変位との関係を測定する方法がある。しかし最近では有限要素法等の数値解析技術の発達にともない、理論的にこれを求めることが多く行なわれている。

本計測システムの動翼振動の出力値としては、動

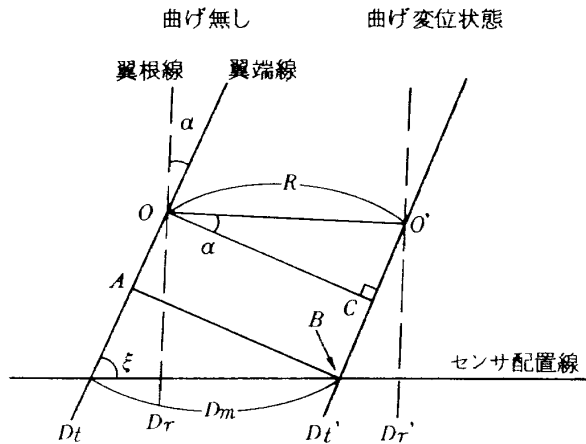


図9 動翼の変位量の計算
(一次曲げ振動モード)

翼の積重点の変位を円周方向の動翼先端変位より計算して求めている。ここではまずケーシング上の円周方向に S センサを 1 列に配置して、1 次曲げ振動モードでの動翼変位量を求める計算手順を示す。図9は動翼が1次曲げ振動で振動している場合の、ケーシング上から見た動翼先端の翼弦(実線: Dt)と翼根部の翼弦(破線: Dr)を描いたものである。図で左は曲げが無い状態を表したもので(基準状態)、右は曲げ変位状態(基準状態の各点を直角方向に等しい距離だけ移動したもの)を表している。図において Dm は S センサ位置での測定値、 α は動翼のねじれ角、 ξ はスタガ角である。ここで求める積重点(点 O)での変位量を R とすれば、

$$\begin{aligned} \overline{AB} &= \overline{OC} = \sin \xi \cdot Dm \\ \therefore R &= \overline{OC} / \cos \alpha \\ &= Dm \cdot \sin \xi / \cos \alpha \end{aligned} \quad (23)$$

次に S センサを 2 列に配置して、1 次ねじり振動モードでの動翼変位量及びねじり変位角を求める計算手順を示す。図10は図9での1次曲げが生じた動翼先端の翼弦 Dt' と、さらに1次ねじりが加わったとした場合の動翼先端の翼弦 Dt'' を描いたもので、1 次曲げ振動と1 次ねじり振動が独立して生じると仮定している。ここで Dt'' は、 Dt' を O' を中心にねじり変位角 θt だけ回転したものである。まず θt は、

$$\begin{aligned} \tan \theta t &= \overline{AB} / \overline{O'B} \\ &= \frac{(D_0 - D_1) \cdot \sin \xi}{(b_1 - (D_0 - D_1) \cdot \cos \xi)} \end{aligned} \quad (24)$$

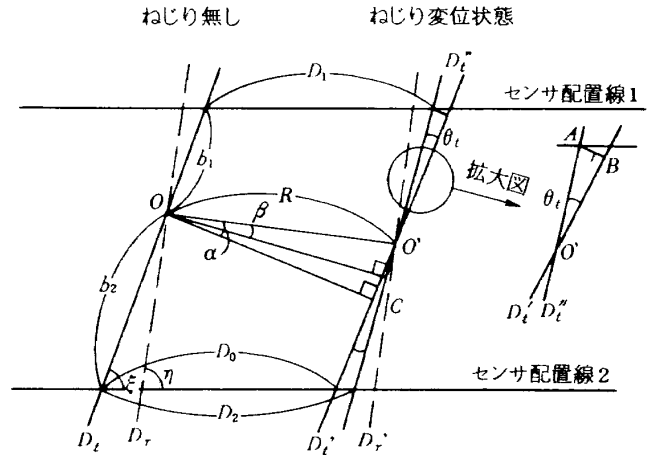


図10 動翼のねじれ変位角の計算
(一次ねじり振動モード)

同様に、

$$\tan \theta t = \frac{(D_2 - D_0) \cdot \sin \xi}{(b_2 - (D_2 - D_0) \cdot \cos \xi)} \quad (25)$$

24, 25式より、

$$D_0 = (D_1 \cdot b_1 + D_2 \cdot b_2) / (b_1 + b_2) \quad (26)$$

これを24式に代入し計算すれば θt は次式のように求められる。

$$\theta t = \text{Arctan} \left\{ \frac{D_{21} \cdot \sin \xi}{(b_1 + b_2 - D_{21} \cdot \cos \xi)} \right\} \quad (27)$$

ここに、

$$D_{21} = (D_2 - D_1) \quad (28)$$

D_1 , D_2 はそれぞれのセンサ位置で求められた変位の測定値である。またねじりの中心位置 O はレーザーホログラフィ法等によって求められる。

次に積重点の変位量 R は θt より次式で求められる。

$$\begin{aligned} R &= \overline{OC} / \cos \beta \\ &= \frac{\sin(\theta t + \xi) \cdot D_0}{\cos(\alpha - \theta t)} \end{aligned} \quad (29)$$

2.4.3 計測データの取扱い

本計測法において重要なテクニックの一つである計測データの特殊な取扱いについて述べる。図11は図2で示した動翼とセンサの関係を簡略化して示したものである。ここで基準状態においてセンサと動翼が近接している場合は、(図で S_2 と B_{ns-1}) 動翼が振動することにより B_{ns-1} の先端が S_2 の取付位置より回転方向に移動した状態で通過することがある。この場合 S_2 の最初の計測データは B_{ns-1} の通過時間

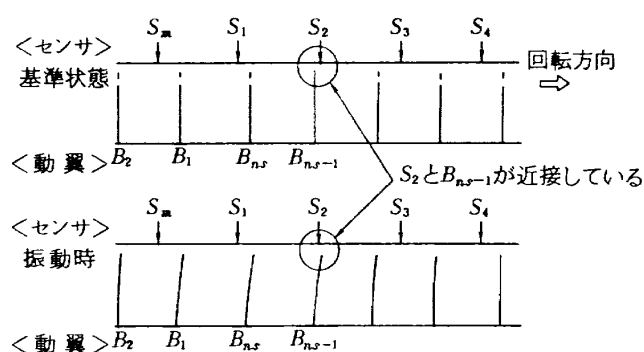


図 11 計測データの特珠な取扱い

ではなく B_{ns} の通過時間となり、このままでは計測は不可能になる。本計測法ではこれを避けるために、(3)式で定義される ε と、 S_i が測定する先頭データ $T_{i,1}$ (2.2で述べた計測データのマトリクス $[T_{i,g}]$ の先頭データ) を、ローター 1 回転に要する時間で規準化した値とを比較し、先頭データの取捨選択を行なっている。すなわち、

$$T_{i,1} / (P_{k+1} - P_k) < \varepsilon \quad (30)$$

の場合には $T_{i,1}$ を捨て、 I_i を $I_i - 1$ とする。ここに、

$$\varepsilon = \eta \cdot (P_{k+1} - P_k) / n_s \quad (31)$$

ここで η は最大 1 の値であるが本計測では 0.5 とした。これは動翼先端変位の計測範囲を動翼ピッチの ± 0.5 以下と想定したことになる。

次に計測データの誤りを判別する方法を示す。これは計測データが基準状態での値より $\pm \varepsilon$ の範囲内にあるかどうかで判定するもので、いま $T_{i,g}$ の各値について ($g=1$ を除く)、

$$\varepsilon_1 \leq T_{i,g+1} - T_{i,g} \leq \varepsilon_2 \quad (32)$$

であれば測定値は正しいとする。ここに

$$\varepsilon_1 = 0.5 \cdot (P_{k+1} - P_k) / n_s \quad (33)$$

$$\varepsilon_2 = 1.5 \cdot (P_{k+1} - P_k) / n_s \quad (34)$$

この誤差判別は SDU から CDU にデータを転送した時点において行ない、もし誤りがあれば必要な情報を表示し同時に警報を発する。この方法によれば、過去の計測例においてほとんどのハードウェア上の不具合を検出することが可能であった。

2.4.4 S センサ数及び配置間隔について

本計測法では、計測結果を図 4 に示すように各センサ位置で測定された振動振幅値を結んだ振動波形で表示している。このことは、本来のアナログ振動波形をサンプリングしてデジタル化する

問題 (サンプリング値が各 S センサの測定値) と等価である。この場合必要なサンプリング数の最小値は、サンプリング定理により 1 周期につき 2 点以上とされている。しかし上記のようにして得られた振動波形から振動数を精度良く読み取るためには、1 周期につき 5 点から 8 点以上のサンプリング数が必要であり、また振動の傾向を知るためには 2 周期以上の波形を観測することが望ましいと思われる。従って必要な S センサ数は 10 本以上であると言える。

次にセンサの配置間隔を求めるには、予想される動翼の固有振動数を前もって知る必要がある。本計測法の最も有効な応用の 1 つは、動翼の許容応力以上の振動が全運転範囲において生じていないことを確認することである。一般に大きな動翼振動が予想されるのは、1 次及び 2 次曲げ固有振動数とローターの回転周期の n 次数 (高調波) が一致した点 (共振点) である。いまある回転速度 N にて、振動が予想される最大の振動数を fb とすれば、適切なセンサ配置間隔 S_d は 1 周期以内に 10 点以上と考え次のようになる。

$$\begin{aligned} S_d &\leq (\pi \cdot D_p / 10) \cdot (1 / fb) / (60 / N) \\ &\leq \pi \cdot D_p \cdot N / (600 / fb) \end{aligned} \quad (35)$$

ここで S_d の最小値は計測対象へのセンサ配置方法、すなわち S センサ先端部分の外径と装着方法で異なる。

3. 動翼振動計測システム

本計測システムを開発するにあたって、筆者等はまず次の点についてハードウェア及びソフトウェアの試作及びその動作確認のための予備実験を実施した。

- (1) 動翼の通過を確実に検出し得る光ファイバセンサの開発。
- (2) センサ出力信号のタイムカウントとデータの格納、メモリ転送及び計算等を高速にかつ確実に実行可能な計測システムの設計、試作。
- (3) 計測結果の表示方法。

(1) については、当時利用され始めていた光ファイバを用いたセンサによって、どの程度の反射光出力が実際の動翼先端から得られるかとの観点より、ファン空力試験機 F 30 (1979 年 8 月) 並びに実機ジェ

ットエンジン JR-100H の圧縮機動翼(1980年2月)を対象として実験を行なった。これより光ファイバによる動翼先端の検出が十分可能であるとの結果を得た。同時に光源及び光電変換素子について、性能、価格及び形状等から最適な製品を選択し、最終的に後述する光ファイバセンサを開発した⁸⁾。(2)については、まず光電変換回路及びタイムカウンタとから成る2チャンネルの簡易データ収集装置(メモリ無し)を試作し、これに当時としては最も高速であったマイクロコンピュータを結合して計測システムを構成し、Sセンサ1本及び2本でのFJR710/20のファン動翼振動計測実験を行なった(1980年7月)。またこの実験では(3)の計測結果の表示として、上記コンピュータとは別に画像処理用コンピュータを用意し各動翼の振幅を表示した。

以上の基礎実験の成果をもとに多チャンネルのデータ収集装置(SDU)の設計を行ない、また汎用のコンピュータをそのデータ処理装置(CDU)に採用してファン動翼計測システム(FVMS)を製作した。

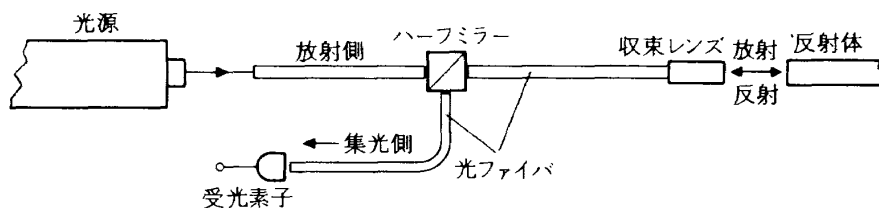
以上述べた経緯により開発したFVMSについて、ここではその構成及び性能、機能を述べる。なおFVMSの主構成要素であるSDUの回路技術及び集積回路素子の性能は製作当時(1980年)のレベルであり⁷⁾、現在ではより高性能な計測システムが製作可能であると思われる。

3.1 動翼先端検出器(Sセンサ及びPセンサ)

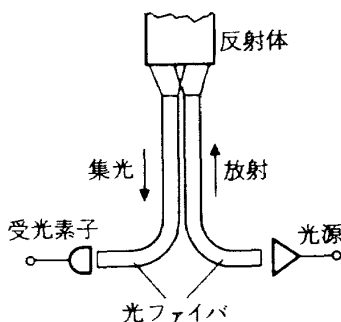
動翼先端検出器は、動翼先端及びローターなどに付けられたマークがセンサ前面を通過する時にこれを検出し、図6に示すような出力波形(V_{pd})を出力する。このような目的には従来電磁型センサ及び静電型センサが用いられてきた。これ等のセンサは金属の検出対象が接近することによる電磁誘導及び静電誘導現象を利用している。従って動翼とセンサの相対位置が振動以外の原因で変化した場合、その出力は両者の距離の2乗に比例して変化するため2.3で述べた誤差の点で不利である。また周波数応答性も十分には得られない。

これに対して著者等が開発した動翼先端検出器は光ファイバを用いたもので、センサの検出端から光を放射しておき、この放射光束中に動翼先端が来ると光を反射し、その反射光を同じセンサ検出端で集光して動翼の先端通過を検出する。従ってセンサ自体の時間遅れはなく、また2.3で述べたように計測誤差は実用上差し支えない程度である。また形状を小型にできることがこのような目的のセンサとして用いるのに非常に有利である。

光ファイバを使用してSセンサおよびPセンサを構成するには、図12に示すように2種類の方法がある。図で(1)は1本の光ファイバをハーフミラーで放射光/集光光に分離する方法で、(2)は2本の光ファ



(1) 1本の光ファイバによる方法



(2) 2本の光ファイバによる方法

図12 センサの構成方法

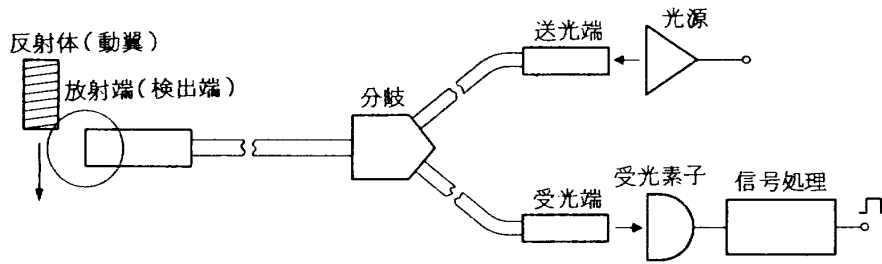


図13 反射型光ファイバセンサの構成

ファイバを平行に並べそれぞれ放射，集光を別々に行なう方法である。筆者等は構成方法，調整の容易さ及び価格等の比較により(2)の方法によるセンサ⁸⁾を採用した。ただし2本の光ファイバでは光量を十分得られないため，数千本の光ファイバを束ねたものを用いている。これは光ファイババンドル或いはライトガイドと呼ばれるものをセンサとして応用したもので，一般的には反射型光ファイバセンサと呼ばれている。図13にこれを示す。本報告では以後これを為にセンサと言ひ，また1本の光ファイバを光ファイバ素線と呼ぶことにする。なお，動翼先端検出器はセンサ及び光電変換素子と光源を含めた全体を言うことにする。図13において放射端(検出端)で束ねられた光ファイバ素線(外径数十～数百 μm)の束は，分岐で光源側光ファイバ束と集光側光ファイバ束の2つに分けられている。光源側光ファイバ束は送光端において光源と結合し，光源光を放射端に導いている。集光側光ファイバは集光光を受光端に導き，受光素子に送光する。

3.1.1 動翼先端検出器の特性

(1) センサの特性

センサの特性として，まずセンサ放射端と反射体間で生じる光パワーの損失について述べる。図14は

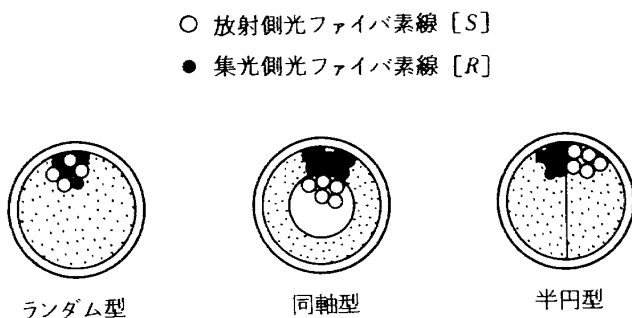


図14 光ファイバ素線の配置方法

放射端で放射側光ファイバ素線(S)と，集光側光ファイバ素線(R)を配置する方法を示したもので，(S)と(R)をランダムに配置したランダム型，(S)を中心に集め(R)を周囲に配置した同軸型，(S)と(R)をそれぞれ半分ずつ配置した半円型がある。これらの配置方法によりセンサの特性は異なるが，ここでは筆者等が本センサに採用したランダム型についてのみ述べる。光ファイバ素線には光学ガラス系及び石英ガラス系光ファイバを用いた。図15はセンサの特性を決定する要素の内，センサと反射体との相対位置に関するパラメータを示したものである。

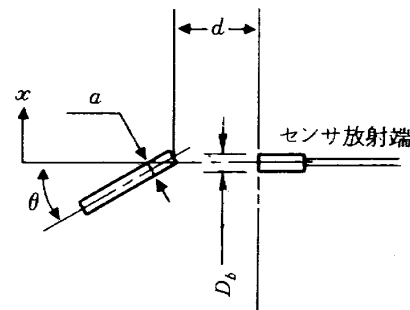
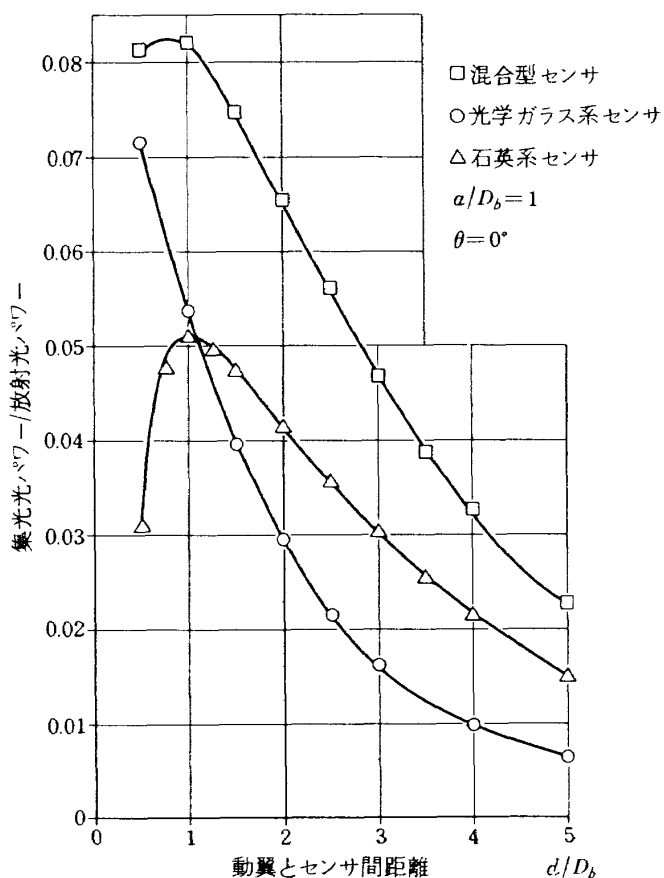
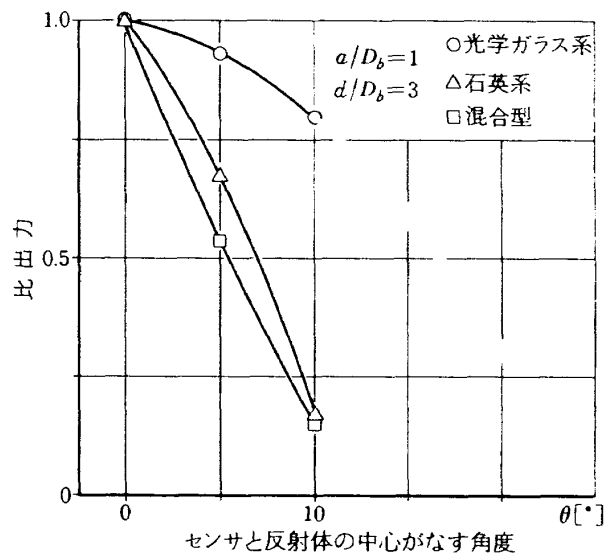


図15 センサ特性のパラメータ

次にセンサ特性を示す。ここで長さに関する値はすべて D_b で規準化した値を用いている。またこれ等の特性は特性測定用に製作したセンサ(長さ1m)により求めたものである。まず動翼とセンサ間距離 d/D_b に対する出力変化を図16に示す。図16において縦軸は放射光パワーに対する集光光パワーの割合を示したもので，後述する(8)式で示す反射損失と集光側伝送損失(1m分)を加えた値に相当する。図で○印は光学ガラス系光ファイバを用いたセンサを，△印は石英ガラス系光ファイバを用いたセンサを示す。また□印は(S)に石英ガラス系光ファイバを，(R)に光学ガラス系光ファイバを用いた混合型セン

図 16 d/D_b に対する出力特性

サを示す（この混合型センサは筆者等の考案によるものである。特許出願番号No 58-011742）。ここで測定条件は反射体幅 a と D_b の比が1で、かつセンサと反射体とのなす角度 θ がゼロの場合である。図16より d/D_b に対する出力値は混合型センサが良い特性を示している。これは (S) に開口角の小さい石英ガラス系光ファイバを用いているため放射光束が鋭

図 17 θ の変化に対する出力特性

くなり、また (R) に開口角の大きい光学ガラス系の光ファイバを用いて集光範囲を広く取っている理由による。次にセンサと反射体の中心がなす角度 θ に対するセンサ出力の減少を図17に示す。ここで縦軸は $\theta = 0$ の値を1とした比出力である。図では口型及び△型のセンサが θ の増加に対して減少が大きく、○型のセンサは θ の影響が少ない。これは θ の変化による出力が主に (S) の開口角に影響されることを示している。

センサ出力の立ち上がり特性を、検出対象の移動距離 x/D_b に対して表した結果を図18に示す。ここで縦軸は最大出力値を1とした比出力である。図より口型及び△型のセンサは、検出対象の端とセンサ端が一致する時点（図で $x/D_b = -1$ の点）で立ち上が

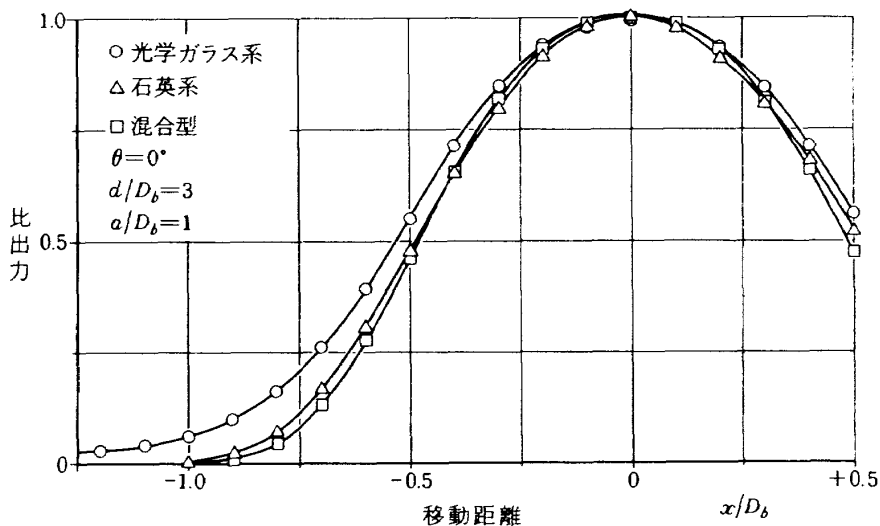
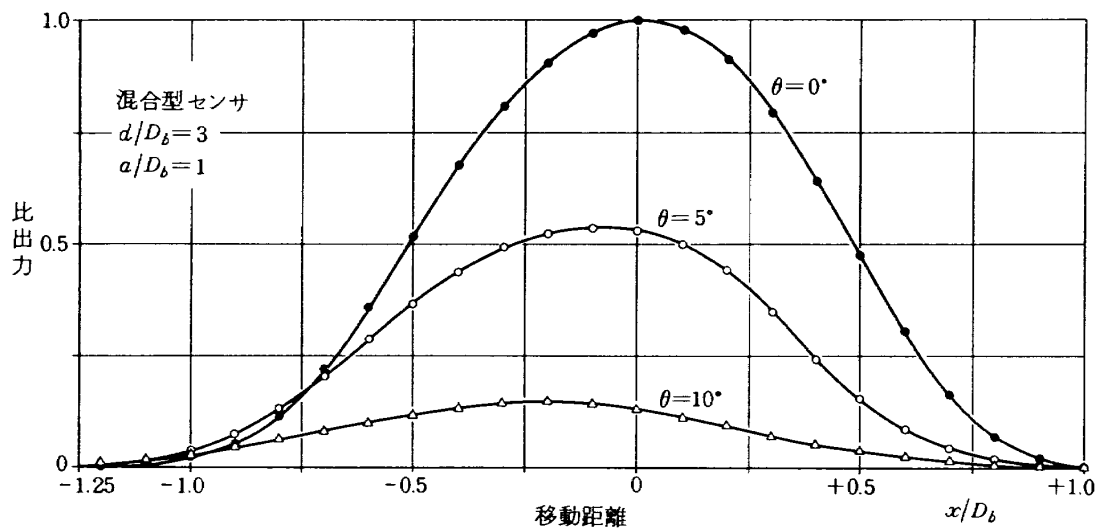


図 18 立ち上がり特性


 図 19 立ち上り特性 (θ の変化)

っているのに対し、○型センサではそれ以前から立上がっている。これも図17と同様に、(S)の開口角の差異によるものと思われる。図19は混合型センサ(口印のもの)の立ち上がり特性を θ の変化に対して示したもので、絶対出力値は変化するが波形の変化は少ない。以上の結果より、混合型センサが非常に良い特性を示すことが分る。しかし価格の点では光学ガラス系の光ファイバが有利である。

次に反射表面状態の差異に対する出力変化を述べる。一般に光の反射を利用したセンサは、その動作原理上検出対象の表面状態で出力が大きく変化する。従ってこの影響を調べるには表面状態、即ち色、材質、光沢などを規定する必要があるが、これは非常に広範囲にわたるため一般的に規定することは難しい。ここでは擬似反射面として炭素鋼による反射表面を荒仕上、並仕上、上仕上相当にそれぞれ研磨してその影響を調べた。これによれば上仕上と荒仕上での出力の差は2～4倍と大きく、特に口、△型センサで差が大きい。これは(R)の開口角が○型センサに比べ小さいため、反射光の集光効率が低くなるためであろうと思われる。また同じ表面状態(上仕上)で反射表面の幅を変化させた時の出力変化を図20に示す。図は混合型センサの a/D_b に対する出力変化を示したもので、縦軸は反射体を鏡面とした場合の出力値を1とした比で表している。図より $a/D_b \geq 2.5$ では $a/D_b = \infty$ と同様であると考えられるが、 $a/D_b < 1$ では出力はかなり減少する。

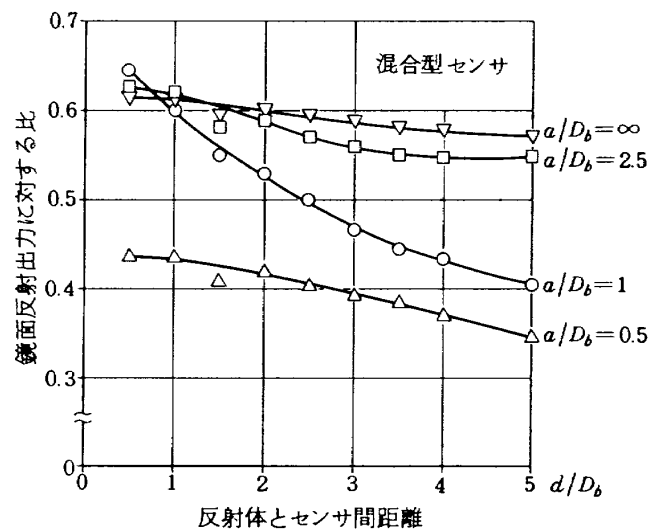


図 20 反射体幅に対する出力減少

(2) 出力信号電圧

センサ出力信号電圧 V_{pd} は、信号処理回路のコンパレータを安定にトリガできる大きさが必要であり、経験的には光電変換回路の雑音電圧を考慮して0.5～1(V)以上必要であると言える。 V_{pd} は次式で表わされる。

$$V_{pd} = P_{pd} \cdot A_{pd} \quad (36)$$

ここに P_{pd} (W)は、受光素子(以後フォトディクタ、PDと略称する)が受光する光パワーで、 A_{pd} (V/W)はPDの光/電圧変換増幅率である。図21にセンサの各位置における光パワーの損失と、 P_{pd} が得られるまでの過程を示す。光源からセンサに入射した光パワー P_i (W)は、光ファイバ内を伝送す

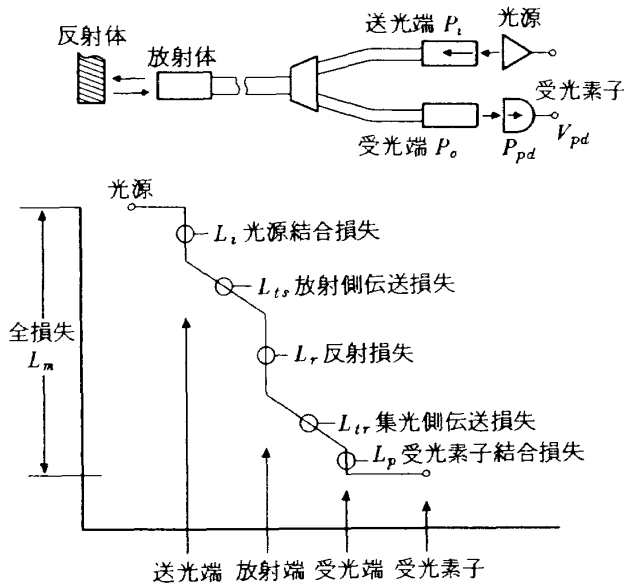


図 21 センサの各損失

る過程での伝送損失，検出対象に放射して反射光を集光する過程での反射損失等で減少し，最終的に P_{pd} として PD の受光面に入射する。いまこれら全体の損失を $L_m(\text{dB})$ とすれば，

$$P_{pd} = P_i \cdot 10^{L_m/10} \quad (37)$$

$$L_m = (L_i + L_{ts} + L_r + L_{tr} + L_p) \quad (38)$$

ここに L_i : 光源結合損失， L_{ts} : 放射側伝送損失， L_r : 反射損失， L_{tr} : 受光側伝送損失， L_p : PD 結合損失である。 L_m の値はセンサ，光源，検出対象及びセンサと検出対象との相対位置の変化等，非常に多くの要素で決まる。これについては文献11にて詳細に述べたが，一般に -30 dB 以上（光パワー比で $1/1000$ 以下）と非常に大きい値である。なお PD の特性及び V_{pd} の具体的な値は後述する。

(3) 周波数特性

上述したように，本センサは検出対象からの光の反射で動作するため時間遅れは数 μs 以下である。従って光/電圧変換の PD の周波数特性によってセンサ全体の周波数特性が決まる。 PD が必要とする周波数帯域は，検出対象の通過にともなう PD への入力光波形の周波数成分で決まる。いまこれを求めるために， PD への入力光波形を図22-(1)に示すような時刻 $\tau_0 - \tau$ で立上がる三角波形と仮定する（この仮定は実際のセンサ出力信号波形に比べ周波数に厳しい方向である）。ここで時間軸を $-\tau_0$ 移動した関数，

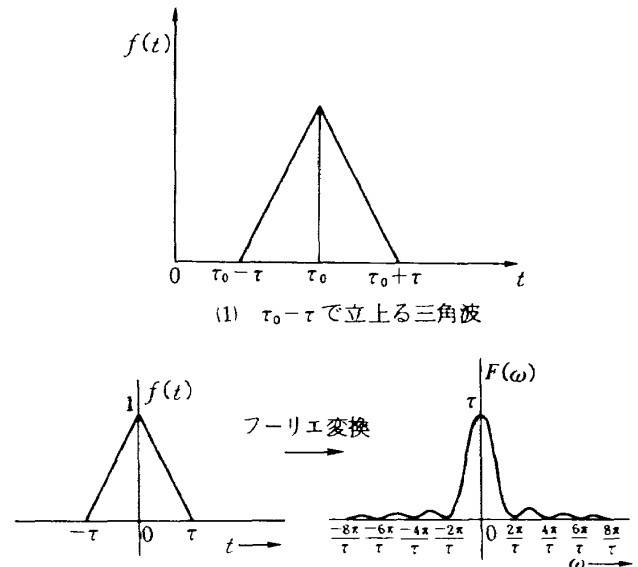


図 22 フォトディテクタの周波数特性の計算

$$f(t) = 1 - |t|/\tau, \quad |t| < \tau \quad (39)$$

$$= 0, \quad |t| > \tau \quad (40)$$

のフーリエ変換 $F(\omega)$ は，

$$F(\omega) = \tau \cdot \{ \text{Sa}(\omega\tau/2) \}^2 \quad (41)$$

ここに Sa は標準化関数である。図22-(2)に $F(\omega)$ を示す。ここで $f(t)$ の時間軸の移動は(41)式で表したスペクトルの絶対値 $F(\omega)$ の大きさに影響しない。 $F(\omega)$ は図22-(2)に示したように $n\pi/\tau$ ($n=2, 4, \dots$) にてゼロとなる関数である。ここに第10零点までを有効な周波数成分と仮定すれば，求める入力光波形の周波数帯域 ω' は，

$$\omega' < 20\pi/\tau \quad (42)$$

τ はセンサ出立の立上りから最大になる時間で，これは距離に換算するとほぼ Db に等しいから，

$$\tau = Db/U_r \quad (43)$$

$$U_r = \pi \cdot D_p / (60/N) \quad (44)$$

ここで U_r は動翼先端の周速である。以上(39)~(42)式より PD に要求される周波数帯域 f_{pd} は次式で与えられる。

$$f_{pd} \geq 10\pi \cdot D_p \cdot N / (Db \cdot 60) \\ = (N \cdot \pi / 6) \cdot (D_p / Db) \quad (45)$$

なお具体的な値については後述する。また実際の動翼先端検出器では，以下の項目についても考慮する必要がある。

(3) センサの内部構造

光ファイバ素線の材質（光の透過率，開口角が異なる），放射端で束にする形状（ランダム型，同軸型，半円型）等一

(4) センサの外部構造

センサの全長，放射端の大きさ，装着方法及び形状等。

(5) センサの環境仕様

センサの放射端及び被覆の耐温度と耐圧力。

3.1.2 実機計測用センサ

実際の計測に用いる目的で製作した多チャンネルの実機計測用センサを図23に示す。光源光を入射する送光端は各センサの送光用光ファイバ素線のみを集め1つの束（光源光入射部とする：20～25mm ϕ ）にしてある。これにより光源とセンサの結合を効率的にかつ経済的に行なうことができる。しかし図でわかるように，光源光入射部で1つにまとめられたセンサは実際上の取扱いがやや煩雑になる。またこの形状ではセンサの装着が不可能になる場合もあるため，光源光入射部に近い箇所各センサの光ファイバを切断し，これを光コネクタで接続する形式のものも製作した。この場合光コネクタでの接続損失は，光通信用の結合方法と異なり光ファイバ束どうしの接続のため-5.5 dB以上（光パワー比で約28%に減衰）とかなり大きい。

今まで製作した10種類の実機計測用センサは，光

表1 実機計測用センサの仕様

光ファイバ材質	光学ガラス系
コア/クラッド径	27/30 μ m
開口角	34°
(S), (R) 配置方法	ランダム
全 長	10m
(集光側/放射側)	(10m/6m)
検出端光ファイバ束直径	1.2～2.0 ϕ
検出端外被材質	ステンレス
検出端使用温度	100°C～350°C以下
リード部分外被材質	ビニール(90°C以下)
	ステンレス， 銅(400°C以上)

学ガラス系光ファイバによるもので表1にその仕様を示す。また実機に装着する方法はそれぞれの計測対象で異なり，装着場所の空間的制約が大きいため個別にその方法及び放射端の形状を考案しているのが現状である（具体的な形状，方法については後述する）。

3.1.3 光 源

本センサの光源には，当初発光ダイオード，レーザダイオードなどの固体発光素子及びネオンレーザー管を試用してみたが最終的にはキセノン放電管を採用した。キセノン放電管はハロゲンランプと同等かそれ以上の入射光量が得られ，さらに赤外領域の

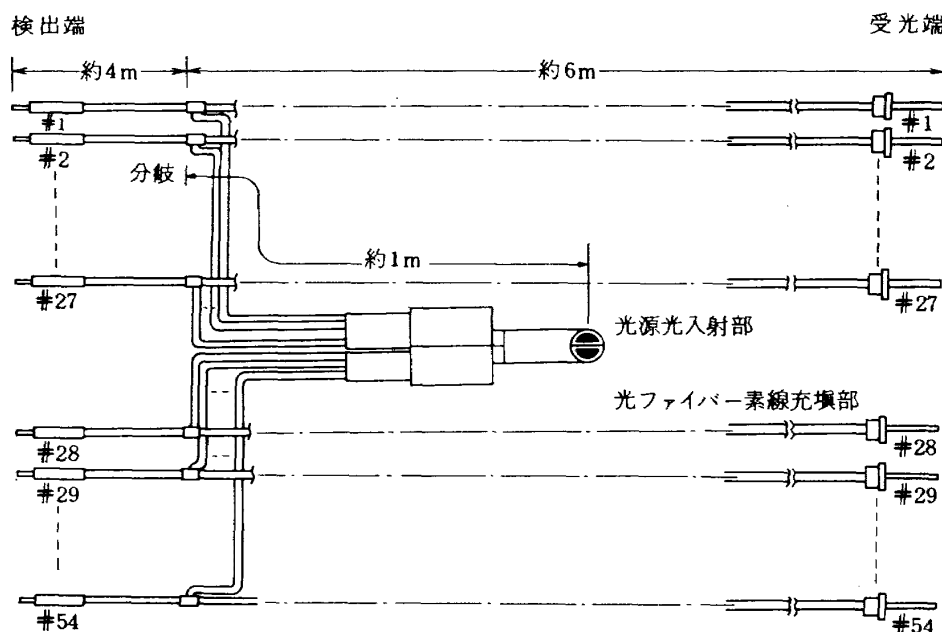


図23 実機計測用センサ

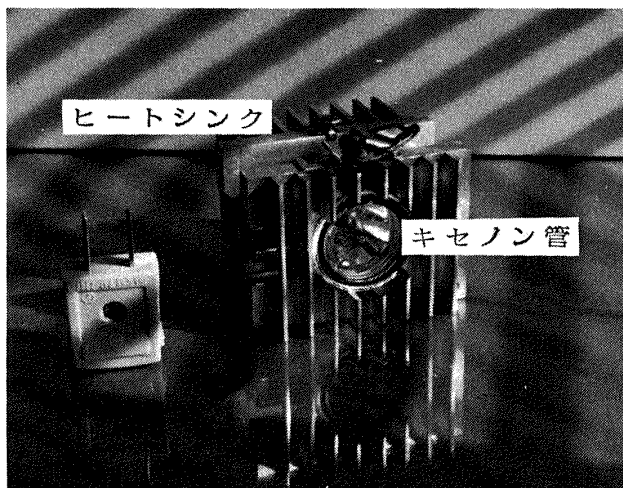


図 24 光源に用いたキセノン放電管

波長成分はハロゲンランプよりかなり少ない。しかし放電管のため点弧と安定化電源が必要であり、また安定性が問題とされている。採用したキセノン放電管は図24に示すような投光専用型の特殊な構造の製品(150W)で、光束がビーム状になるよう工夫されている。これより得られた入射光量の光パワー密度は、80%出力において $6.44\text{W}/\text{cm}^2$ (1.8mm ϕ 範囲) $\sim 4.83\text{W}/\text{cm}^2$ (6mm ϕ 範囲) と非常に大きい。安定性については、上記の出力において数時間の動作中最大4%以下の変動に収まっている。実際の光源光入射部では、入射部表面をその両脇に置いた2個の空冷ファンにより常時冷却を行なうようにしてある。この状態で光源光入射部の表面温度をその表面に埋め込んだ熱電対で測定した結果、放電管の直前にこれを置いた場合でも 180°C 以下であった。さらに光ファイバ束の内部に、光源光入射面を2つに分割するように冷却用の板(厚さ0.5mm)を挿入した構造のものを試作した。この場合はさらに 150°C 以下に表面温度を保つことが可能であった。

3.2 データ収集装置(SDU)

SDUのブロックダイアグラムを図25に示す。各Sチャンネルの構成はフォトディテクタ(PD)と、コンパレータ及び一定パルス幅のTTL出力回路などの信号処理回路、タイムカウンタ及びメモリである。PD/信号処理回路とタイムカウンタ/メモリは別のケースに収納され、それぞれ10チャンネルを1ユニットとしてまとめている。各ユニットにはコン

パレータ回路のスレッシュホールド電圧設定回路、タイムカウンタ/メモリのインターフェイスがそれぞれ1台ずつ付属している。またこれ等を制御する制御ユニットは、中心となる制御回路、CDUとの通信を行なうI/O回路、タイムカウンタ用のクロック回路、その他付属回路等からなっている。全体の外観を図26に示す。

3.2.1 フォトディテクタ(PD)及び信号処理回路

信号処理回路の中心であるPDに要求される仕様を次に示す。

(1) PDの光/電圧変換増幅率: A_{pd} (V/W)

必要とされるPDの光/電圧変換増幅率(感度)は(36)式より、

$$A_{pd} \geq V_{pd} / P_{pd} \quad (46)$$

A_{pd} の具体的な数値を決定するには P_{pd} の値、すなわち(37)式より P_i 及び L_m を推定する必要がある。 P_i は光源の光パワー密度、センサの送光端入射面積で決まり、先に述べたキセノン光源の光パワー密度を $5(\text{W}/\text{cm}^2)$ 及び $Db=1\sim2\phi$ と仮定すれば $25\sim75(\text{mW})$ 程度である。また3.1.1で述べたように $L_m=-30(\text{dB})$, $V_{pd} \geq 1(\text{V})$ であるから、 A_{pd} は $0.5 \times 10^5 (\text{V}/\text{W})$ 以上と非常に大きい値となる。

(2) PDの周波数帯域: f_{pd} (Hz)

f_{pd} は(45)式より回転速度、動翼先端ピッチ円の直径及び放射端直径で決まる。実際の計測対象より $N \leq 10000 \text{ RPM}$, $D_p \leq 1,000 \text{ mm}$, $Db \leq 2\text{mm}\phi$ の場合について f_{pd} を求めると 2.5 MHz 以上となり、非常に高い周波数帯域が必要であることがわかる。

(3) 受光面の面積

光ファイバの受光端とPDとの結合は、通信用の光ファイバのようにレンズによる収束が難しいため、直接PDの受光面(実際は保護ガラス面)に接触させる方法がとられる。センサの受光端から放射される光束はビーム状の広がりを持つため、PDの受光面は光束の広がりに対応して十分に広い面積が必要である。

上述した仕様を満足するPDとしては、光電子倍增管、PINフォトダイオードなどがあげられる。ここで前者は感度、応答性及び受光面積は十分であるが形状が大きく、また衝撃等に弱いのでSDUのよ

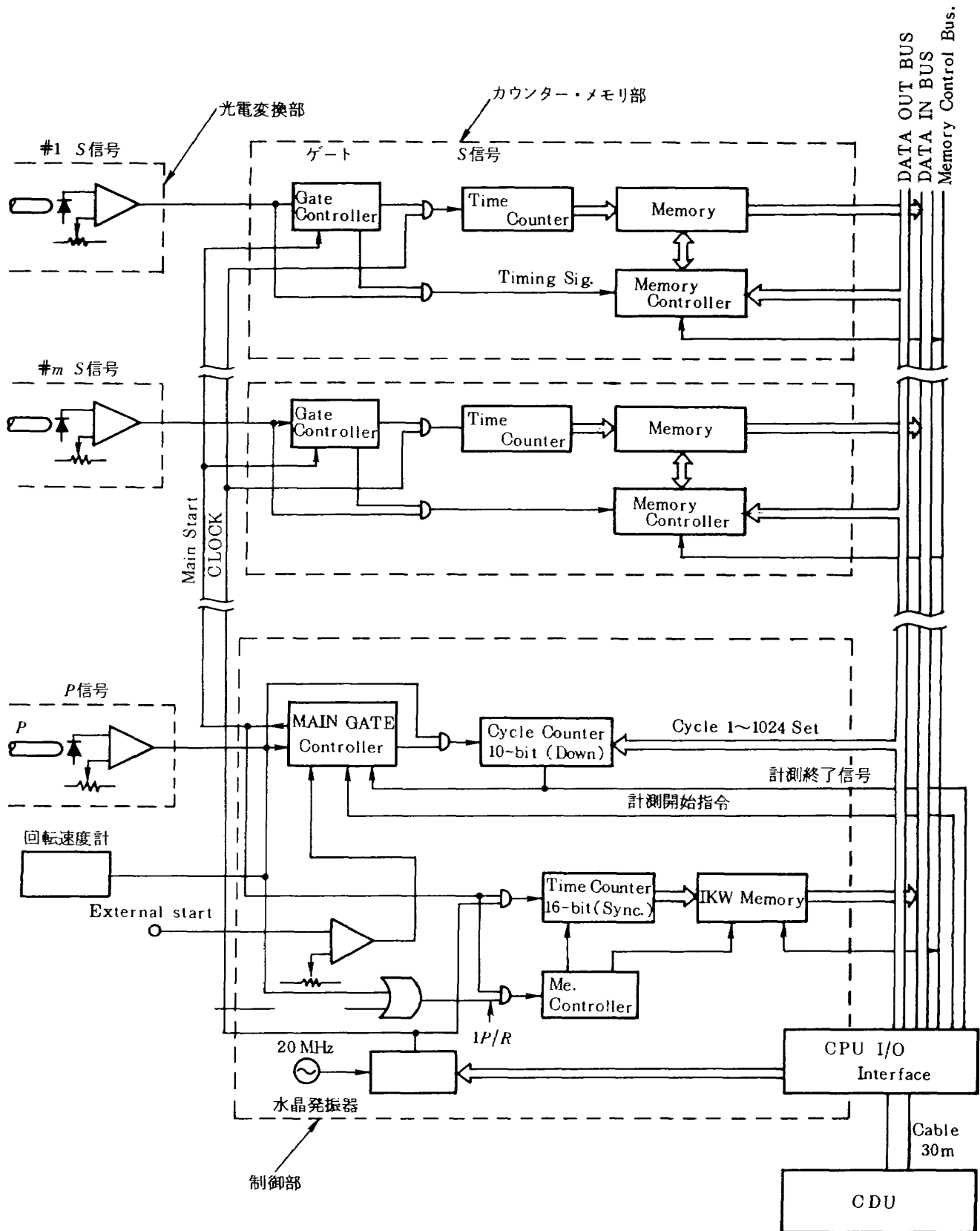


図 25 SDU の構成

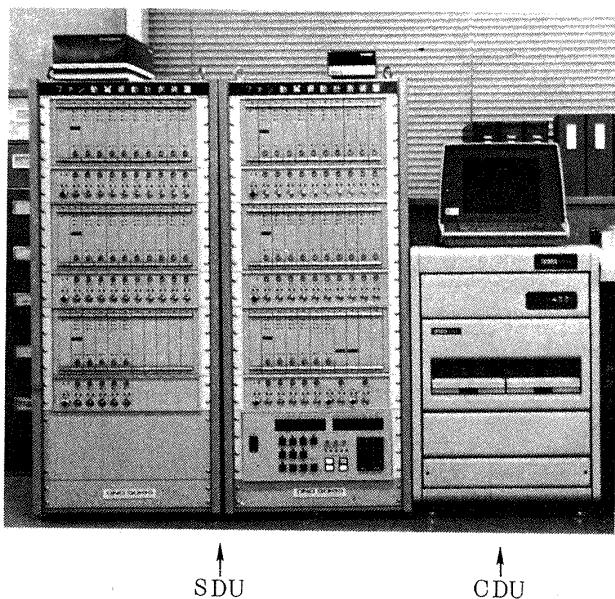


図 26 SDU, CDU の外観

うに多数のチャンネル数を必要とする装置に組み込むことは難しい。一方PINフォトダイオードは応答性は十分であり、また受光面積が広いものもあるが、そのままでは感度が低く使用できない。以上より、ここでは受光面積が広い(2.5 mm ϕ)シリコンPINフォトダイオードを受光部として、これと増幅器が1つのパッケージに内蔵してある増幅器内蔵型PDを採用した。図27にその外観を示す。このPDの性能は、入射光の波長を0.9 μm とした場合 $A_{pd} = 0.6 \times 10^5 \sim 10^6$ (V/W), $f_{pd} = 1 \sim 4$ (MHz)である。増幅器内蔵型のため安定な増幅と低ノイズの動作が可能であり、上述した各仕様を十分満足する。

次にPD回路とその後段である信号処理回路を図

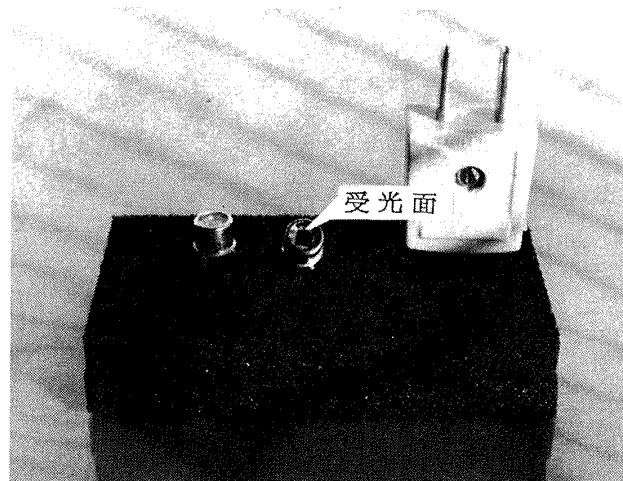
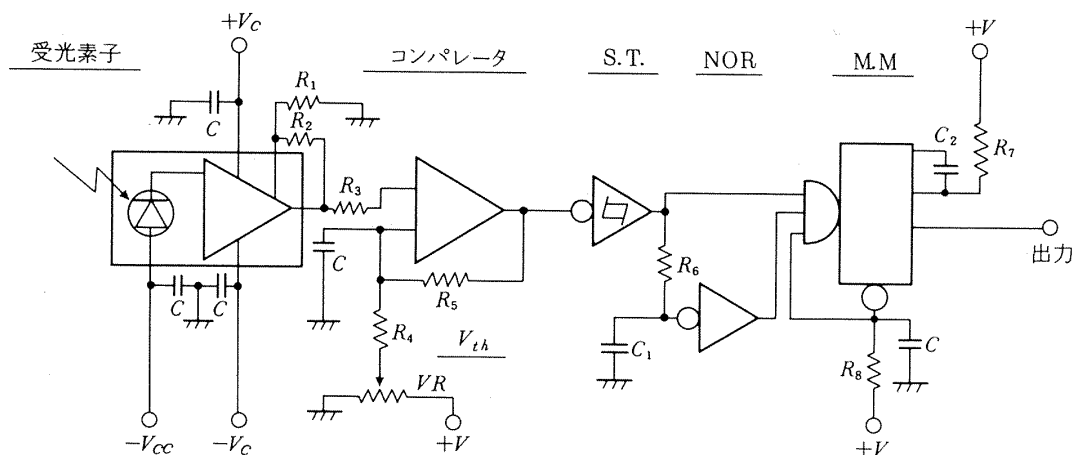


図 27 フォトディテクタの外観

28に示す。これは図6に示したセンサ出力電圧 V_{pd} を、コンパレータでスレッショールド電圧 V_{th} 以上の電圧で立上がる方形波状の信号に整形し、さらにこれを後段のタイムカウンタに入力するために一定時間幅 T_{ps} の TTL レベル出力信号に変換する回路である。一般にこのような機能を持つ回路では、コンパレータのチャタリング現象による誤動作のため、1入力に対し複数の信号を出力してしまうことがある。この対策として、本回路では単安定マルチバイブレータ(M.M)の入力ゲートにコンデンサと抵抗による遅延回路を設けてある。この回路により、 $V_{pd} \geq 0.05$ (V), 周波数 100 Hz 以上の入力に対し安定に動作する結果を得た。

3.2.2 タイムカウンタ/メモリ/制御部



C_1, R_6 : 安定動作遅延回路

図 28 信号処理回路

(1) P 信号及び S 信号用タイムカウンタのビット数とメモリの容量

P 信号及び S 信号用タイムカウンタのビット数は、前述したように16ビットである。ただし S 信号用タイムカウンタでは、最上位ビットを測定値の誤り検出用に用いているため実質は15ビットである。 P 及び S チャンネルのメモリの容量 W_p , W_s (単位はバイト) とサンプル回数 (測定回転回数) K との関係を示す。

$$W_p > 2 \cdot (K + 1) \quad (47)$$

$$W_s > 2 \cdot n_s \cdot (K + 1) \quad (48)$$

本装置では $W_p = 2K$ バイト, $W_s = 6K$ バイト (一部18Kバイト, 3チャンネル分のみ) とした。これより最大測定可能サンプル回数は動翼枚数によって変わるが、いま $n_s = 10 \sim 100$ と仮定すれば $890 \sim 89$ となる。

(2) 制御部

CDUからの指令によりSDUを制御する制御部は、8ビットマイクロプロセッサ及びその周辺回路を中心に計測制御回路、CDUの平行I/Oに対応する通信回路、クロック回路、校正用発振回路、オフライン制御用テンキー及び表示I/O回路などから構成される。計測制御回路は、タイムカウンタの入力ゲート制御回路とサンプル回数をカウントする10ビットのサイクルカウンタで構成され、計測開始から終了までを制御する。クロック回路はカウンタクロックの発振回路で、源発振周波数を20MHz (周波数安定度: $\pm 5 \times 10^{-5}/\text{日}$, 25°C にて) とし、これを10MHz \sim 0.1MHzに分周して各ユニットに高周波ケーブルで供給している。

校正用発振回路は本装置の動作を確認するために必要な擬似信号を発生する回路で、発振周波数は125Hz (7,500RPM相当) と250Hz (15,000RPM相当) である。ここで P チャンネルにはこの周波数の信号を、また S チャンネルにはこれを1/32に分周した信号を供給しており、これは32枚の動翼が上記の回転数で回転している状態 (振動無し) を模擬していることになる。なお外部発振器を接続すれば任意の回転数での動作を模擬することが可能である。

制御部と各チャンネルのユニット間は、データバス及びアドレスバスラインにて直接接続しており、

各チャンネルのメモリはマイクロプロセッサの外部メモリとして認識される。SDUの制御は、マイクロプロセッサ8086のROMに機械語で書込まれているプログラムによって行なわれる。このプログラムのモードには、CDUからの指令を受けて計測を実行する通常のモードの他に、SDU単独で制御部に付属しているテンキーの操作により計測が実行できる機能も用意されている。なおCDUとSDUの通信は、両者を接続している長さ30mの多芯ケーブル一本で行なわれる。

3.2.3 SDUの操作

SDUの動作の流れを図29に示す。SDUの制御命令には、①SDU動作チェック (RAMsチェック), ②計測条件設定 (クロック, サンプル回数), ③計測指令 (リセット, スタート, ストップ), ④データ転送命令 (データ読み出し, 書込み) の機能がある。

SDUはCDUから指令を受けるとマイクロプロセッサを介して所定の操作を行なう。測定前の設定操作ではリセット, ストップの後, クロック, サンプル回数の設定が行なわれる。例えばクロックのコードを指令すると、マイクロプロセッサを介してクロック回路の分周回路にある各ゲートを指定どおりにオン・オフし、指令されたクロック信号が全 S ユニット及び P ユニットに供給される。各設定作業が終了するとSDUは待機状態になり、CDUから計測開始指令を受けたのち、最初に P 信号 (信号処理回路で整形された方形波出力信号) を受けた時点で各チャンネルの S カウンタはクロックの計測を開始する。 S カウンタは $2^{15}-1$ までカウントするとゼロに戻り、以後これを繰り返す。この状態で S 信号を受ける度に、その時点のカウント値を次々とメモリに格納していく。また P チャンネルでも同様にカウント/メモリ格納作業が行なわれ (カウント値は $2^{16}-1$ が最大値), さらに P 信号はサンプル回数設定用のサイクルカウンタにも供給される。サイクルカウンタは P 信号をカウントし、前もって設定した K の値とこれが一致した時点で終了信号をマイクロプロセッサに送る。これと同時に各 S チャンネルのカウント/メモリ作業を終了させ、CDUに計測終了信号を送る。

一方CDUは計測開始指令を送った後待機状態とな

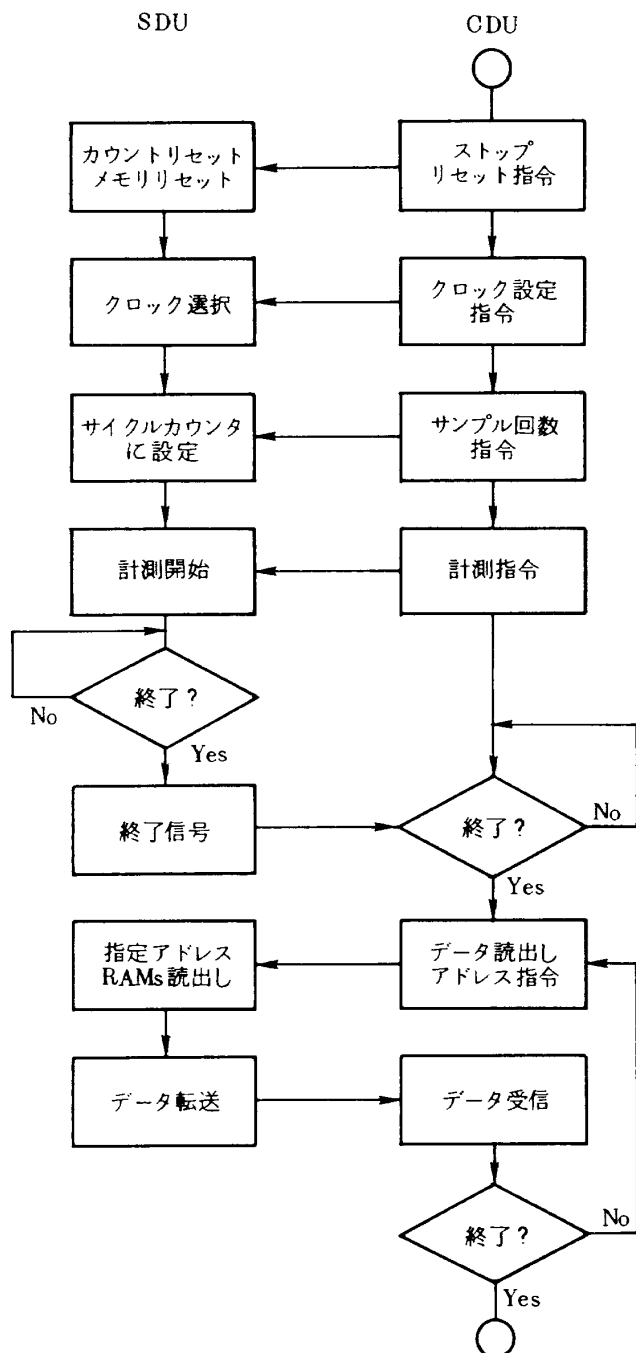


図 29 SDU の動作

り、SDU から計測終了信号を受けて計測データの転送を始める。SDU は指定された番地のメモリの内容を、CDU 側の受信完了信号を確認しながら転送する。以上のように SDU と CDU の交信は全てハンドシェイクにより行なわれる。

3.3 データ処理、表示装置 (CDU) とソフトウェア

3.3.1 CDU

CDU は 16 ビットマイクロプロセッサ (DEC: LSI

-11/23) を中心として、256K バイトメモリ、1M バイトフロッピーディスク、20M バイト固定ディスク、及びパラレル I/O 等から構成される汎用の小型計算機である。また周辺機器としてストレージ型高解像度ディスプレイ、ハードコピー、VDT コンソール及びプリンターが付属している。CDU のメモリは全体で 128K 語であるが、オペレーティングシステムが比較的旧式であるためにユーザの使用可能領域は 17K 語程度であり、他のメモリはデータの格納エリアとしてのみ利用できる (約 98K 語)。

3.3.2 ソフトウェア

本計測システムのソフトウェアについて述べる。まず本計測に必要な機能を次に示す。

(1) 計測定数の管理

計測定数は表 2 に示すような計測実行上の設定値で、あらかじめ作成しておく必要がある。プログラムとしては、各定数をコンソールで入力し、計測定数ファイルを作成し、また読み出す機能である。

(2) SDU との交信

すでに述べたように SDU への計測条件の設定、制御命令等の交信機能で、パラレル I/O の仕様に基づいて作成する。

(3) 計測データの収集と前処理

収集した計測データを CDU へ取込み、測定エラーのチェック及び振動値計算の前処理を行なう。

(4) 基準データの計算と管理

計測データから基準データを計算し、基準データファイルを作成する。

(5) 振動値の計算

計測データと基準データより振動値を計算し、またその時の計測データのデータファイルを作成する。

(6) 振動値のディスプレイ

設定したディスプレイの形式に従って、計算した振動値を表示する。

(7) その他、ユーティリティ等

計測データファイル管理、タイプアウトなど。

以上の機能を全て含んだソフトウェアは非常に大きなプログラムになるため、実際には計測用メインプログラム 3 種類、補助機能用メインプログラム 3 種類に分割してある。またこれにリンクするサブルーチンプログラムは 20 種 (これはサブルーチンライ

表2 計測定数

動翼に関する定数	動翼枚数	ns
	動翼先端ピッチ円直径	Dp
	スタガ角	ξ
	ねじれ角	α
	ねじり振動測定時パラメータ	$b1, b2$
	(図10参照)	
センサに関する定数	センサ数	m
	Sセンサチャンネル	
	センサ配置角度	θd
	(以下自動設定)	
	予想最大振動幅	ϵi
	先頭検出動翼No	Ii
	先頭検出センサNo	

ブラリイとして2種類用意されている)である。

(イ) 計測定数管理プログラム

上記(1)の機能を有する。計測定数の入力時に誤りが発生しないよう、また直ちに修正できるように工夫してある。

(ロ) SDU動作チェックプログラム

SDUの動作を、校正用発振器入力状態においてチェックする。

(ハ) プリセッティングメインプログラム

上記(3)、(4)の機能を有する。計測データを次々と収集する場合に用いる。振動値は計算しない。

(ニ) オンライン計測メインプログラム

上記(3)、(5)、(6)の機能を有する。通常の振動値モニタに用いる。

(ホ) オフラインデータ処理メインプログラム

計測データファイルからオフラインで計算、振動波形表示を行なう。

以上のプログラムの内、オンライン計測プログラムのフローチャートを図30に示す。なお使用言語はフォートランⅣで、全体の大きさは約172K語、命令のステップ数は約4230である。

以上述べたように計測終了後のデータ処理はオフラインデータ処理プログラムで行なう。しかし本計測システムで計測するデータは全動翼についてのものであり非常に膨大な量となる。従って本装置のCDUで処理を行なうにはかなり煩雑な作業となり時間もかかるため、計測データファイルを中型計算機

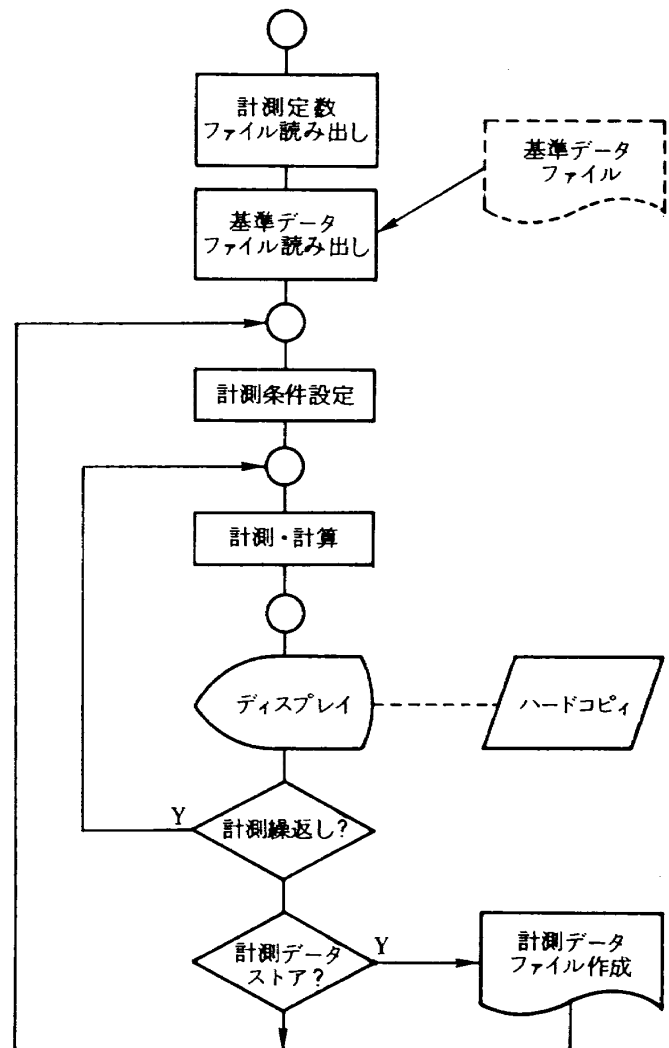


図30 オンライン計測プログラムフローチャート

に移し一括して処理を行なうソフトウェアも開発した。このソフトウェアを用いることにより、単に各計測点での振動波形または振幅値を表示するだけでなく、異なるデータ間の比較も可能となった。また異常データを計算中に自動的に排除する機能を付加した結果、データ処理能力は本装置の CDU で行なう場合に比べ格段に向上した。次章で示した実機計測の計測結果の大部分は本プログラムで作成したものである。

3.3.3 計測手順と測定時間

上述したプログラムを用いて振動計測を行なう手順を図31に示す。計測前の準備として、まず SDU 及び CDU を設置後、SDU を校正動作状態にして、①「SDU チェックプログラム」により CDU からの指令による動作確認をおこなう。ソフトウェアの準備としては、②「計測定数管理プログラム」により計測定数を入力して計測定数ファイルを作成する。

次に計測対象が運転状態に入った後、③「プリセッティングプログラム」により計測データを採取し、これより基準データファイルを作成する。以上より、④「オンライン計測プログラム」による任意の点での動翼振動計測が可能になる。なお計測終了後、収

集した計測データファイルより、⑤「オフライン計測データ処理プログラム」を用いて振動計測値を出力できる。また計測結果全体のオフライン処理は、中型計算機に計測データファイルを移して行う。

オンライン計測において、計測開始から振動波形を出力するまでの時間は計測対象の動翼枚数(n_s)、センサ数(m)、サンプル回数(K)及び表示する動翼枚数により異なる。いま例として $n_s = 30$, $m = 25$, $K = 3$, また10枚程度の動翼の振動波形表示を行なうとすればこの時間は10数秒程度である。しかしながら、このうち約80%はSDUで収集した計測データをCDUに転送する時間で占められており、この点を改善すればほぼリアルタイムで計測が可能になると思われる。

以上のように本装置で用いた CDU / 計算機システムは、ソフトウェア上ではユーザプログラムの使用可能領域の拡大と計算速度の向上、またハードウェア上ではSDUとの通信速度の能力向上が望まれる。従ってこれ等の点を満たすより上位の計算機システムをCDUに採用すれば、本計測システムは格段の性能向上が可能であると思われる。

3.4 FVMSの性能

FVMSの計測器としての性能を各構成要素の性能を基に計算した数値と、実際の計測例から求めた数値で示す。

(1) 計測可能最大振幅

実際に生じる動翼の振動を考えると、計測精度、動翼の識別等より、動翼間隔の50%以下である。

(2) 計測可能振動周波数

計測時の回転速度 N とセンサ取り付け間隔 S_d の関係で決まるが、 fb が高くなるにつれて振幅も小さくなり、分解能による制限が問題となる。経験的には 2000 Hz 程度が上限である。

(3) 計測可能回転数範囲

下限はクロック周期 T_c とカウンタの最大計数値 C_{\max} で決まり 90 RPM である。また上限は (11) 式より求まる。

(4) 計測可能動翼枚数

制限は無いが、CDU のデータメモリ容量より 100 ~ 150 枚程度以下である。

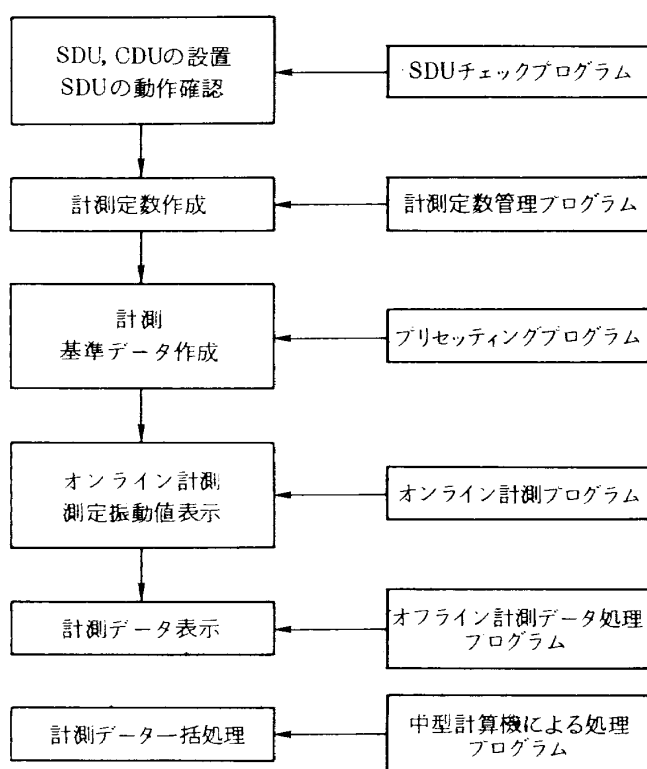


図 31 計測手順とソフトウェア

(5) 計測可能サンプル回数

P カウンタ及びCDUのメモリ容量で決まり、999回以内である。

(6) 分解能

いま動翼先端ピッチ円の直径 D_p を 1000 mm とすれば、 N が 90～11500 RPM の範囲では 0.024～0.06 mm である。またこれ以上の測定回転速度では次式のようになる。

$$\Delta R' = \{0.06 + (N - 11500) \cdot 0.55\} \times 10^{-5} \quad (49)$$

(7) 計測精度

センサ出力が十分得られる状態では、通常使用されるセンサの D_b が 1.5 mm 程度であるから、0.045～0.075 (mm) である。

4. 動翼振動計測システムによる 実機計測

筆者等は1979年より垂直離着陸用リフトジェットエンジンJR-100、及び高バイパス比ターボファンエンジンFJR710を用いて本計測法の研究開発を行ってきた。すなわち3.の冒頭で述べた基本的な計測装置を製作し、これを使用した計測実験を行ない動翼先端の振動計測が可能であることを実証した¹⁾。図32はその結果の一例であり、Sセンサ1本によりFJR710/20エンジンのファン動翼33枚の内15枚について計測した振動振幅値を次々とディスプレイ上に表示したものである。

一方1980年に航空宇宙技術研究所においてFJR710/20ターボファンエンジンの横風試験が計画さ

れ、エンジンの性能に影響を与えないようにファン動翼の振動を計測する必要が生じた。これに対して、筆者等は3.で述べた「ファン動翼振動計測装置」を開発し、上記の横風試験にて初めてファン動翼の振動波形をディスプレイ上に表示することに成功した。その後主にソフトウェアの改良を行なうとともに、1981年に行なわれたFJR710/600ターボファンエンジンのインレットディストーション試験において、全運転範囲におけるファン動翼振動の計測を行ない、種々のインレットディストーションの状態におけるファン動翼の振動を精度良く計測することに成功した。この実験では曲げ振動計測、ねじり振動計測、長いサンプル回数での計測及びびずみゲージ出力との比較による測定値の定量的な検証を行ない、本研究はこの時点で一応終了した^{9)～11)}。

しかしながら本装置はジェットエンジンのファン動翼振動計測のみに限ることはなく、一般産業用機械の送風機、ガスタービン等の動翼振動計測にも適用可能との判断から、1984年11月～1986年8月にわたって3種類の産業用ガスタービン圧縮機動翼の振動計測を実施した¹³⁾。その結果、従来計測が困難であった多段圧縮機の後段の動翼振動を計測するなどその有効性が確認された。さらに複数の民間企業が筆者等の指導のもとに本計測装置を製作し、自社の産業用ガスタービンの動翼振動計測に適用して有効な結果を得ている¹⁴⁾。これ等の計測例を通じて実際の計測作業を踏まえたノウハウが得られた。特にセンサの耐熱性の向上、センサの配置と装着方法の工夫、オペレーションが容易なソフトウェアの改良等を行なった結果、実用的な計測器としての動翼振動計測システムに発展させることができた。

4.1 実機計測例

表3に今まで本計測システムにて動翼振動計測を行なった例を示す。

(1) FJR710/20ターボファンエンジンのフロントファン動翼振動計測

上述したように、航空宇宙技術研究所角田支所で1980年10月に行なわれたFJR710/20ターボファンエンジンの横風試験において、ファン動翼の振動を計測した。この試験は、離着陸時のようにエンジン

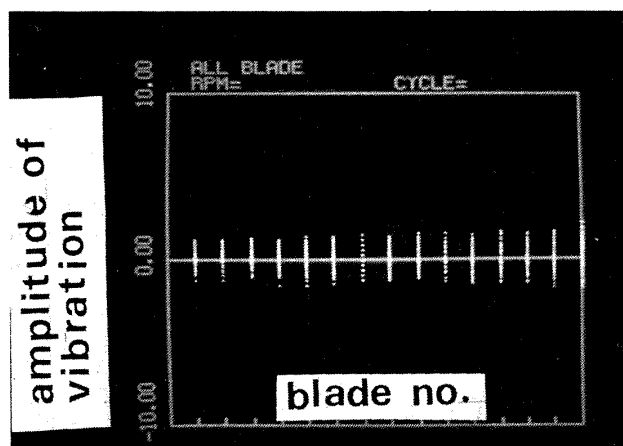


図 32 1本のセンサによる動翼振動計測表示例
(FJR710/20ファン動翼, $N=4756$ rpm)

表 3 実機動翼振動計測の経緯

実施年月	計測対象 / 試験概要	測定動翼仕様	センサ仕様	計測結果概要
1980 年 10 月	FJR710/20 フロントファン動翼 横風環境試験時測定	$D_p=1210$ mm $I_p=340$ mm $n_s=33$ 枚 $fb=300$ Hz	$m=22$ 本 $D_s=1.7 \phi$ $D_c=2.5 \phi$ $T_s<50^\circ\text{C}$	4.1(1)参照 本計測システムによる 最初の計測実施例
1981 年 5 月	改良型ファン試験機 F30 動翼 性能試験時測定	$D_p=790$ mm $I_p=237$ mm $n_s=33$ 枚 $fb=400$ Hz	$m=42$ 本 $D_s=1.7 \phi$ $D_c=2.5 \phi$ $T_s<50^\circ\text{C}$	4.1(2)参照 ひずみゲージ出力 と比較
1981 年 6 月	FJR710/600 フロントファン動翼 インレットディストーション試験時測定	$D_p=1210$ mm $I_p=340$ mm $n_s=33$ 枚 $fb=260$ Hz	$m=46$ 本 $D_s=1.7 \phi$ $D_c=2.5 \phi$ $T_s<50^\circ\text{C}$	4.1(3)参照 ねじり振動計測, 長い サンプル回数での計測
1984 年 8 月	タービン空力試験機 第 1 段動翼 性能試験時測定	$D_p=514$ mm $I_p=33$ mm $n_s=114$ 枚 $fb=5000$ Hz	$m=24$ 本 $D_s=1.7 \phi$ $D_c=2.4 \phi$ $T_s<120^\circ\text{C}$	4.1(4)参照
1984 年 11 月	産業用ガスタービン (発電用, 12MW) 圧縮機第 4 段動翼 性能試験時測定	$D_p=950$ mm $I_p=75$ mm $n_s=54$ 枚 $fb=565$ Hz	$m=14$ 本 $D_s=1.7 \phi$ $D_c=3.5 \phi$ $T_s<200^\circ\text{C}$	4.1(5)参照 二重ケーシングでの 計測
1985 年 2 月	高効率ガスタービン AGTJ-100A 高圧圧縮機第 1, 12 段動翼 試運転時測定	$D_p=817, 725$ mm $I_p=159, 48$ mm $n_s=22, 67$ 枚 $fb=476, 3100$ Hz	$m=14, 8$ 本 $D_s=1.7, 2 \phi$ $D_c=3, 2.5 \phi$ $T_s<50, 350^\circ\text{C}$	4.1(6)参照 12段は無冷却耐高温型 センサを試作, 350°C での動作確認
1986 年 8 月	同 上 第 6, 11 段動翼 試運転時測定	$D_p=818, 741$ mm $I_p=87, 39$ mm $n_s=26, 69$ 枚 $fb=1580, 2700$ Hz	$m=12, 10$ 本 $D_s=2, 2 \phi$ $D_c=2.5, 4 \phi$ $T_s<200, 350^\circ\text{C}$	4.1(7)参照 11段は無冷却耐高温型 センサで計測

注: I_p は翼高さ

に対し空気が横方向から流入する状態を模擬した地上運転試験で, 最大横風風速 60 m/s (横風成分 20 m/s), エンジンに対する最大流入角 61° の範囲で試験を行なった¹⁵⁾。図 33 にエンジン及び横風試験装置の外観を示す。図で示すように SDU 及び光源はエンジンに近接して配置した。また CDU 等はエンジンの斜め後方 20 m の位置に仮設した小屋内に設置し計測操作を行なった。センサはファンケーシング上円周方向約 $3/4$ の範囲に 22 本, はほぼ等間隔に装着した。図 34, 35 に装着方法とその外観を示す。

FJR710/20 のファン動翼の翼高さは 340 mm と

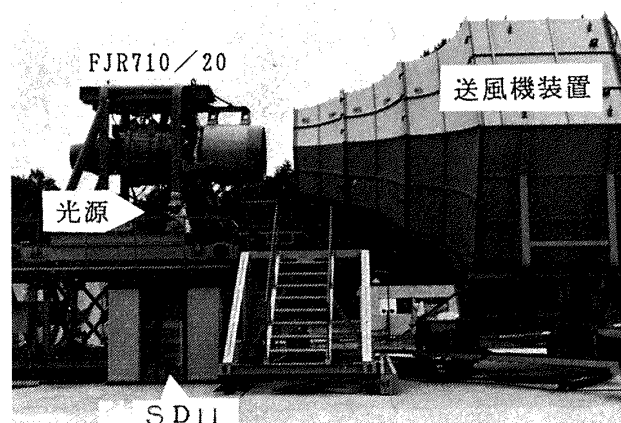


図 33 FJR710/20 エンジン及び横風試験装置外観

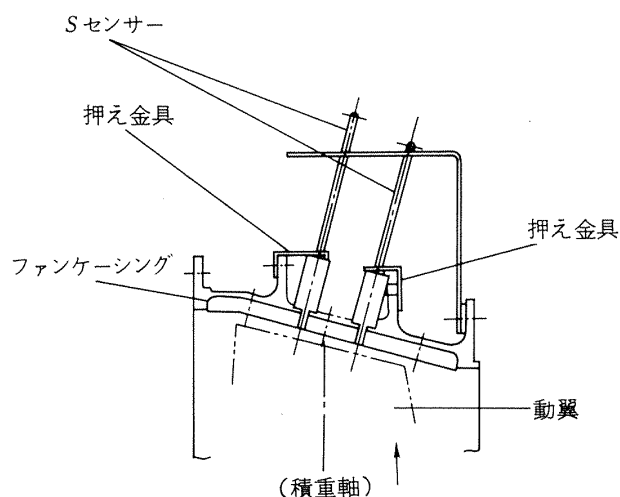


図 34 ファンケーシングへのセンサ装着方法



図 35 センサ装着の外観

比較的長く、先端から 125 mm の位置にスナバ(棚)がある。ファン動翼の 1 次曲げ固有振動数はスナバを起点とした振動の場合 300 Hz、翼根部を起点とした場合は 80 Hz である。図 36 に計測結果として代表的な回転速度での振動波形を示す。これより 2,500 RPM (回転 2 次) 付近にて、振幅 ± 4 mm、周波数 81 Hz の共振振動が生じることが明らかになった。またこの振動は円周上の同じ位置(対角線上の 2 点)で各動翼が励振力を受け、ケーシングの円周方向位置に静止したように生じていることが分かった。

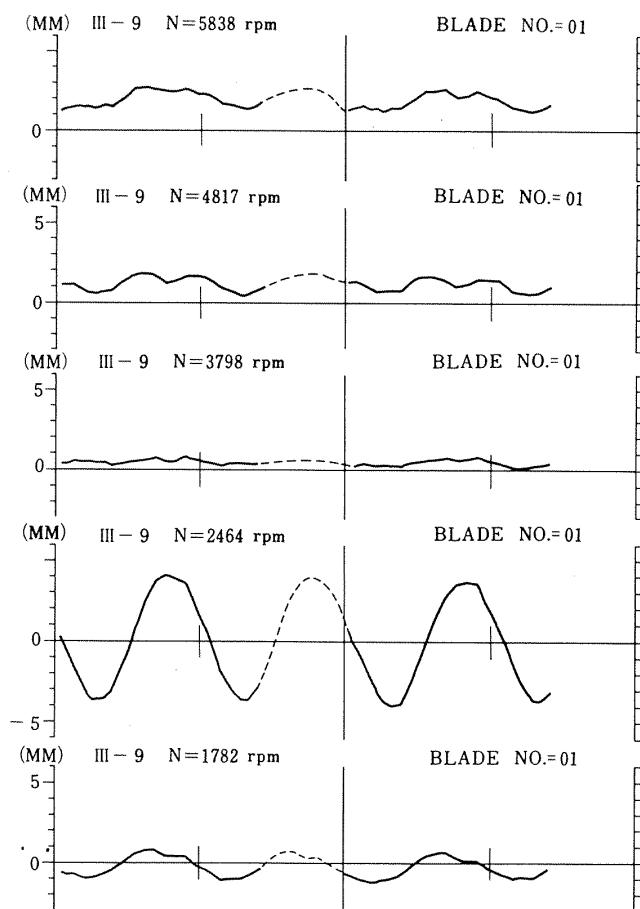


図 36 横風試験計測結果

(2) F30 ファン動翼の振動計測

F30 は FJR710/20 の改良型ファンとして設計された実機の 64% スケール要素単体試験機である。動翼振動計測は F30 の性能試験と並行して行なった。センサは(1)で使用したものをケーシング上に 42 本、ほぼ全周に配置した。また計測値の定量的な検証を行なうためにひずみゲージを数枚の動翼に貼付し、これによる振動測定も同時に行なった。図 37 に F30 を前面から見た様子を示す。図でスピナ上部の光彩はセンサからの放射光である。図 38 は振動計測結果をオンラインでディスプレイ上に表示している様子である。図で上段は F30 の動翼 33 枚の内 1 枚の動翼の振動波形を、また下段は全動翼の最大振幅値を棒グラフで表したものである。

以上の計測結果の一例として、各測定回転速度における Na 1 及び Na 6 動翼の振動波形の変化を図 39 に、またこれに対応した最大振幅値を図 40 に示す。ここで一点鎖線は 2.3 で述べた 1 ビット誤差(分解能)を表している。なお図 39、図 40 で横軸は 2 回転分に

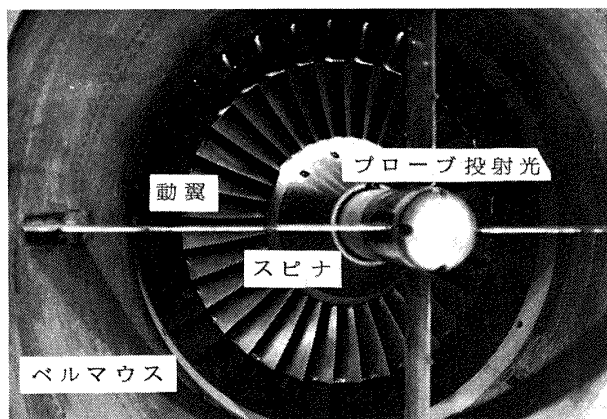


図 37 フロントファン試験器 F 30

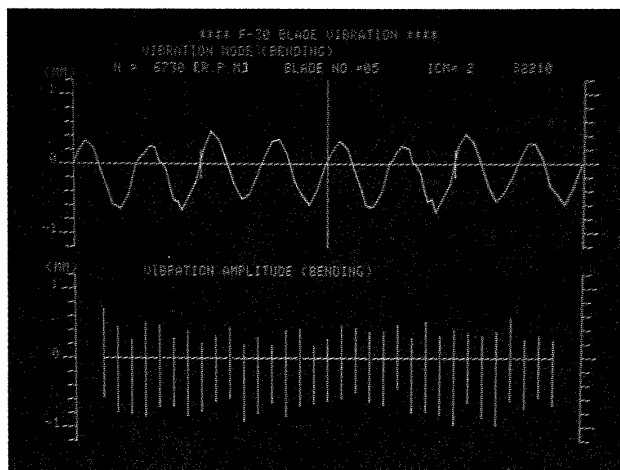


図 38 ディスプレイに表示した計測結果の例

相当する時間である。また図41は各動翼の最大振幅値（片振幅）を各測定回転速度に対してプロットしたものである（上段は奇数番め、下段は偶数番めの動翼で、各動翼Naと記号が対応している）。図39～図41より動翼の1次曲げ固有振動数と回転1次外乱との共振点（回転速度にして6,680RPM）で、1次曲げ共振（振動数420Hz、振幅 $\pm 0.5 \sim \pm 0.6$ mm）が生じていることがわかる。図42はその共振時の全動翼波形データより奇数番めの動翼（Na1～Na29）について時間軸を揃えて示したもので、各動翼の振動波形の位相が時間方向に一定の割合で進んでおり、かつ各動翼が毎回転同一のセンサ位置を通過する時刻における位相が同じである。このことは、全ての動翼が空間的に固定された外乱に同期して振動していることを示すものであり、本計測法により初めて実験的に計測することができた。また共振状態においてはほとんど全ての動翼が一斉に振幅を増している

ことから、各動翼の製作過程の不揃いに起因する固有振動数のバラツキが小さいこともわかる。なおひずみゲージとの比較は後述する。

(3) FJR710/600ターボファンエンジンのフロントファン動翼振動計測

1981年6月に行なわれたFJR710/600ターボファンエンジンのインレットディストーション試験時において、ファン動翼の振動を計測した。インレットディストーション試験とは、エンジンに流入する空気流をインレット前面に置いた空気噴出管から噴出させた空気により故意に乱し、その時のエンジン性能やファン動翼の振動状態の変化を計測する試験である。図43に本試験での供試エンジン及びSDUの設置状況を示す。この計測では、センサ1列による曲げ振動計測の他にセンサを2列に配置したねじり振動計測も試みた。またひずみゲージを8枚の動翼に貼付し、その測定結果をもとに本装置の計測値の定量的評価を行なった。センサはファンケーシング全周に46本、またねじり振動計測用としてこれと並行に円周上1/4の範囲に14本のセンサを装着した。装着方法、センサ先端の形状は図34、35と同じである。

本試験で得られた結果の一部を図44～図47に示す。図44はディストーション無しの状態での各回転速度に対する最大振動振幅を示したもので、3,800RPM及び5,700RPM付近に共振点があり、後者は回転3次と1次曲げ固有振動数の一致点である。図45、46はディストーション無しでディストーション有りの状態とを比較するために、各回転速度での振動波形及び最大振幅を示したものである。これによれば共振点とは異なる4,400RPM及び4,900RPMでは、ディストーション有りの状態での振動振幅増加は50%程度であるが、共振点に近い5,400RPMでは約2倍に増加する傾向を示している。なお振動振幅が常に大きい値を示す動翼（Na15、図46参照）があるが、これはその動翼自体の原因によるものであることが実験後の調査で明らかになった。

次に図47は、センサを全周14本に減らしサンプル回数を25回に増加した時の曲げ振動計測結果の例で、5枚の動翼について示した。共振振幅が比較的長い周期で変化しているのが測定されているが、こ

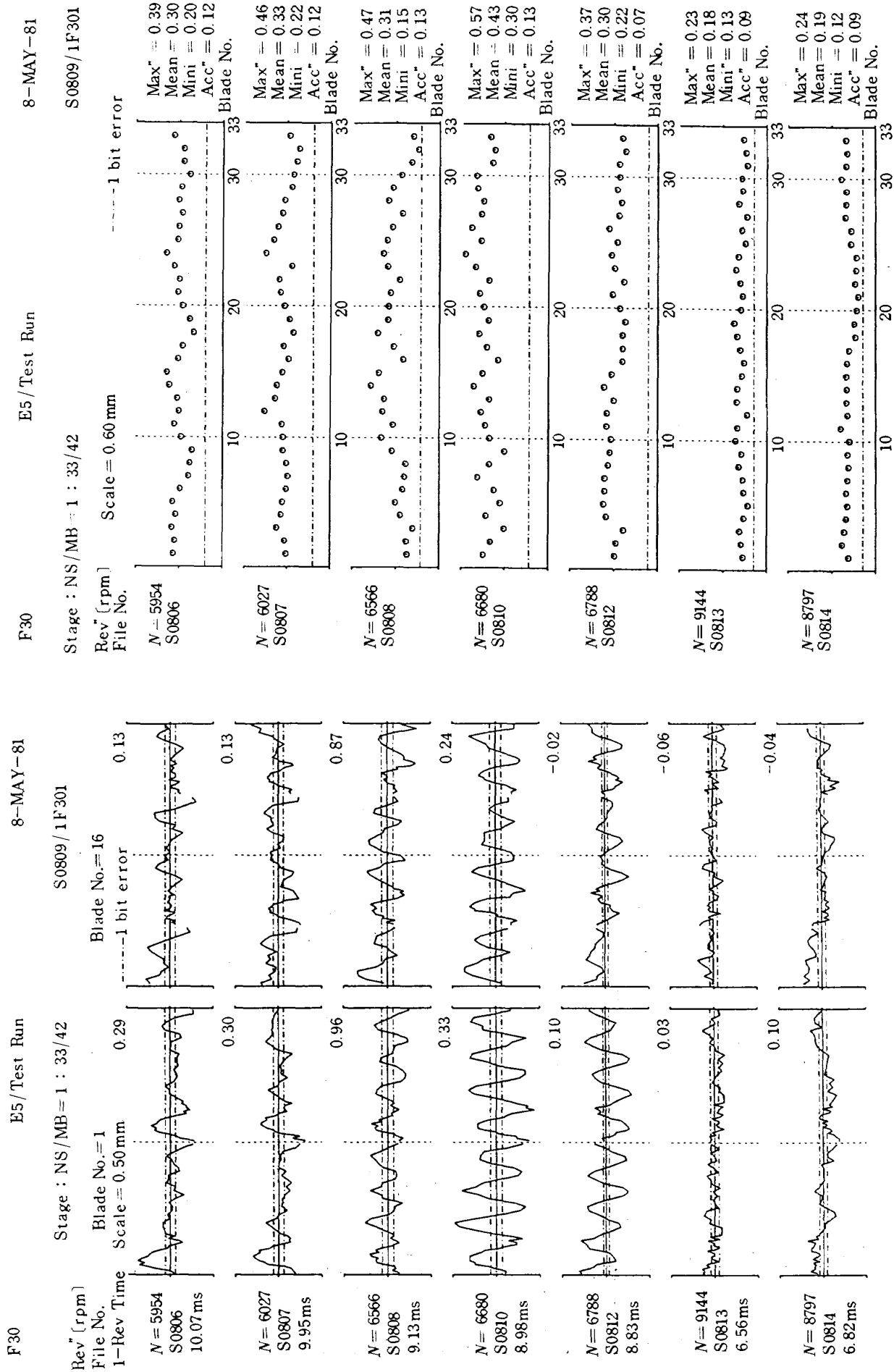


図 40 F30 全動翼最大振幅値計測例

図 39 F30 振動波形計測例

DATE 8-MAY-81

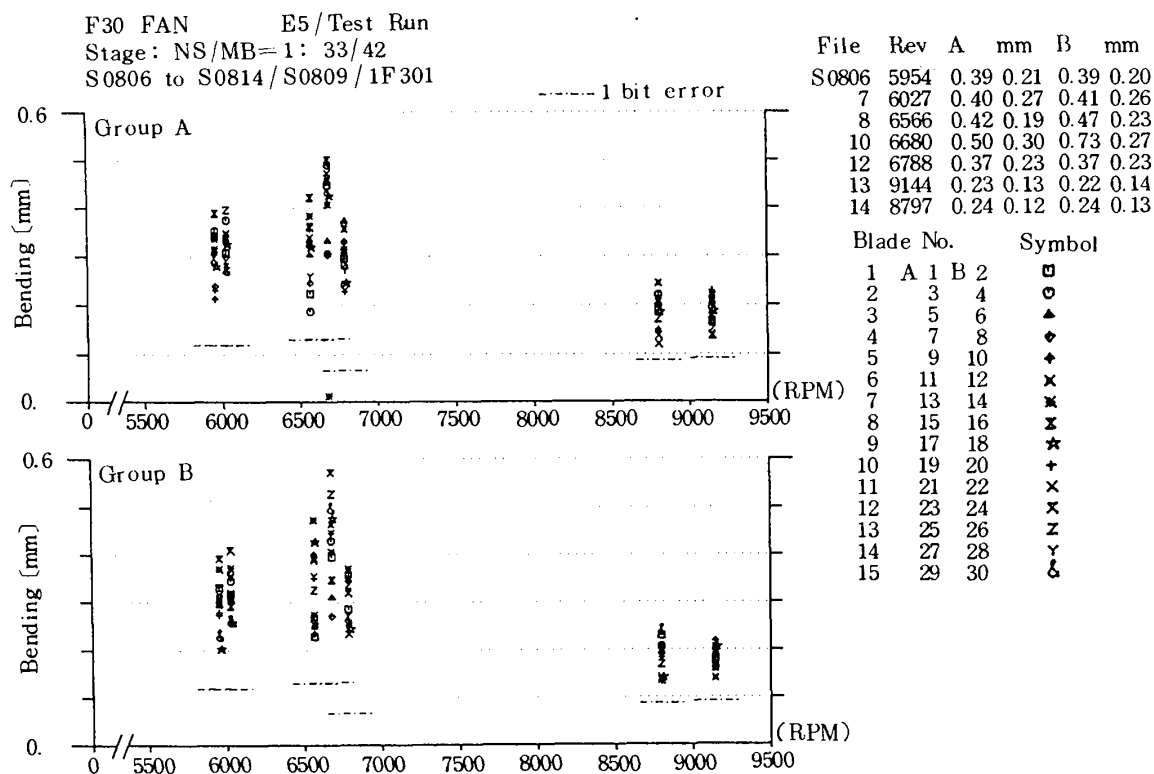


図 41 各測定回転数における最大振幅値

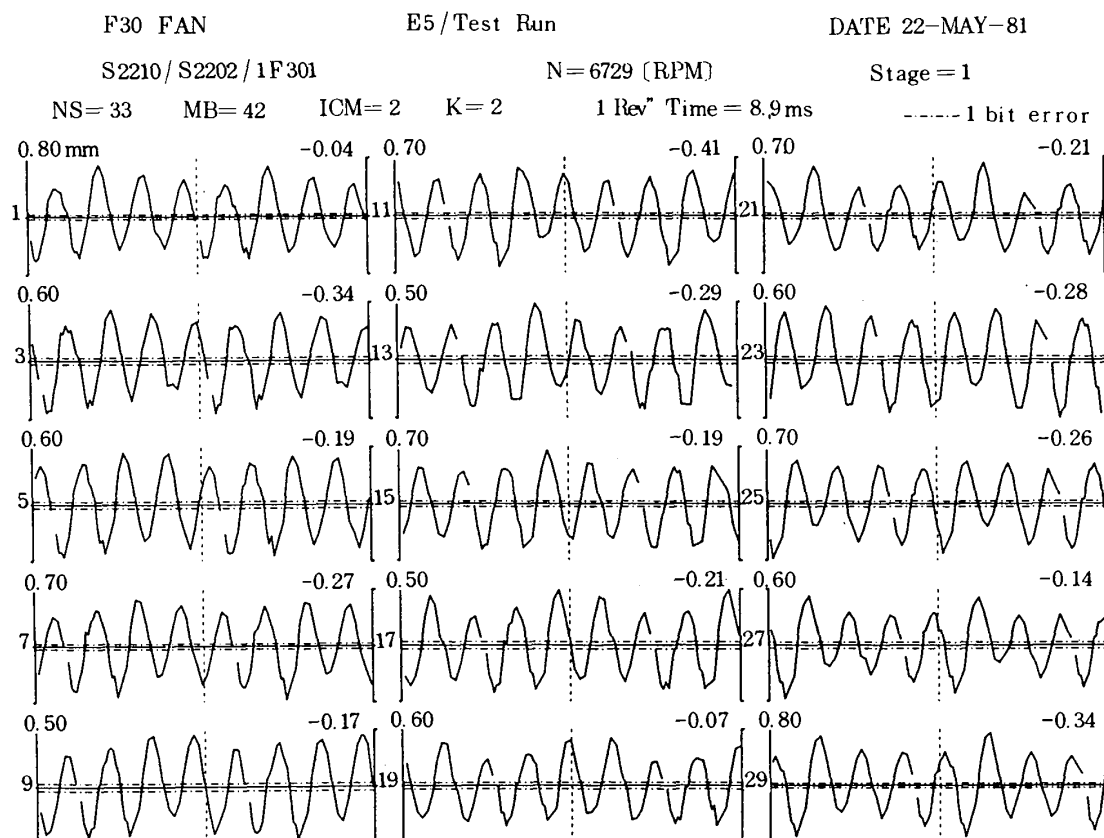


図 42 F30 1次曲げ共振振動時での振動波形

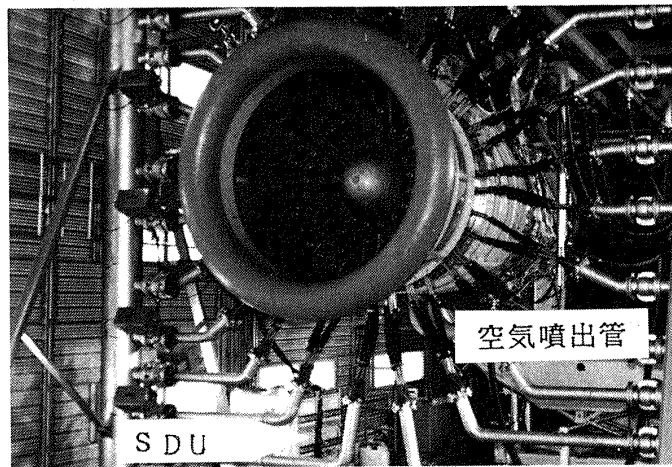


図 43 FJR710/600 インレットディストーション試験

FJR710/600 Inlet Distortion EX.
Stage: NS/MB = 1: 33/46
F1902 to F1910/F1901/1F JRB

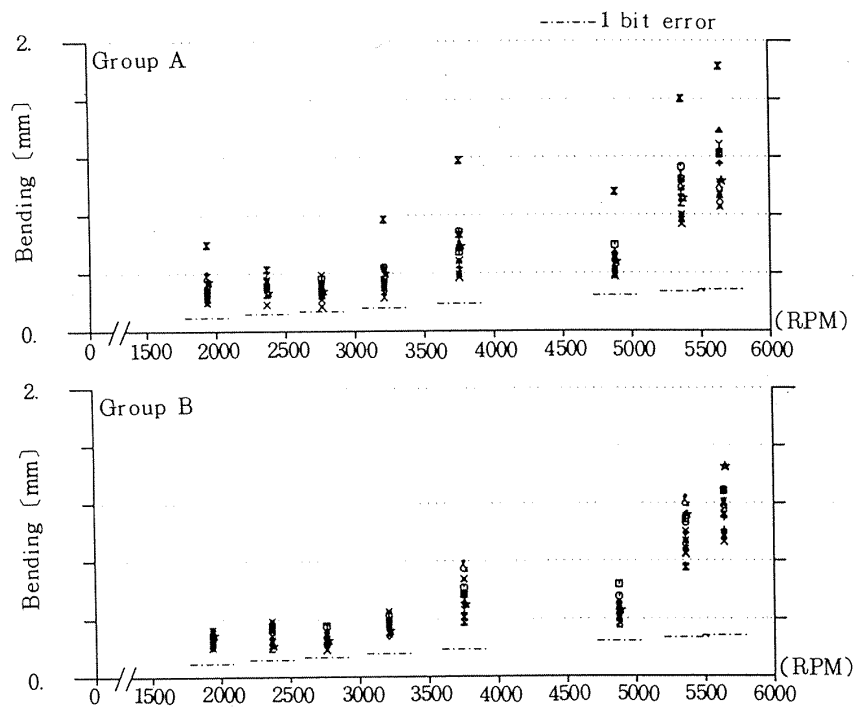


図 44 インレットディストーション無しでの最大振幅値

FJR710/600 Inlet Distortion EX. 22-JUN-81

Stage : NS/MB=1 : 33/46 F2210/1F JRB

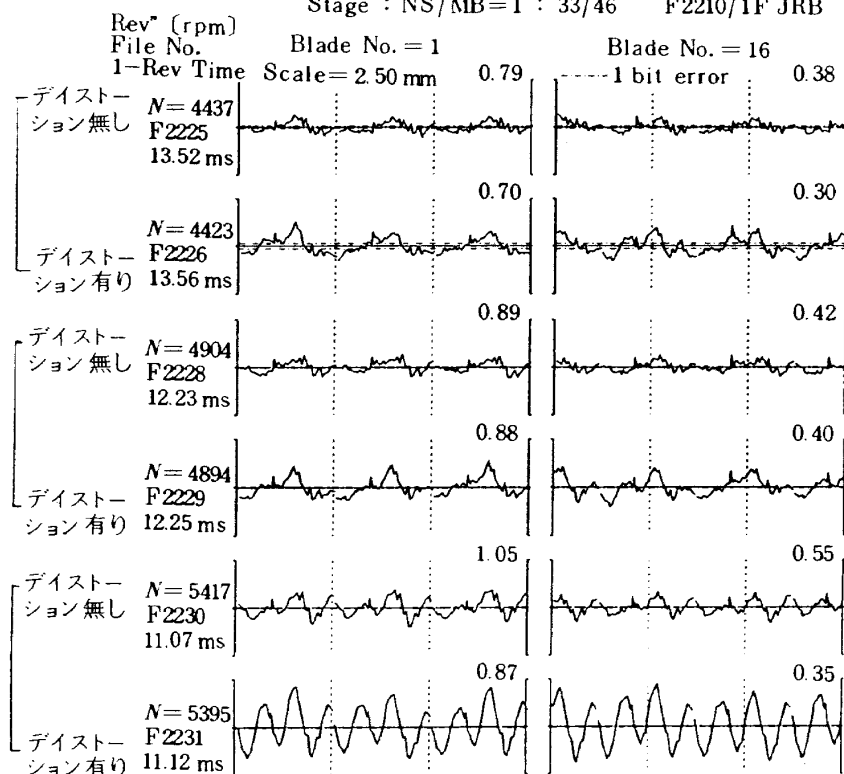


図 45 インレットディストーションの影響

FJR710/600 Inlet Distortion EX. 22-JUN-81

Stage : NS/MB=1 : 33/46 F2210/1F JRB

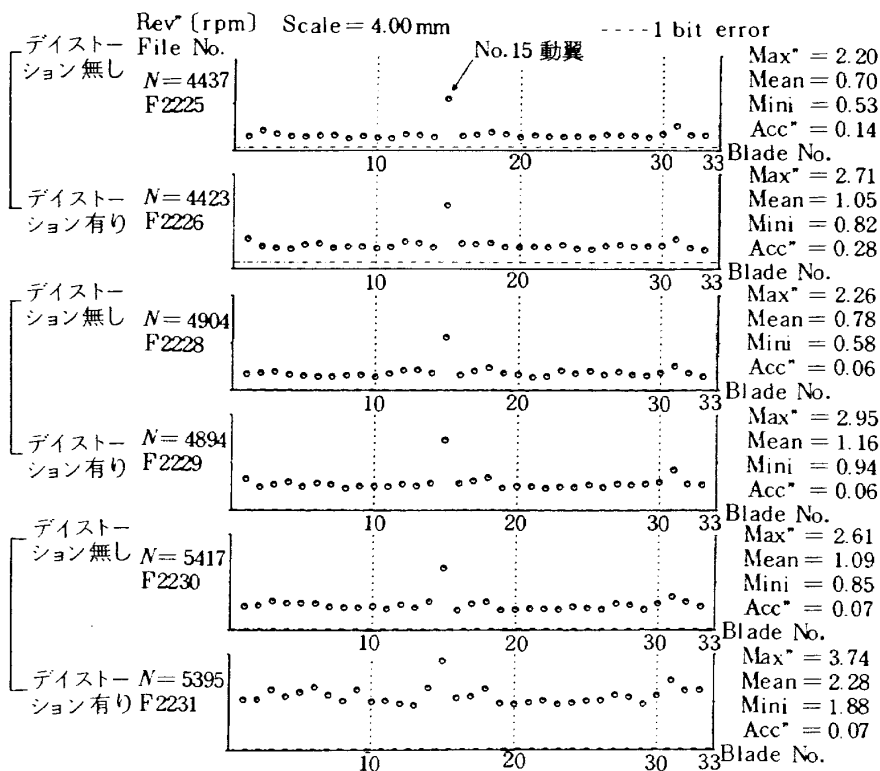


図 46 図45に対応した全動翼最大振幅値

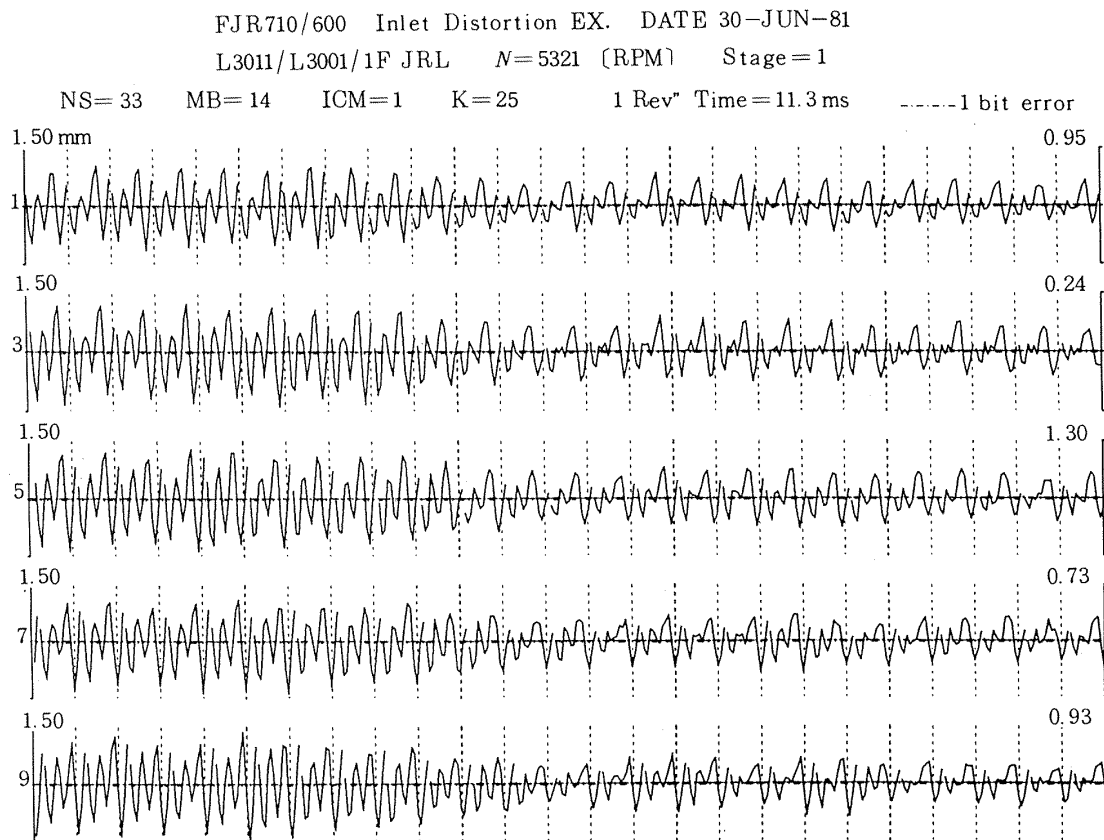


図 47 サンプル回数を25回にとった計測値（一次曲げ固有振動時）

れは数回転のサンプル回数の計測では捉えられない現象である。また本実験では2.4.2で述べたねじり振動計測も14本のセンサを2列に置いて試みたが、曲げ振動計測例のように特定の回転速度で顕著な振動はみられず、全体に $0.4 \sim 0.45^\circ$ 程度の小さなねじり振動が観測されたのみである。

(4) タービン空力試験機動翼の振動計測

タービン空力試験機は、動翼及び静翼の冷却空気がタービンの性能に及ぼす影響を調べることを主目

的としたもので、常温の空気で駆動される単段動翼のみの回転試験機である。図48に分解時の動翼部を示す。計測対象のタービン動翼は(1)～(3)で計測したファン動翼に比べ翼さが33mmと小さく、剛性が非常に高いため1次曲げ固有振動数は5000 Hzと非常に高い。センサは図49に示すように円周上約1/5の範囲にできるだけ間隔を小さくして計24本装着したが、1次曲げ固有振動数の波形を計測するには十分でなく、サンプル回数を長くにとって統計的に振動振幅の



図 48 タービン空力試験機

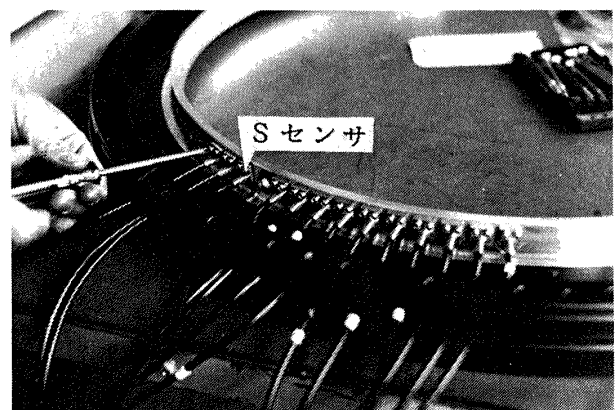


図 49 空力試験機, S センサ装着

みを計測するにとどまった。計測結果より、試験機の回転速度が 5,000 RPM (設計点は 14,080 RPM) までの運転範囲内で、計測誤差程度 ($\pm 0.05\text{mm}$) 以上の振動振幅は計測されなかった。

(5) 産業用ガスタービン圧縮機動翼の振動計測

上述した計測結果は、航空宇宙技術研究所におけるジェットエンジンの開発に伴う要素開発及び性能試験等で行なったものであるが、ここでは民間の産業用ガスタービンの圧縮機動翼振動計測を工場出荷時の性能確認試験と並行して行なった結果について述べる。この計測は1984年11月に行なわれたもので、

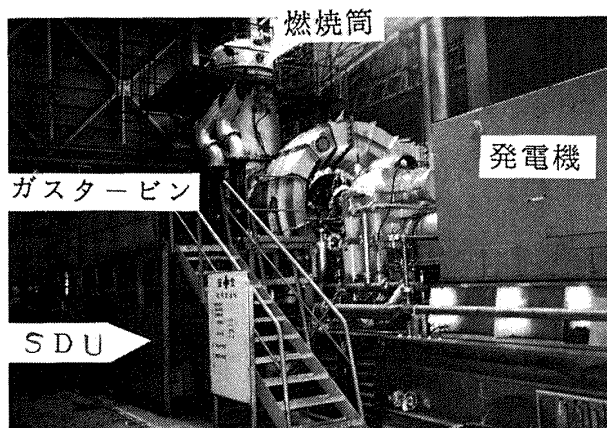


図 50 産業用ガスタービンの外観

計測対象のガスタービンは圧縮機11段、タービン4段、出力12MW (定格回転速度 5,500 RPM) の発電用の単軸ガスタービンである。図 50 にその外観を示す。このようなガスタービンでは、翼車周囲の内側ケーシングと抽気空気室の外側を覆う外側ケーシングの2重ケーシング構造になっている。従ってセンサを抽気空気室内を通して内側ケーシングに装着するために、センサの外側被覆部の耐熱性、抽気室から大気に引出す箇所でのシール方法が新たに問題となった。前者については今までのビニール被覆をステンレス製のフレキシブルチューブに換え、さらに耐熱製の保護チューブで覆った。後者については、図 51 に示すようにガスタービン下部の抽気管の引出し口において接着剤で固定する方法で処理した。図 52 にセンサの装着状況を示す。

本機の動翼振動計測は、当初圧縮機動翼の第4, 5, 7 段について行なう予定であったが、最初の運転時に第5, 7 段の動翼がケーシングに接触しセンサ先端を破損してしまったため、計測結果は第4段動翼のみしか得られなかった (この様な産業用ガスタービンでは、動翼先端がケーシング内壁に接触すること自体は特に珍しいことでは無いようである)。

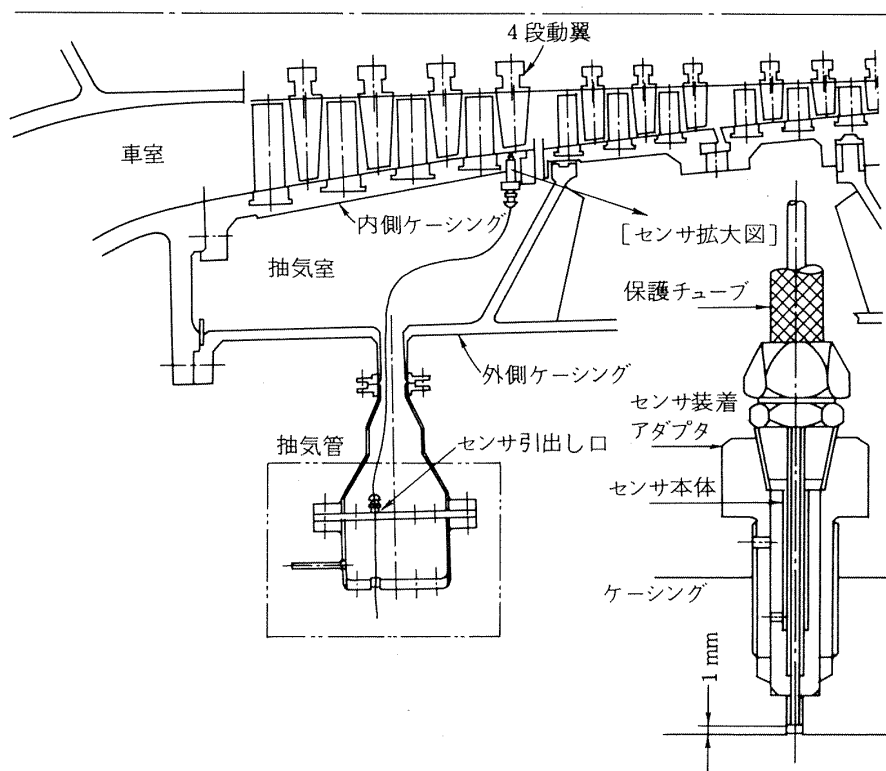


図 51 産業用ガスタービン圧縮機動翼、センサ装着方法

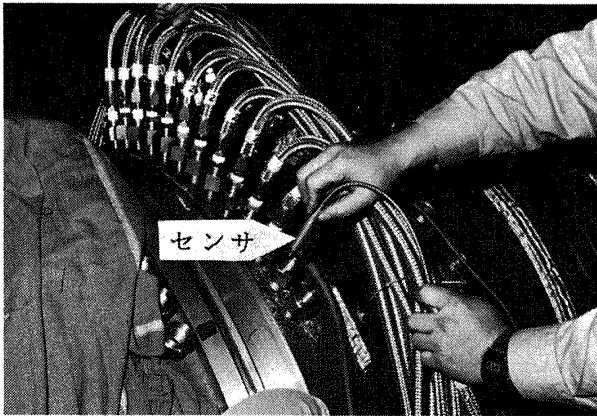


図 52 産業用ガスタービン，S センサ装着

なお第 4 段用センサはケーシングの上半部，円周上約 1/4 の範囲に 14 本しか装着することができなかった。従って計測結果は(1)～(3)の場合と異なり，図 53 に示すように一部の範囲での振動振幅表示となった。図 53，54 は無負荷時の計測結果で，回転 5 次と一次曲げ固有振動数の一致点である 6,000 RPM に近づくにつれて振動値が増加していく様子が分かる。図 55 に一次曲げ共振状態にある全動翼のうち，15 枚につ

いての動翼の振動波形を示した。これは無負荷時にて故意に過回転速度を与え，速度トリップの動作を確認する試験において計測したものである。図より各動翼の振動状態は，(1)～(3)で述べたジェットエンジンのファン動翼とはかなり様子が異なることがわかる。すなわち各動翼の振動波形はファン動翼の場合のように同じでは無く，また同一の動翼においても測定した 3 回の回転中それぞれ異なった振動が生じている動翼もある。その原因としては，動翼に振動を与える外乱自体がこのように変動しているか，または産業用ガスタービンの動翼の構造あるいは製作上のバラツキによるものではないかと推測される。次に図 56 に負荷をかけた状態（併入時と言う）の振動波形を示す（併入時の定格は 5,500 RPM，負荷は 4～8 MW である）。これによれば併入時の振動波形は無負荷時のそれと様子がかなり異なっており，2 次曲げ固有振動と思われる高い振動数の振動が生じていることを示唆している。

以上全体の計測結果をキャンベル線図上に表したものを図 57 に示す。これは約 54 点の振動波形計測結

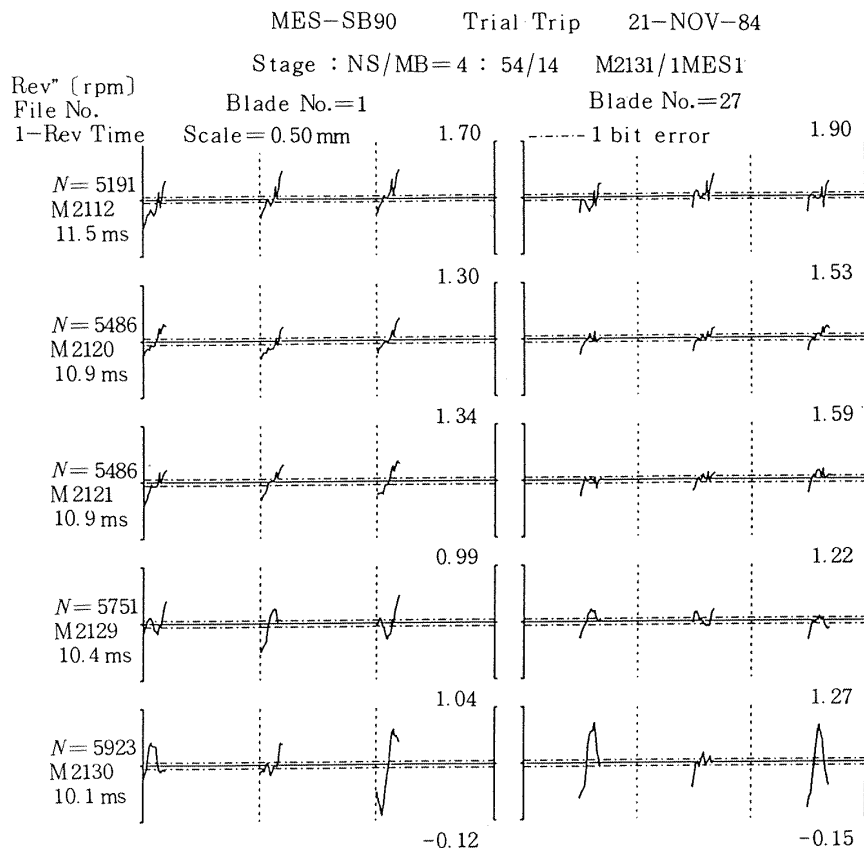


図 53 無負荷時の計測例

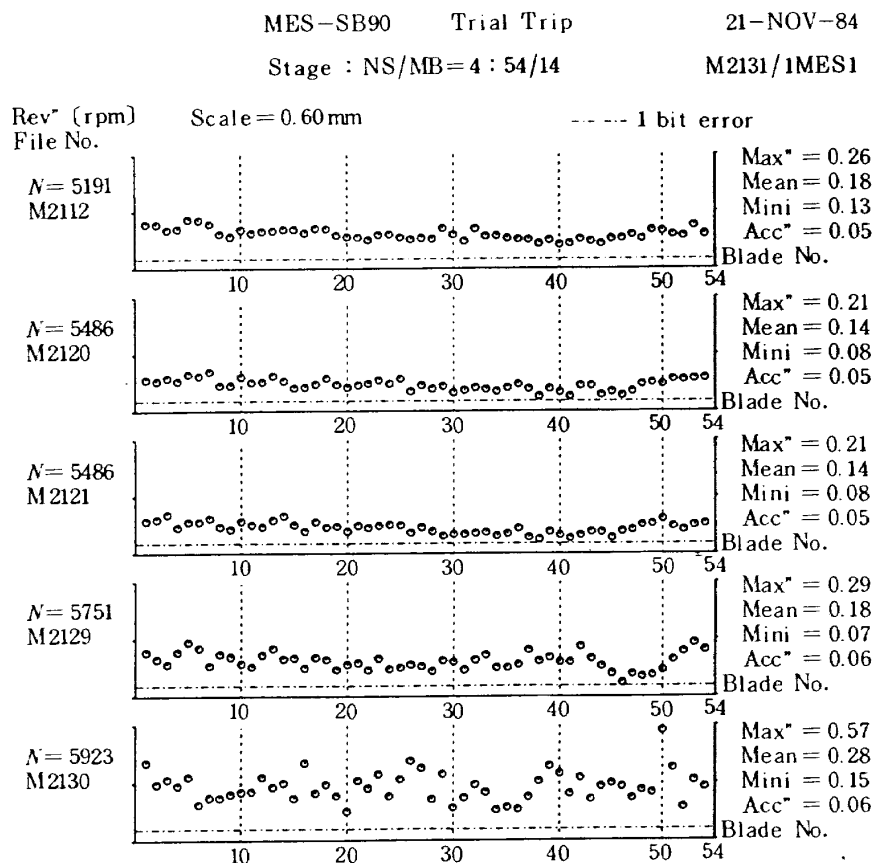


図 54 図53に対応した全動翼最大振幅値

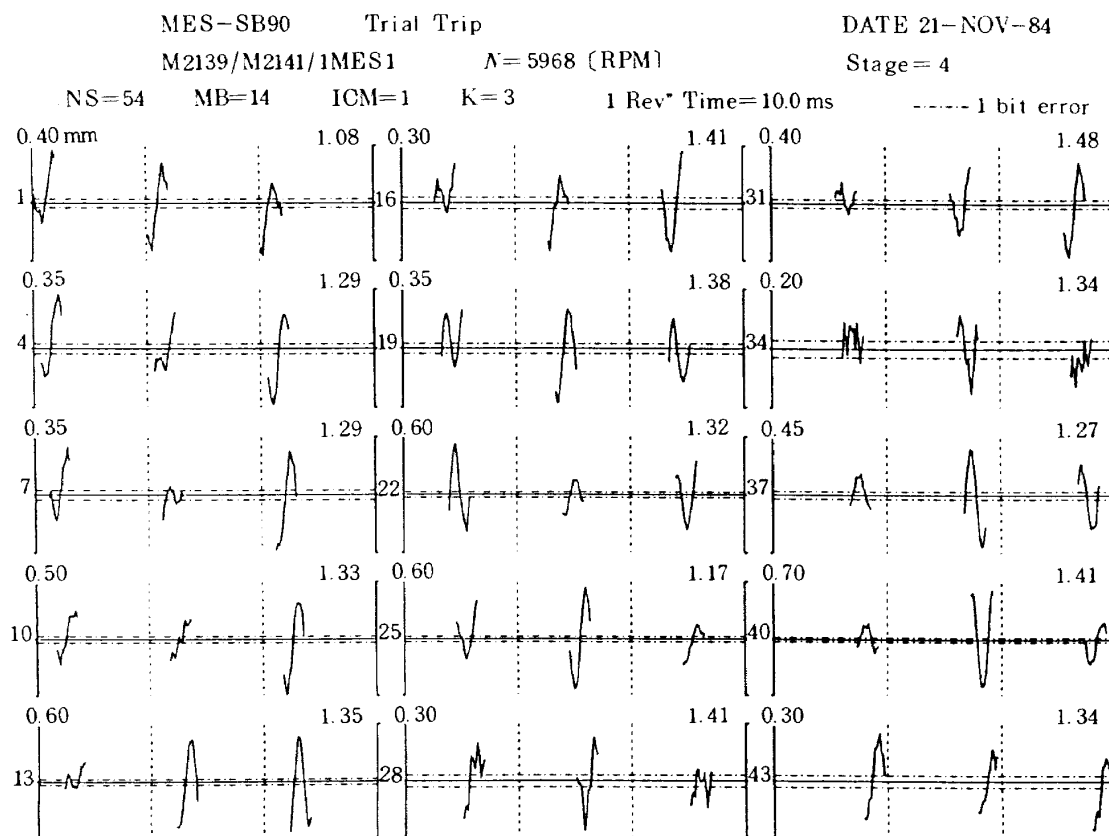


図 55 一次曲げ共振時の振動波形

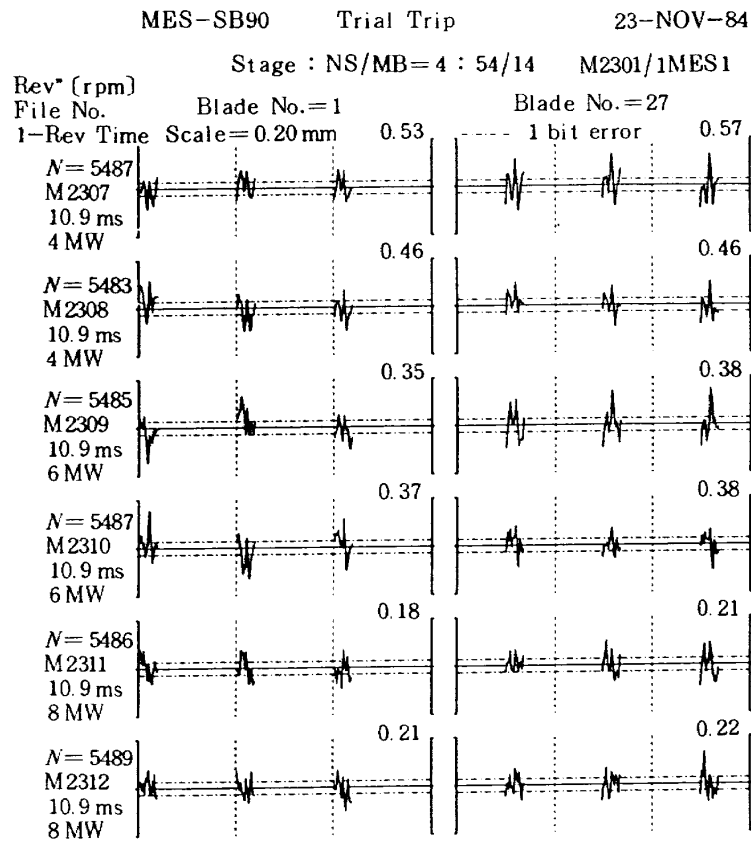


図 56 負荷時の振動波形計測例

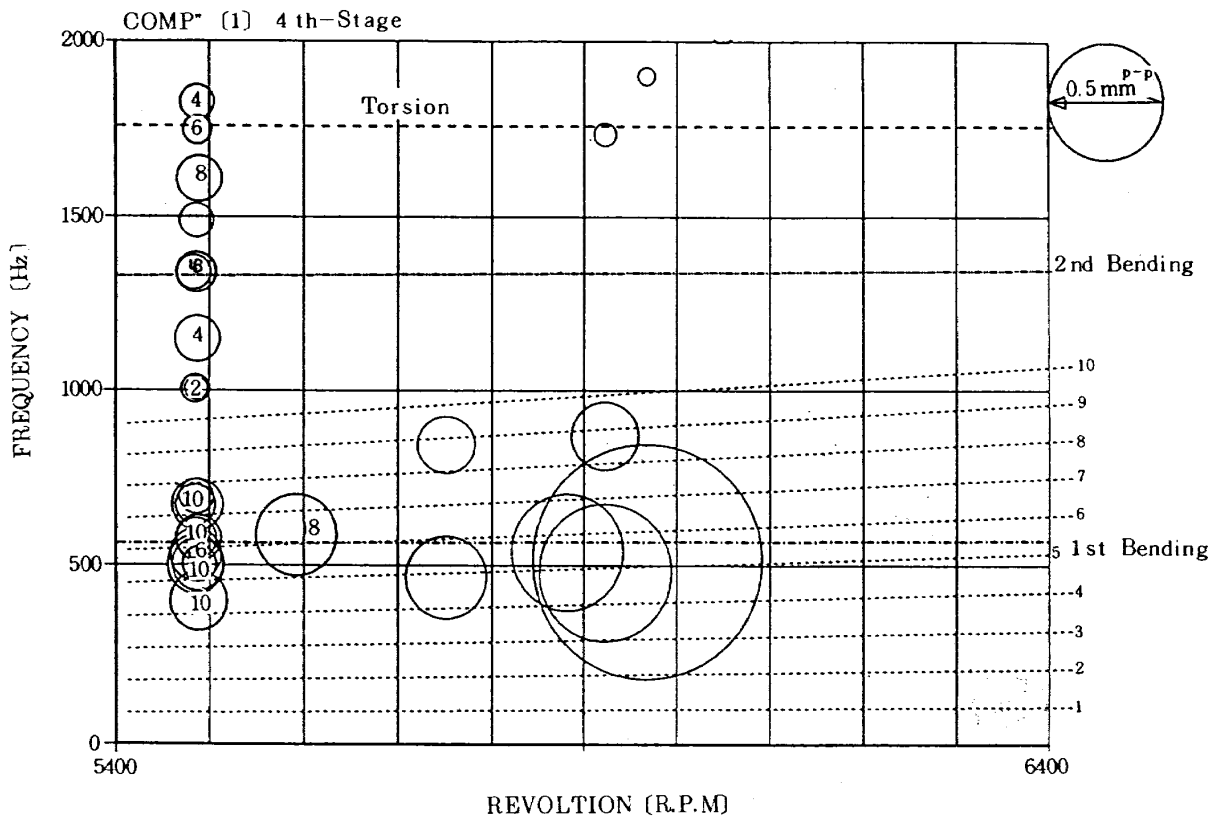


図 57 産業用ガスタービン，第4段圧縮機動翼計測結果

果より、目視で周波数と振幅を読取り作成したものである。ここで振幅は円の大きさで表現し、周波数はその円の中心位置で示している。また点線は回転1～10次を表わしている。なお5,400 RPM以下の計測結果については、5,400 RPM以上の振動に比較して無視できる程度に小さいためここでは省略した。図より回転5次と1次曲げ固有振動数の一致点、6,000 RPM付近で最大±0.6 mmの振動が見られる。また定格回転速度での5,500 RPMでは2次曲げ固有振動が見られるが、振動値そのものは実用上問題としない程度に小さい。

(6) AGTJ-100A 高圧圧縮機動翼の振動計測 (1)

AGTJ-100Aは通産省工業技術院・ムーンライト計画で開発を行なった高効率ガスタービンのパイロットプラントで、主燃焼器に加え中間燃焼器を有するリヒートガスタービンである。図58にその外観を示す。本計測は1984年2月に行なわれた試運転と並行して行なったもので、測定対象動翼は高圧圧縮機の16段の動翼のうち第1段及び第12段動翼である。図59にセンサを装着した高圧圧縮機の外観を示す。

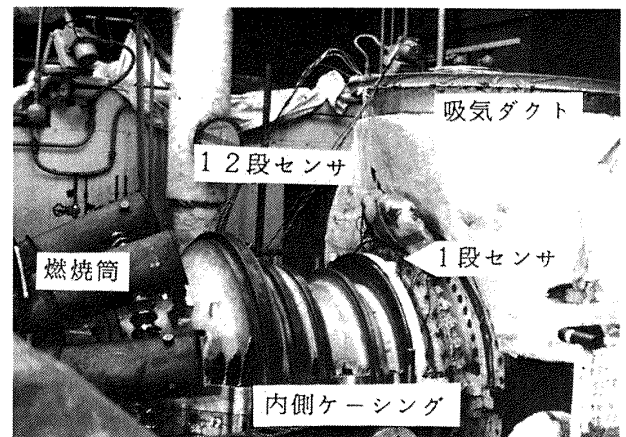


図 59 AGTJ-100A, 高圧圧縮機の外観

ここで第12段動翼の計測では動翼付近の温度が400℃近くになるため、センサ先端部の製作にガラスレジジン系の接着剤(400℃まで使用可)を使用し、耐高温性を高めることを試みた。さらに、従来のようにケーシングと直角にセンサを挿入することが構造上不可能なため、図60に示すように抽気室の側壁から斜めに挿入しセンサの根元を金具で側壁に押え付けて装着した。また抽気室内のセンサ被覆部分は、

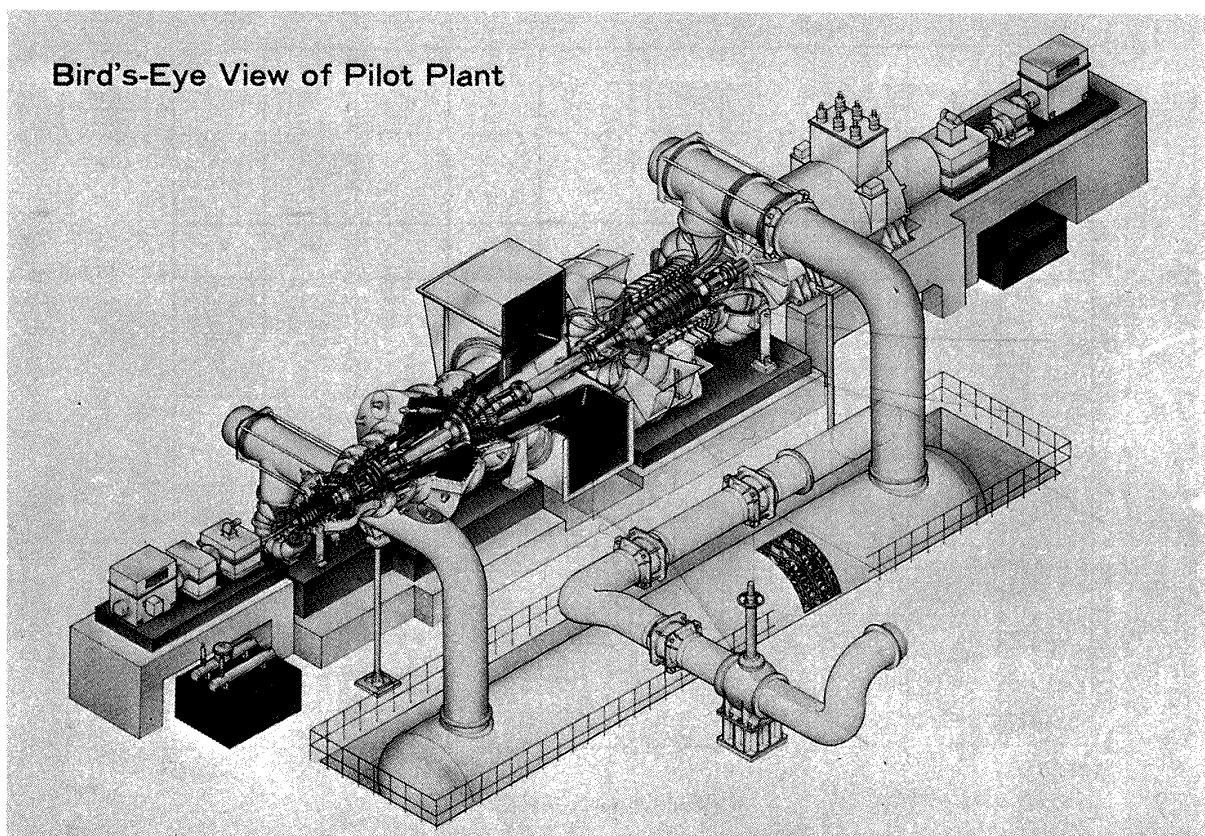
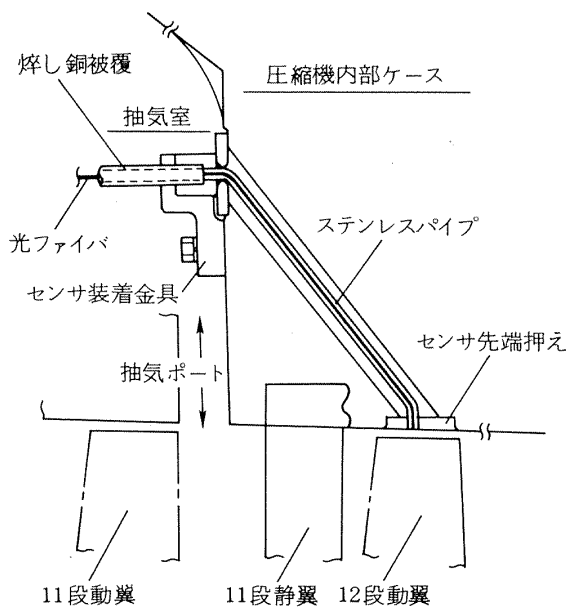


図 58 高効率ガスタービンパイロットプラント
(AGTJ-100Aの外観)


 図60 AGTJ-100 A 高圧圧縮機第12段
センサ装着方法

銅パイプをなましたものを採用することにより狭い抽気室内を湾曲して配置することを可能とし、同時に耐高温性を持たせることができた。図61にセンサ装着の様子を示す。また抽気室内の圧力が5MPa程度と非常に高いため、外部へのセンサ引出し部分の被覆はステンレス管で製作し、図62に示すように抽気管の蓋でこれを狭み込み、さらに接着剤でシールを行なった。このセンサの外部引出し箇所は上半部、下半部とも1箇所ずつに限られたため、センサは上半部4本、下半部4本、計8本しか装着できなかった。

以上のように第12段動翼の計測では、従来のセンサに比べ種々の新しい工夫を試みた。しかし実際の測定中に図60に示した装着金具の位置でズレが生じ、センサ先端が厳しい環境下で動いてしまったため有効な測定結果は得られなかった。このようにセンサ先端のズレが生じることは本計測法では計測誤差を大きくする要因になるため、センサを先端部分で確実に装着することが非常に重要であることを再認識した。一方センサの耐高温性能については、センサ付近（第11段静翼）の測定温度が最高320～360℃であったにもかかわらず、測定終了後の目視による検査では熱的な損傷は認められなかった。

第1段動翼の計測では従来のセンサをそのまま流用し、これに図63で示すようなアダプタを用いて上

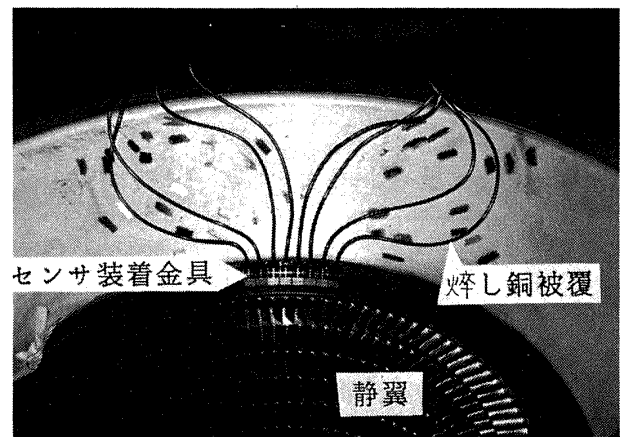


図61 第12段センサ取付状況

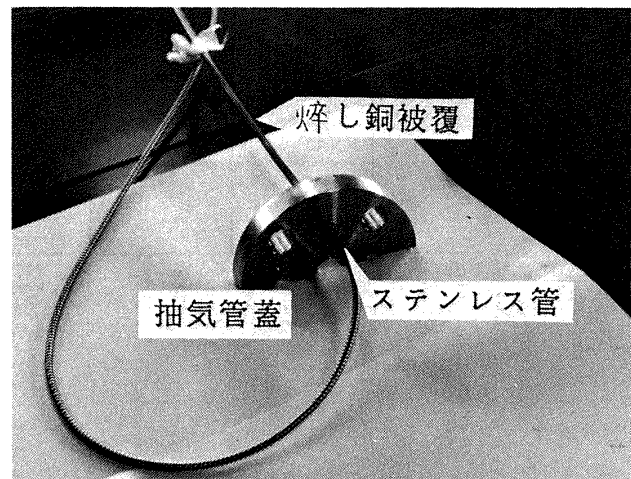


図62 第12段センサ外部引出し方法

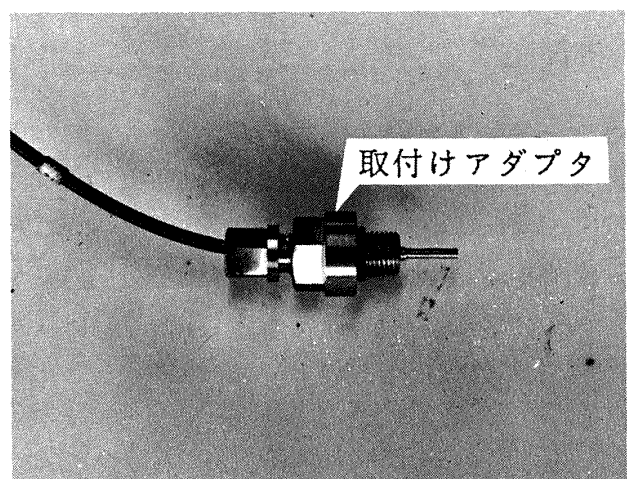


図63 第1段センサ

半部円周上約2/5の範囲に14本装着した。計測は全運転範囲にて計124点余り行なった。図64～66に測定結果の一部を示す。図67は(5)と同様な方法で測定値をキャンベル線図上に表したものである。図より、

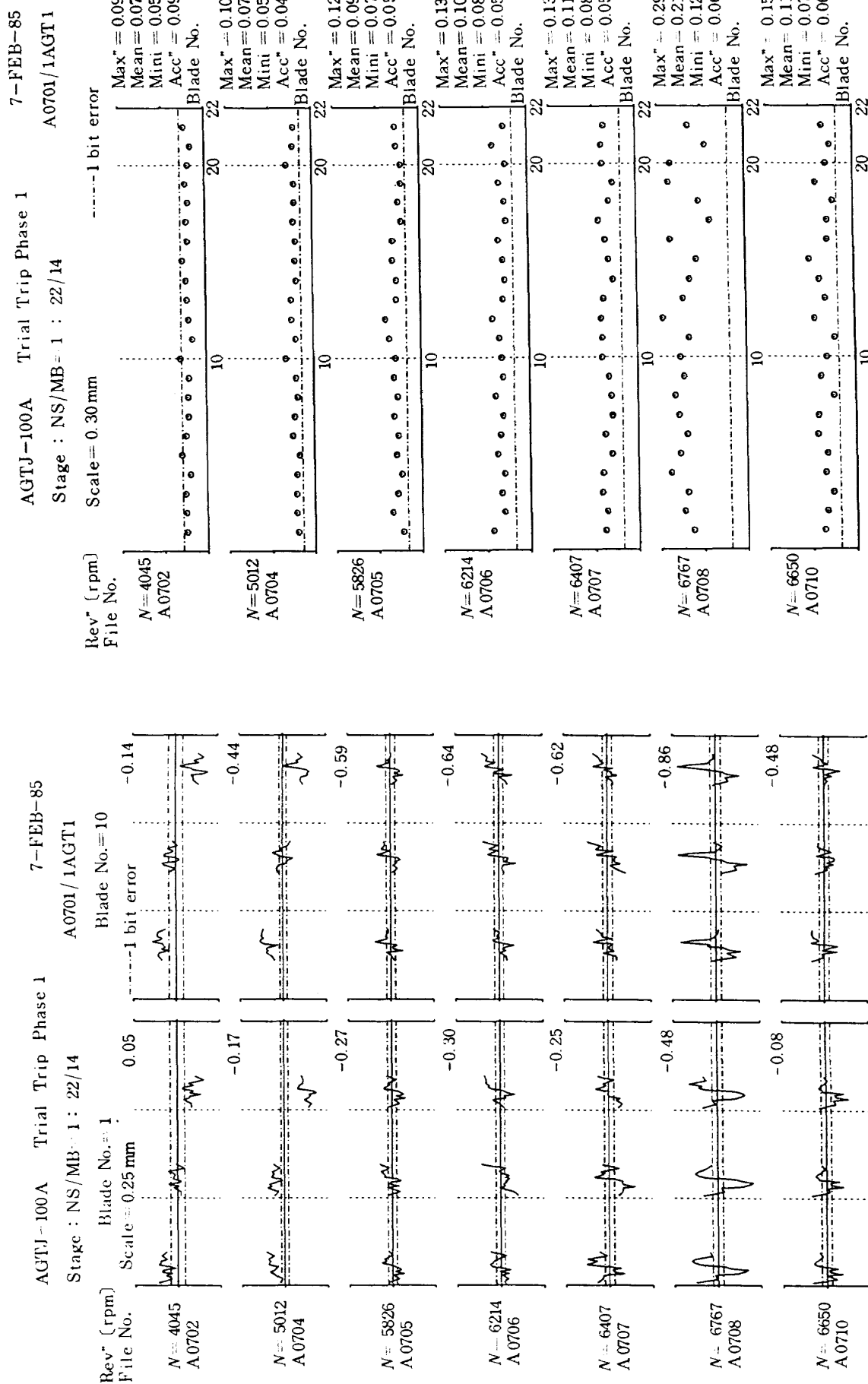


図 65 図 64 に対応する最大振幅値

図 64 AGTJ-100A 第 1 段圧縮機動翼振動波形計測例

AGTJ-100A Trial Trip Phase 1

Stage: NS/MB=1: 22/14

A0702 to A0714/A0701/1AGT1

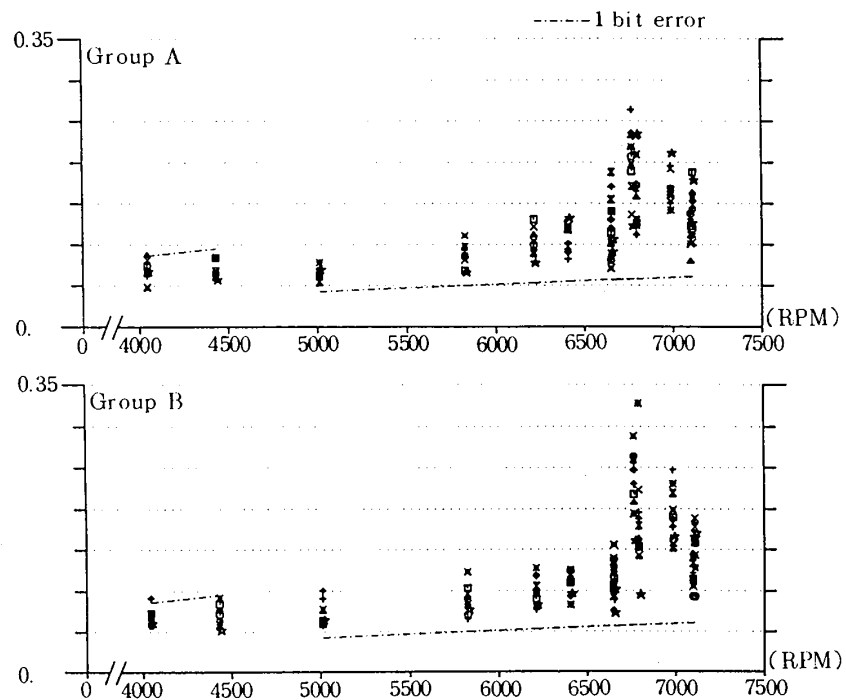


図 66 各測定回転数における最大振幅値

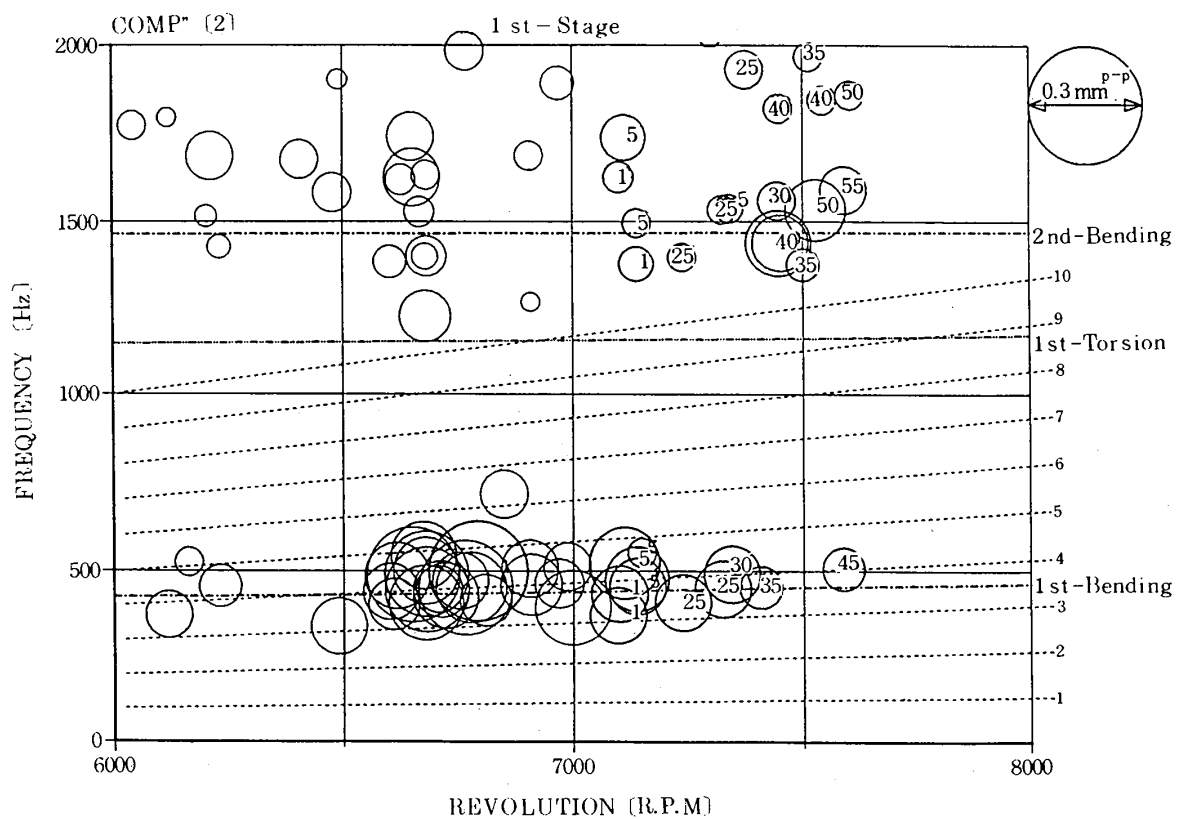


図 67 AGTJ-100A 高圧圧縮機第 1 段動翼計測結果

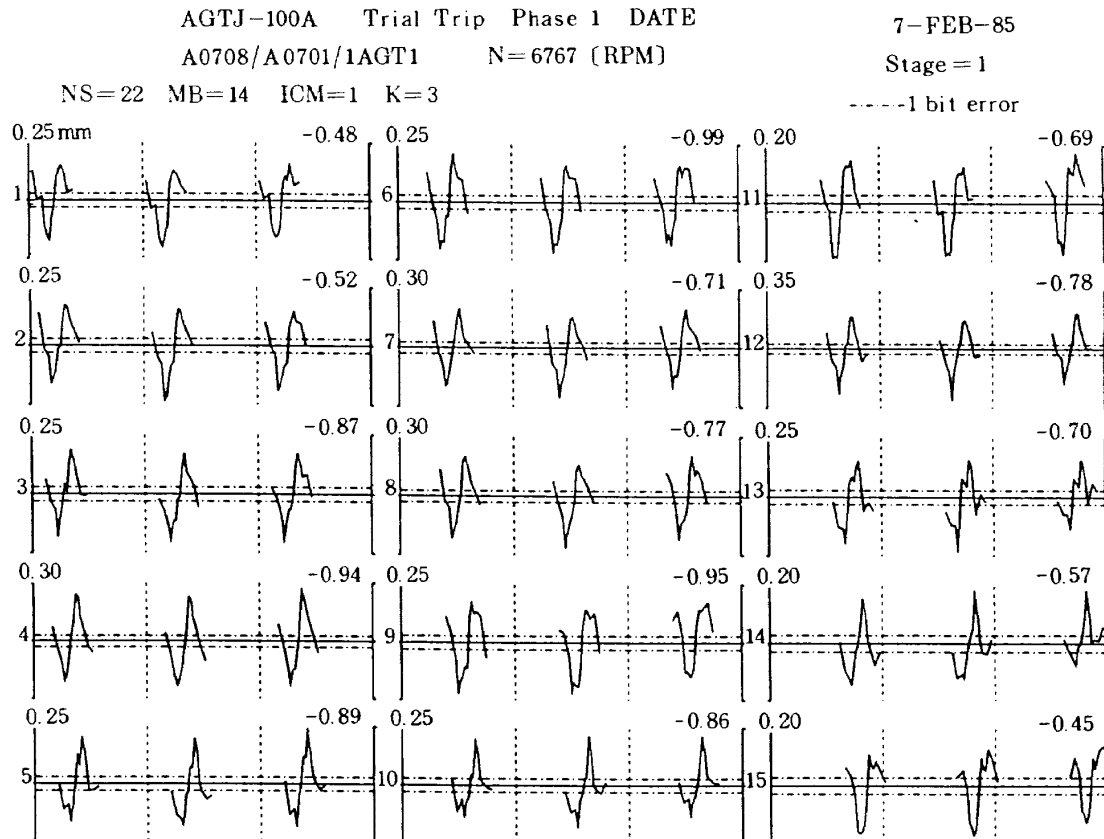


図 68 一次曲げ共振時の各動翼振動波形

1 次曲げ固有振動数と回転 4 次とが一致する 6,800 RPM 付近で 1 次曲げ共振(細線の円)が、また 7,500 RPM にて 2 次曲げ共振(太線, 数字は負荷の値, 単位 MW)が見られる。また図 68 はその点での各動翼の共振波形であるが、各動翼とも良く一致した振動波形を示している。

(7) AGTJ-100A 高圧圧縮機動翼の振動計測 (2)

上述した AGTJ-100A の動翼振動計測は試運転途中にて高圧圧縮機の不具合のため中断されたが、これに引続いて 1986 年 7 月に再開された試運転では、高圧圧縮機第 6 段と第 11 段の動翼振動計測を行なった。第 11 段動翼のセンサは前回の経験を踏まえて確実に装着可能な位置を選び、また締めナットでセンサ先端を固定する方法を採った。しかし第 6 段動翼では、前回の場合と同様にケーシングに対して直角に装着できないためセンサ全体を軸に対し 45° の角度で挿入し、先端でケーシングと直角になるように曲げたセンサを製作した。センサの装着方法を図 69 に示す。第 6 段動翼では下半部円周上約 1/3 の範囲に 12 本、また第 11 段動翼では上半部と下半部の円周上約 1/5 の範囲に 5 本ずつ、計 10 本のセンサを装着

した。しかし両者とも 1 次曲げ固有振動数が非常に高いため(第 6 段動翼で 1580 Hz, 第 11 段動翼で 2700 Hz), これを測定できる最適なセンサ間隔をとることができなかった。従って第 6 段動翼では 7,700 RPM 以下の回転速度範囲で、また第 11 段では全回転速度範囲で振動振幅のみの計測を行なった。図 70, 図 71 に第 6 段動翼の計測結果の一部を示す。これより 7,200 RPM 付近で回転 13 次と 1 次固有振動数の一致点があり、±0.6 mm 程度の最大振動振幅が見られるが、それ以外及び第 11 段動翼では計測誤差範囲内の微小振動しか観測されなかった。また第 11 段動翼センサの先端部分は前回と同じ耐熱性接着剤で製作したが、センサ装着後 35 日経過後のセンサ出力は実用上差し支えない程度であり、耐高温性能は十分であることが確認された。

4.2 計測値の定量的検証と計測時間について

4.2.1 計測値の定量的検証

4.1 に述べた計測例の内(2), (3)については、本計測システムの計測値を定量的に検証する目的でひずみゲージによる振動応力の測定を並行して行なった。

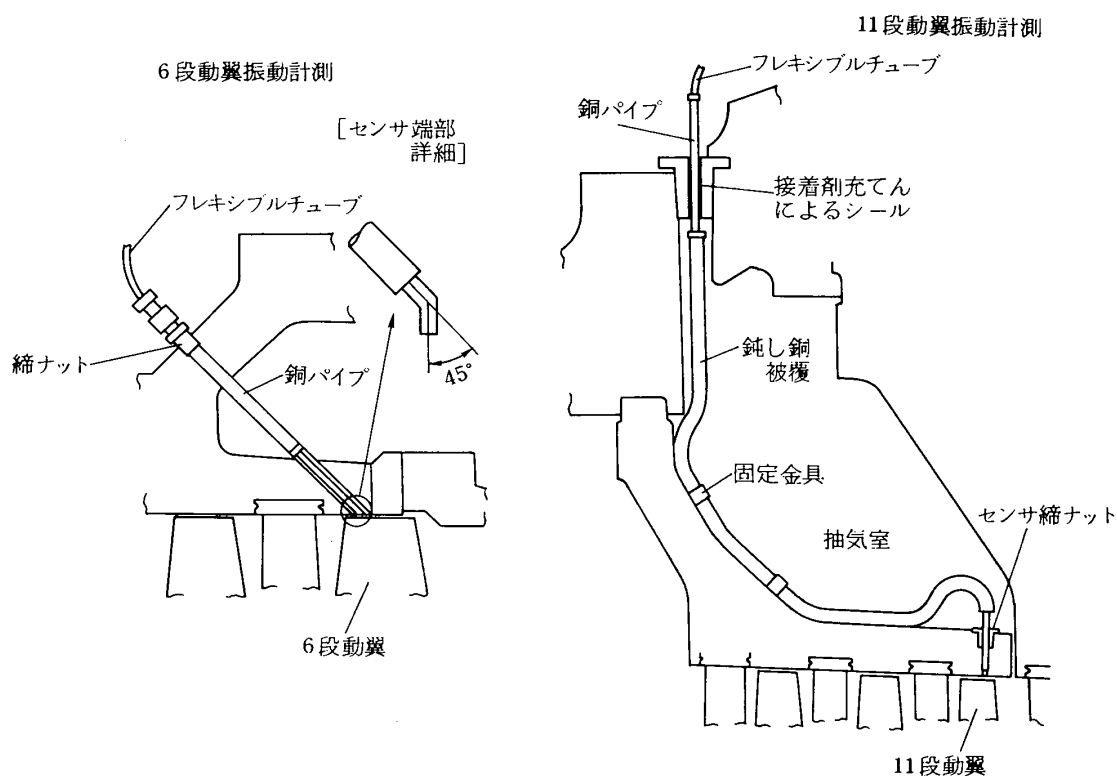


図 69 AGTJ-100A 高圧圧縮機動翼第 6 段/第11 段センサ装着方法

AGTJ-100A Trial Trip Phase 2

Stage: NS/MB=-6: 26/12

G9004 to G9032 / G9002 / 1AGC6

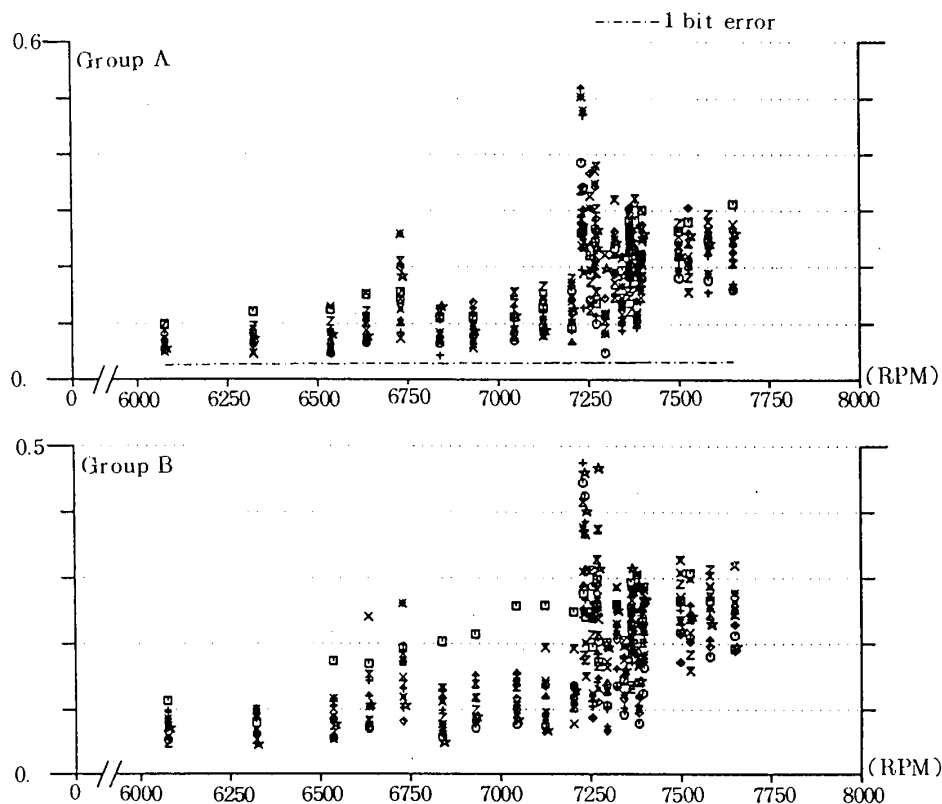


図 70 第 6 段動翼の最大振幅値

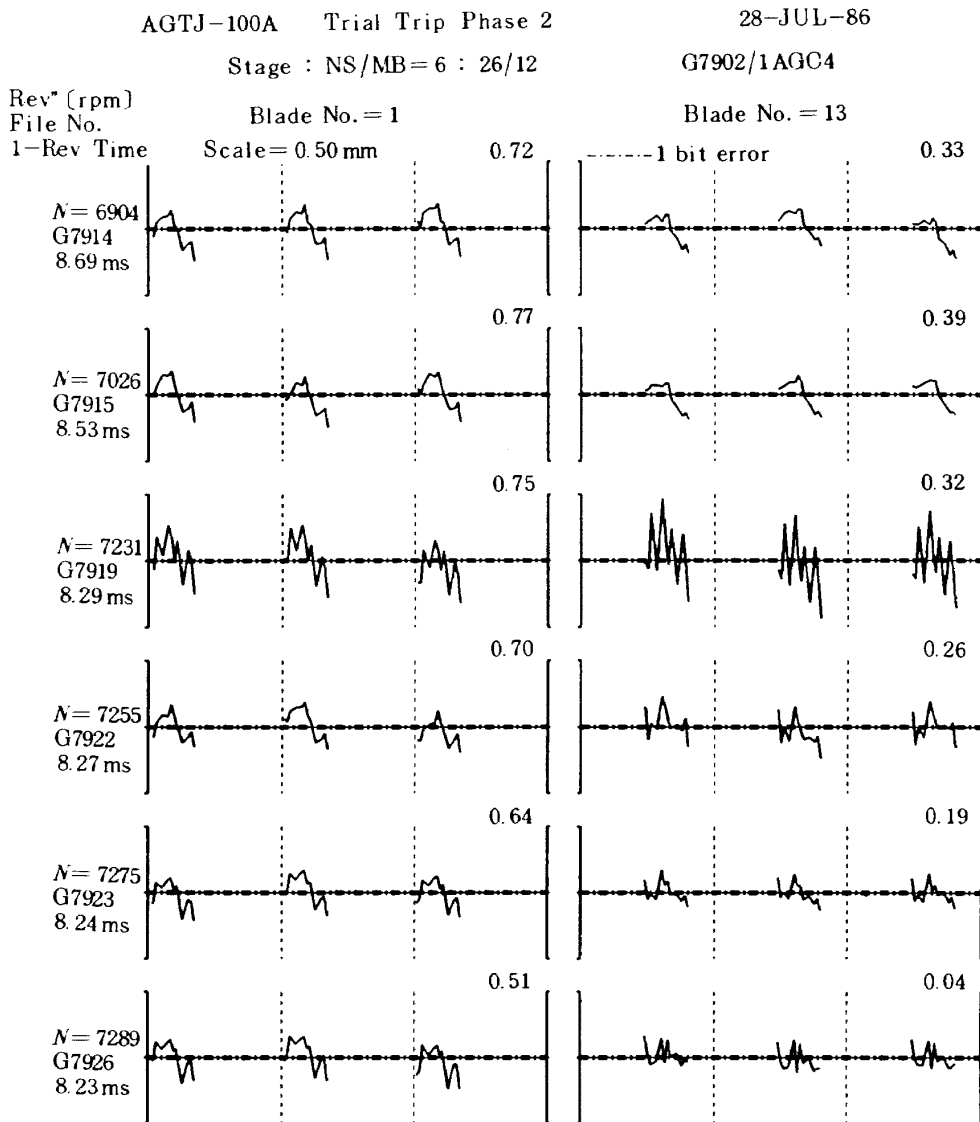


図 71 第 6 段動翼の振動波形計測例

ひずみゲージは 33 枚のファン動翼のうち、適当に選んだ 8 枚の動翼の最大応力が発生すると予想される棚上部の位置に貼付した。ひずみゲージの貼付位置の測定応力と、動翼先端の揺れ幅との関係はあらかじめ実施したベンチテスト（2.4.2 に述べた）により求めた。両者の各回転数における計測値を比較した結果を図 72 に示す（本計測法：動翼 No. 24, ○印, ひずみゲージ出力：動翼 No. 15, □印）。両計測法による計測結果の比較を、同一動翼でしかも時間的にも一致させて行なうことが困難なため図のような比較となったが、両者の値が良く一致しているのがわかる。また図 73 は本計測システムの出力波形とひずみゲージの信号波形を並べて示したもので、上と同様に時間的に完全に一致したものではないが両波形の特徴は良く一致していることがわかる。

本計測法の計測原理については前述したように特許出願を行なっている。本特許をもとに民間企業がガスタービン圧縮機動翼振動計測システムを製作し、振動計測値の定量的な検証を行なった¹⁴⁾。これは AGTJ-100A の高圧部ローターのスピントスト（ガスタービンの回転体の重量バランスを、真空中における回転試験で調べるテスト）において、1 本の空気噴出管からジェットを動翼に吹きつけて故意に振動を与え、動翼に貼付した 2 枚のひずみゲージ測定値と、本計測原理に基づくガスタービン圧縮機動翼振動計測システムの測定値を動翼に加わる応力値に換算して比較したもので、理想的な環境下での検証である。

図 74 に 1 次曲げ固有振動数と回転 n 次点とが一致する回転速度付近にて計測した結果を示す。ひずみ

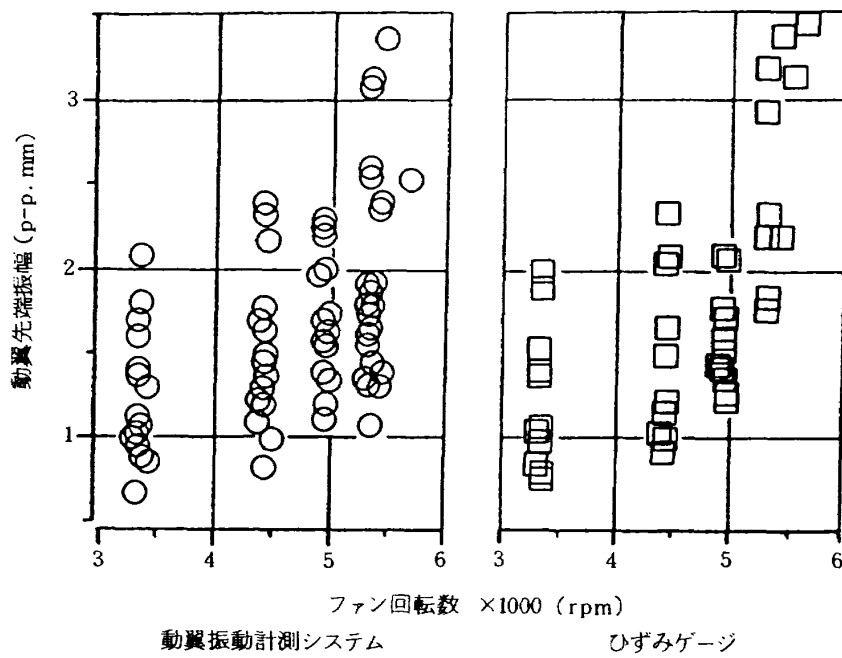


図 72 ひずみゲージとの比較 (振動振幅)

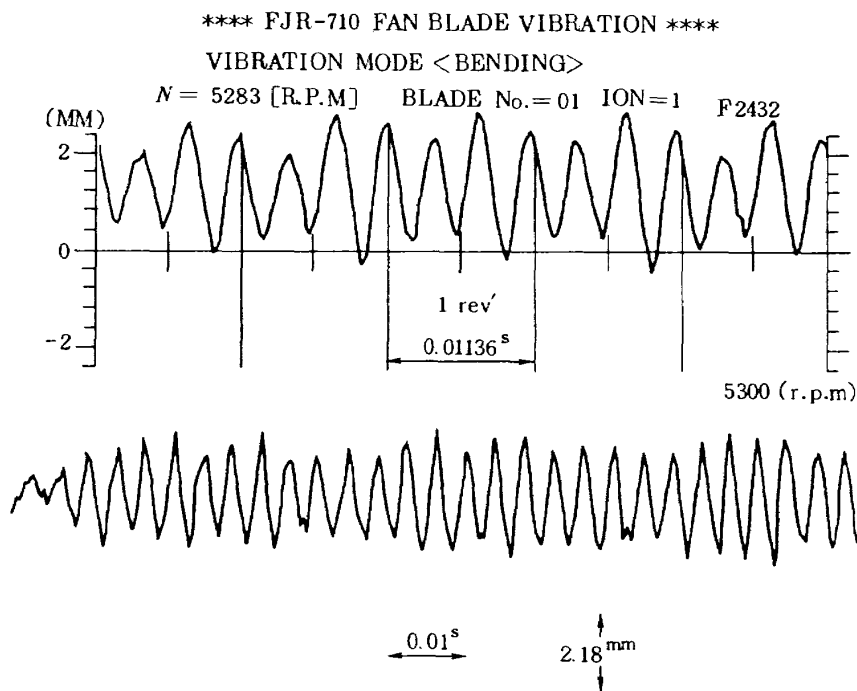


図 73 ひずみゲージとの比較 (振動波形)

ゲージ出力の動翼の応力値への換算は有限要素法にて計算した結果を用い、また上述したベンチテストにおいて校正した値も比較のため参照している。このスピンテストでの計測結果においても、両者の測定値が定量的に非常に良く一致することが確認された。

4.2.2 計測時間について

本計測システムに用いている光ファイバセンサは、

センサ検出端の汚れ及び検出対象の汚れによってセンサ出力の低下を生じる。従って必要に応じてセンサの先端及び計測対象の動翼先端を洗浄することが望ましい。しかしながら、4.1の(1)～(3)で述べたようにファン動翼では上記のような対応が可能であるが、産業用ガスタービンのように2重ケーシング内でセンサを装着する場合ではこのような対応はほとんど不可能であり、計測が可能な時間は一般のセン

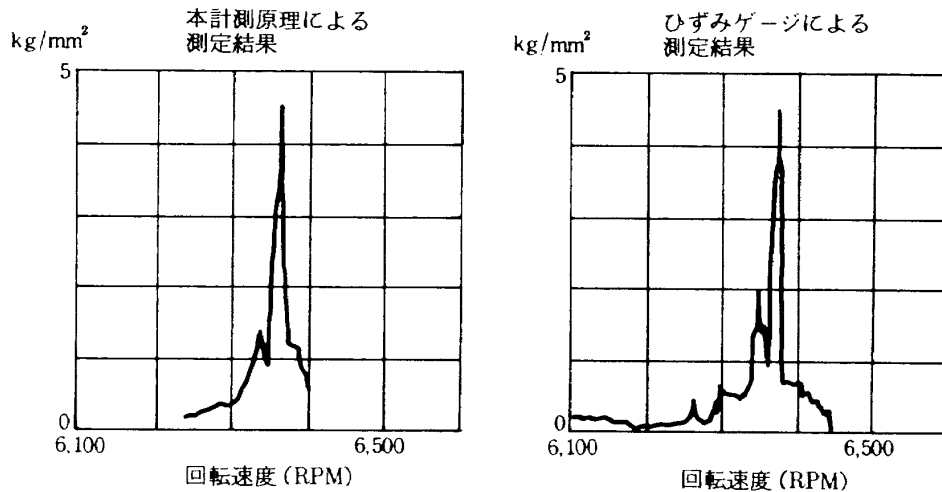


図 74 ひずみゲージとの比較 (文献14より転載)

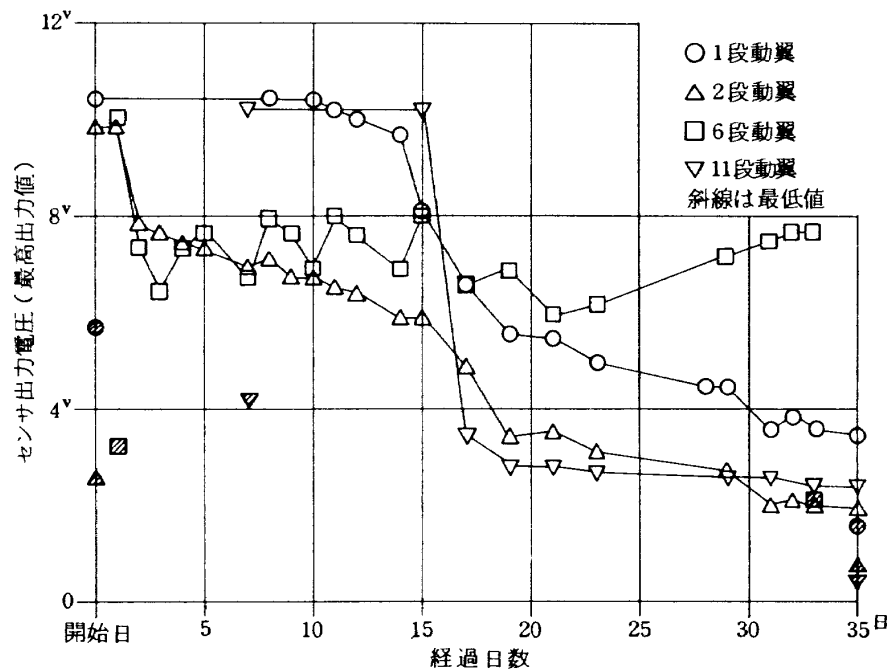


図 75 センサ出力電圧の経日変化 (AGTJ-100 A 高圧圧縮機動翼測定時)

サに比べ短くなる。このセンサ及び動翼の汚れは、吸込む空気中の塵埃と内部の油類の飛散等より生じられると思われるが、その程度は計測対象により大きく異なるため一概に言うことはできない。経験的には計測対象が設置されている周囲環境がかなり影響し、前段の方が後段より汚れが早く進む。図 75 は 4.1 (7) の計測においてセンサ出力電圧を測定した結果で、ここでは第 1, 2, 6, 11 段の各 S センサの出力電圧の経日変化 (1 日の運転時間は平均 5 ~ 6 時間である) を示している。この値は、装着したセンサのうち最高出力を示すセンサを各測定段から 1 つずつ選

び、さらにその各動翼に対するセンサ出力のうちの最高値を表したものである (参考の一部最低値を示した)。この結果によれば、計測開始後 2 ~ 3 日で出力が 70 ~ 80% に低下し (第 1 段, 第 11 段では初期の値が飽和値以上であるため明らかでない), 約 2 週間で 1/3 程度になる。その後各出力は急速に低下したが、経験的には徐々に低下するのが一般的であって、このケースでは何等かの事態 (汚れの) が生じたものと推測される。しかし 1 ヶ月経過後も極端な出力低下は生じておらず計測は可能であった。また第 6 段 (口印) では出力の低下が生じていないが、

これは非常に稀なケースである。

以上のように本動翼振動計測では、センサ出力のチェックを動翼振動計測と並行して行ない、測定可能状態であるかどうかを常に考慮しながら計測を行なうことが特に重要である。

5. ま と め

光ファイバセンサを用いて、回転する動翼の振動を非接触に計測する新しい計測法を考案し、その計測原理、計測誤差、計測範囲、特徴等について述べ、これに基づいて製作した動翼振動計測システム及びセンサ等具体的なハードウェアとソフトウェアについて述べた。またこれを用いて行なった実機の動翼振動の計測結果について述べた。

この動翼振動計測法は筆者等が独自に研究開発したものであり、従来のひずみゲージによる動翼振動測定に比べ非接触計測であること、計測対象段の全動翼を同時に測定することが可能であることが大きな特長である。この計測法によれば、実際の計測作業時に計測対象の回転部に何等の加工もしくは装置類の付着を必要とせず、ケーシング上にセンサを配置するだけで動翼振動計測が可能であるため、例えばガスタービン出荷時の確認運転時に並行して計測を行なうなど、従来では行ない得ないような状況下での動翼振動計測が可能となった。

本動翼振動計測システムによる実機計測では、異なったガスタービンそれぞれの計測目的に応じてセンサ及びその装着法を工夫し、本計測法の適用範囲を産業用ガスタービンにまで拡大した。その結果、複数の民間企業から本装置を新たに製作して産業用ガスタービンに適用したいと言う要望を受け、筆者等は本計測システムのハードウェア、ソフトウェアの製作及びその具体的な適用方法について積極的に協力を行なった。これらの装置は非常に有効に使用されている。

最後に本研究を進めるにあたり、特に実機の動翼振動計測における計測対象の運転に協力していただいた次の方々に末尾ながら感謝の意を表します。

航空宇宙技術研究所原動機部原動機性能研究室、タービン研究室、圧縮機研究室、熱流体力学部伝熱研究室、反応流体研究室及び通産省工業技術院並び

に旧高効率ガスタービン研究組合の方々。

なお本研究の一部は通商産業省工業技術院が実施した「ムーンライト計画、高効率ガスタービンの研究開発」及び「大型プロジェクト計画、航空機用ジェットエンジンの研究開発」のもとで行なった。

参 考 文 献

- 1) 遠藤征紀, 松田幸雄, 松木正勝; 「回転翼振動の非接触計測法の研究(I)」, 第23回自動制御連合講演会前刷(1980年11月) pp.455-456.
- 2) Roth H., "Vibration Measurements on Turbomachine Rotor Blades with Optical Probes", Proceedings of Symposium on Measurement Methods in Rotating Components of Turbomachinery, 25th International Gas Turbine Conference, ASME, March 1980, pp.215-225
- 3) McCarty P.E. and Thompson J.W. Jr., "Development of a Noninterference Technique for Measurement of Turbine Engine Compressor Blade Stress" AEDC-TR-79-78, June 1980, Arnold Engineering Development Center, Tennessee
- 4) Zablotskiy I. Ye., Korostelev Yu. A., and Sviblov L. B., "Contactless Measuring of Vibrations in the Rotor Blades of Turbines", AD-780365 (FTD-HT-23-673-74), Foreign Technology Division, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio
- 5) Jinboh K., Aono H. et al., "Optical Blade Vibration Measurements of Axial-Flow Compressor" SESA 1983 Spring Meeting
- 6) Frarey J.L., Petersen N.J. and Hess D.A. "Turbojet Blade Vibration Data Acquisition Design and Feasibility Testing", NASA CR-159505 (N79-18976)
- 7) 遠藤, 松田, 松木, 他; 「ファン動翼振動計測装置の試作」, 航技研資料, TM-471, 1982年9月.
- 8) 松田, 遠藤; 「回転翼振動の非接触計測法の

- 研究(II), 動翼先端検出器」, 日本機械学会第58回通常総会講演論文集 No.810-6 1981年4月.
- 9) 遠藤, 松田, 松木; 「回転翼振動の非接触計測法の研究(III), ファン動翼の計測」, 第9回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集 1981年6月, pp.111-116.
- 10) 遠藤, 松田, 松木; 「回転翼振動の非接触計測法の研究(IV), ソフトウェア及び計測例」, 航空宇宙学会第22回航空原動機に関する講演会前刷, 1982年2月.
- 11) 松田, 遠藤; 「動翼振動監視装置の研究(I), (光ファイバによる動翼先端検出器)」, 航技研資料, TM-535, 1984年7月.
- 12) Masanori Endoh, Yukio Matsuda, Masakatsu Matsuki, "Noncontact Measurement of Rotating Blade Vibrations", Proceeding of 1983 Tokyo International Gas Turbine Conference, 1983 - TOKYO - IGTC - 133, pp. 953 - 960
- 13) 松田, 遠藤; 「回転翼振動の非接触計測法の研究(V), 産業用ガスタービンの圧縮機動翼振動計測」, 第13回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集, 1985年6月, pp.139-144
- 14) S. Umemura, C. Yasuda, H. Hiura, Y. Matsuda, M. Endoh, M. Matsuki "Non Contact On Line Monitoring of the Blade Vibration for High Pressure Compressor of High Efficient Gas Turbine" proceedings of 18th International Congress Combustion Engine, June 1989, Tiangin China
- 15) 森田, 関根, 中山, 他; 「FJR710 ファンジェットエンジンの横風試験」, 航技研資料, TM-497, 1983年3月.
- 16) 森田, 関根, 中山, 他; 「FJR710 ファンジェットエンジンのインレットディストーション試験(II)」, 航技研資料, TM-496, 1983年3月.

航空宇宙技術研究所報告1033号

平成元年8月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7-44-1
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) ㊞182

印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区久我山5-6-17

Printed in Japan