

# 光反射方式による非金属動翼の翼端すきま計測\*

松田 幸雄<sup>\*1</sup> 田頭 剛<sup>\*1</sup>

## Non-metal blade-tip clearance measurement by using a reflected type optical sensor\*

Yukio MATSUDA<sup>\*1</sup>, Takeshi TAGASHIRA<sup>\*1</sup>

### ABSTRACT

The efficiency of a gas turbine engine is directly dependent on the clearance between the rotational blade tip and the engine casing. Therefore, actual gas turbine engines make an effort to minimize tip clearance and, generally, the tip clearance measurement is widely done. Typically, tip clearance measurement is made use of sensors, applied magnetic-electric phenomenon, such as eddy-current type, electrical capacity type and spark/discharge type, etc. However, these sensors cannot be used for a non-metal blade measurement, such as the measurement principle.

In ‘Research and development of the ceramic gas turbine’ was carried out from 1988 to 1999 in the old Ministry of International Trade and Industry and Agency of Industrial Science and Technology, and National Aerospace Laboratory, based on results of the current gas turbine engine development. In the projects, turbine blade material was ceramic(non-metal) so a current tip clearance sensor could not be used. Then we adapted the method of assuming the distance measurement by the reflection of light as a measurement principle which can fundamentally measure tip clearance for a non-metal blade. Finally, we made sensor for trial purposes, with the aim of installing it in the real machine engine, and the performance of the sensor was proven with a simulated rotational blade device and high-speed rotational metal disk equipment.

**Keywords:** tip clearance, optical sensor, ceramic gas turbine

### 概 要

ガスタ - ピンの構成要素である圧縮機やタービンなどの回転する動翼と、これを覆うケーシングとの距離は翼端すきまと呼ばれ、その要素自体の効率に直接影響を与える。従ってガスタ - ピンでは、翼端すきまを最小にする努力が払われるが、そのために運転中の翼端すきま計測が必要となる。この翼端すきまの計測には、従来近接した金属により生じる渦電流、静電容量変化、放電現象などを利用したセンサが使用されてきた。

近年ガスタ - ピンの材料として耐熱性に優れたセラミックスを採用し、今までの金属製ガスタ - ピンの効率を飛躍的に高めようとする研究開発が内外で実施されており、我が国では旧通商産業省・工業技術院により「セラミックガスタ - ピンの研究開発<sup>1)</sup>」が昭和 63 年度から平成 10 年度にかけて実施された。この研究開発は出力 300kW の発電用小型ガスタ - ピンの耐熱部品をセラミックスで製作することによって、ガスタ - ピン全体効率を飛躍的に高めようとするものであるが、ガスタ - ピンが小型であることから、翼端すきまをいかに小さくするかが重要な研究テーマであり、精度良く翼端すきまを計測することが求められる。しかしながら従来の翼端すきまセンサは、その電磁気現象等を利用した測定原理から動翼が金属であることが絶対条件であり、動翼がセラミックスのような非金属材料である場合は基本的に使用できず、例えば動翼表面に金属被膜を蒸着するなど特別な加工が計測のために必要となる。

\* 平成 13 年 2 月 22 日受付 (Received 22 February 2001)

<sup>\*1</sup> 航空推進研究センター

以上のことから、筆者は動翼が非金属でも原理的に翼端すきま測定が可能である、光の反射による距離測定法が現時点で唯一可能性があるとの観点より、この測定原理を実機のカスタマーピンに装着するセンサに適用する研究を行い、最終的にエンジン装着型の翼端すきまセンサを試作した。この翼端すきまセンサの測定距離は 1.4 mm、測定分解能は 6.5  $\mu\text{m}$  である。本報告は、この試作した翼端すきまセンサの内容と、高速回転試験装置等を用いて実施した本センサの性能実証実験の結果について述べる。

## 1. まえがき

カスタマーピンの回転要素、すなわち圧縮機やタービンでは、その動翼先端とケーシングとのすきま(翼端すきまという)が必ず存在する。この翼端すきまはその要素の効率に影響し、これがゼロである時に最大値を示す。しかし機械的に翼端すきまをゼロとすることは不可能であり、何らかの距離が存在する。この翼端すきまが大きくなるにつれて要素の効率は減少するが、これは翼端すきまを通過する漏れ空気によるものと考えられている。

翼端すきまと各要素の効率との関係は、動翼の高さに対する翼端すきまの値が 1% であるとき、約 1.5% の効率低下が生ずる。この時カスタマーピンエンジン全体の燃料消費率は、2 軸ターボエンジンで約 3%、ターボシャフトエンジンで約 4.75% 増加させるといわれており、翼端すきまの影響は無視できない<sup>2)</sup>。具体的な値としては、小型カスタマーピンの場合動翼の高さが 10 ~ 20 mm 程度であり、その翼端すきまは 0.1 ~ 0.2 mm となる。従って翼端すきま計測は、回転体と周囲との非常に短い距離を、数  $\mu\text{m}$  ~ 数十  $\mu\text{m}$  の精度で検出する非常に精密な計測であると言える。

翼端すきまは回転する翼車とケーシングとの距離を運転中に測定するが、その計測法としては電磁気現象の一種である渦電流値が翼端すきまの関数で変化することを利用したもの<sup>3)</sup>、共振回路を構成するキャパシタンスが翼端すきまの関数で変化し、その回路の共振周波数変化を利用したもの<sup>4)</sup>、動翼とセンサ先端との放電発生が翼端すきまの関数になることを利用したもの<sup>5)</sup>、などが使用されている<sup>6)</sup>。しかしながらこれらの計測法は全てその測定原理から動翼が金属(導電体)である必要がある。

昭和 63 年度から平成 10 年度において、旧通商産業省・工業技術院で実施された「セラミックガスタ - ピンの研究開発」は、従来の金属製動翼のカスタマーピンに対して、冷却が不要なセラミックスを動翼に用いることにより飛躍的に効率を高めることを目的にしたもので、筆者はそのセラミックス動翼の翼端すきま計測法を研究する目的でこのプロジェクトに参加した。この研究開発における翼端すきま計測では、タ - ピン動翼が非金属であるため、従来用いられていた翼端すきまセンサをそのまま使うことは不可能で、例えば動翼表面に金属被膜を蒸着するなど計測のための特別な加工が必要となる。従って非金属の動翼を対象とした翼端すきまセンサとしては、現時点では光学的な手段

によるもの以外に無いと思われる。そこで筆者は、光を動翼先端に投射し、その反射光の位置変化からセンサと動翼先端との距離を測定するセンサについて検討を行い、特別なデバイス及び特殊な加工を必要としない光反射方式の翼端すきまセンサを試作した。

このような光学的手段による距離測定センサは、その測定原理から動翼の材質及び通過速度、センサの周囲と動翼による電磁気的影響、温度、圧力などに測定値が影響されることがない。これは他の測定原理によるセンサに比べ非常に大きな特長である。特にセンサのキャリブレーションでは特別な校正装置を必要とせず、その校正値がそのまま実機計測に適用できるので、実質的に高い測定精度を得ることができる。一方光学的なセンサでは、測定対象の汚れに対する性能劣化の問題がある。これについては、光源光出力を大幅に可変する機能を付加することで測定が可能であることを実証した。

試作した翼端すきまセンサの性能を実証するために、まずセラミックガスタ - ピンのタービン動翼材料(窒化ケイ素)の表面反射率と、同程度の反射率を持つ模擬回転動翼回転装置(最高回転速度 10,000 rpm)を用いた計測実験を行い、翼端すきま計測が実用上可能であることを確認した<sup>7) 8)</sup>。次に実機と同程度の回転速度での計測を目的に、高速回転金属ディスク装置(同 24,000 rpm)を用いた翼端すきま計測実験を行った<sup>9)</sup>。さらに実機への装着時に問題となる耐温度性を考慮した翼端すきまセンサについても試作した。

## 2. 翼端すきまセンサの測定原理とセンサ構成部品

### 2.1 測定原理と測定精度

図 1 に光反射方式による距離測定の原理を示す。図 1 において、光源から投射された光が動翼先端で反射され受光素子に達する。ここで測定対象である動翼先端の移動距離  $d$ (測定対象のすきまの距離)の変化は、受光素子での位置変化  $dm$  を検出することによって求められる。ここで  $d$  と  $dm$  の関係を図 2 に示す。図 2 より両者の関係は次のようになる。

$$\begin{aligned} X &= 2d \cdot \tan \\ dm &= X \cdot \cos \\ dm / d &= 2 \cdot \sin \end{aligned} \quad (1)$$

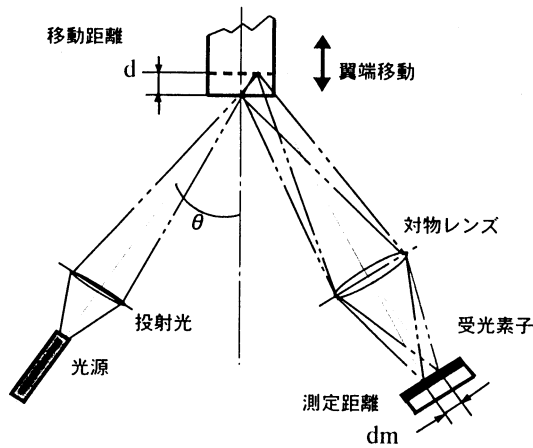
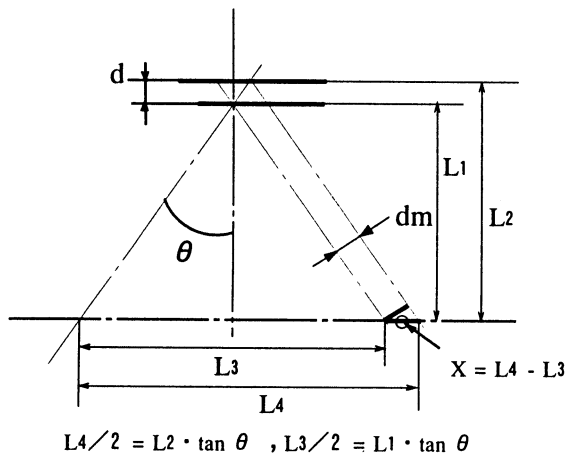


図1. 光反射方式の距離測定原理



$$L4/2 = L2 \cdot \tan \theta, \quad L3/2 = L1 \cdot \tan \theta$$

図2.  $dm/d$  の関係式

ここで は投射光が動翼先端に対して入射する角度である。はなるべく大きい値が望ましいが、同時にセンサの先端径も大きくなる。センサの先端径は実機に装着することを考慮すると  $10 \sim 20 \phi$  程度が現実的であると考えられる。図3 はセンサ先端径と  $\theta$  の関係を、レンズ系を含めた具体的なセンサを構成する上で検討したもので、はセンサ先端径が  $10 \phi$  で約  $17^\circ$ 、 $20 \phi$  で約  $30^\circ$  となる。これより(1)式から  $dm$  と  $d$  の比率は前者で  $1 : 0.585$ 、後者で  $1 : 1$  となり、 $10 \phi$  の場合はその比率が  $20 \phi$  に比べ約  $6$  割程度になることが分かる。

## 2.2 セラミックガスタービン動翼の表面反射率の測定

光の反射を利用した距離測定では、被測定対象(反射体)の表面が金属光沢面や反射テープを貼付するなどした光の良反射面である場合が一般的である。しかし本翼端すきまセンサの測定対象であるセラミックスは、光の反射体としては非常に不適当な面であると考えられる。そこでレーザー光及び受光側として単芯の光ファイバを用い、表1に示した5種類の反射面についてその表面反射率を測定し

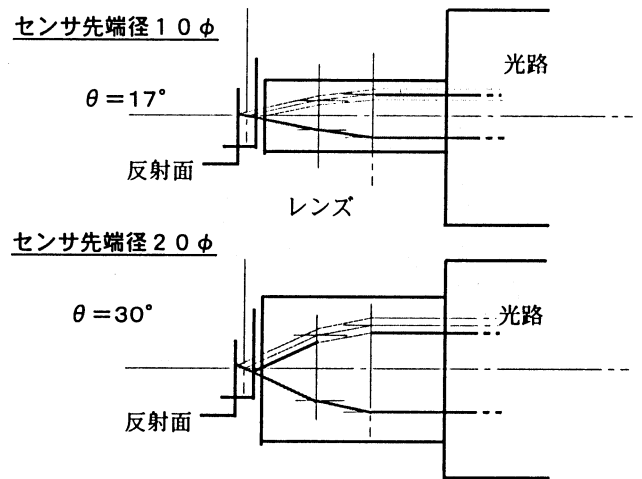


図3. センサ先端径と  $\theta$  の関係

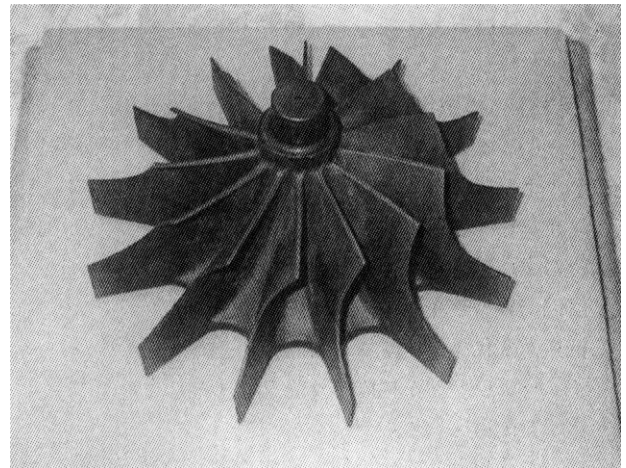


図4. セラミックガスタービン動翼

表1. 表面反射率の測定結果

反 射 面	反射面幅	反射率 (%)	減衰値 (dB)
鏡 面	無限大	64.7	- 1.89
金属光沢面	1.5 mm	30.3	- 5.18
タービン動翼	1.3 mm	1.06	-19.76
模 擬 動 翼	2.0 mm	1.6	-17.95
模擬動翼(参考)	1.0 mm	0.5	-23.01

た。表1で“タービン動翼”とは、「セラミックガスタービンの研究開発<sup>1)</sup>」で製作されたセラミック製ラジアルタービン動翼(図4)である。また“模擬動翼”とは後述するセンサ性能試験用に製作した、エポキシ系材料製模擬回転動翼(図5)である。この測定結果より以下のようなことが分かった。

- ・非金屬であるタービン動翼及び模擬動翼では反射率が極めて低い
- ・動翼の幅(厚さ)によっても大きな差が生じる
- ・セラミックス製動翼とエポキシ系材料製模擬動翼はほ



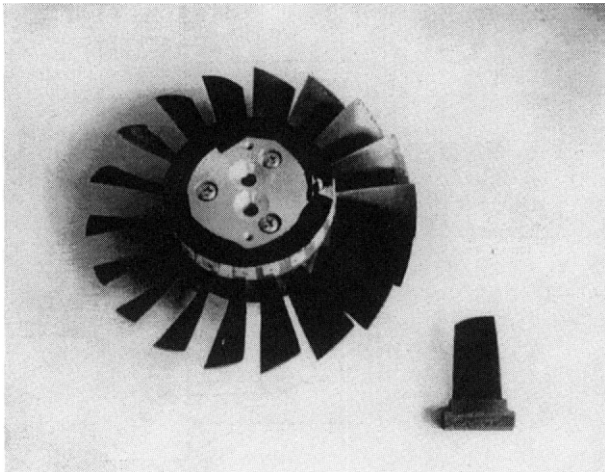


図5. 模擬回転動翼

ほぼ同じ反射率である

### 2.3 受光素子の選択と測定分解能

2.1 (1) 式の  $dm$  の検出には一般に 1 次元の受光素子を用いるが、その検出可能距離、分解能、応答性が本翼端すきまセンサの性能に大きく影響する。一般にこのような用途には次の様な受光素子が用いられる。

自己走査型ラインセンサ(CCD センサ)

抵抗値変化型アナログ半導体位置検出器

イメージセンサを構成する光ファイバにそれぞれ受光素子を配置したもの

ここで の検出器は安価で使いやすく多くの光応用センサに用いられているが、応答性が数  $\mu$  秒 ~ 数十  $\mu$  秒であるため、ここで測定を目的とする高速に回転する測定対象に対してはやや応答性が不足している。また の検出器は最も優れたものであるが、市販品が無いため特注品となり、非常に高価となりまた信頼性に不安がある。以上の理由よりここでは の CCD センサ(1 次元)を採用した。表 2 にこのセンサの特性を示す。CCD センサは構成する受光素子の応答性が数 n 秒であり、また反射光の照射位置がそのままデジタル量として検出できるため空間的な分解能が高い点が最大の特長である。

いま受光素子に表 2 の CCD を用いた場合、その素子単体の分解能 は 1 ビット当たりの長さで決まり、次のようになる。

$$= 3.328/256 = 0.013 \text{ mm} \quad (2)$$

センサ先端径が  $20 \phi$  の場合、  $= 30^\circ$  で  $d/dm = 1$  であるから、実質的なセンサ分解能  $\delta'$  及び測定可能距離  $L$  は、それぞれ と  $3.328 \text{ mm}$  になる。一般に翼端すきま計測の分解能は測定対象の 10% 以下とされており、ここで計測を目的とする翼端すきまが  $1 \text{ mm}$  以下であることを考えると、以上のセンサ分解能  $\delta'$  はやや大きい値と考えら

表2. CCD センサの特性

受光素子数	256 bit
受光有効長	3.328 mm
感度	1500 mV / Lux.sec
受光素子応答性	50 n sec
最高走査周波数	4 MHz

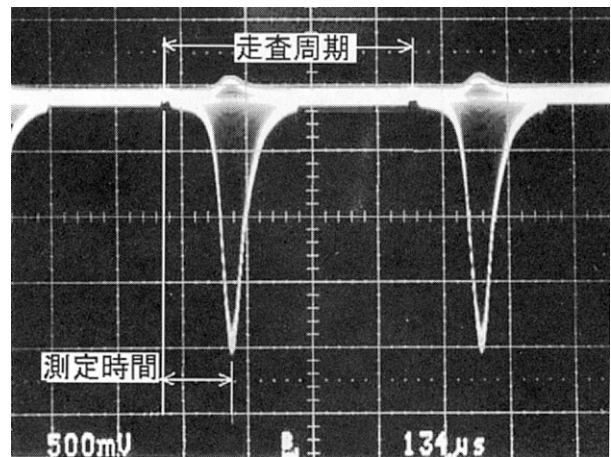


図6. CCD センサの出力信号

れる。そこで動翼先端からの反射光を集光する対物レンズに、約 2 倍の拡大率を持つものを採用した。これにより本翼端すきまセンサの分解能は約  $6.5 \mu\text{m}$  ( $= 30^\circ$ ) 及び  $11 \mu\text{m}$  ( $= 17^\circ$ ) に改善する。しかし測定可能距離  $L$  は  $1/2$  の値になる。

なおセンサ先端径が  $10 \phi$  では、  $= 17^\circ$  で  $d/dm = 0.585$  であるから、 $\delta'$  及び  $L$  はそれぞれ次のようになる。

$$\delta' = 0.013/0.585 = 0.022 \text{ mm} \quad (3)$$

$$L = 3.328 \times 0.585 = 1.947 \text{ mm} \quad (4)$$

図 6 に CCD センサの出力信号を示す。CCD は一定の周期で走査されており、その出力は一周毎に図 6 に示すような受光量に応じた振幅分布を示す。ここで測定を目的とする  $dm$  の値は、走査開始点を基準として最大振幅(図では最小値)を示す点までの時間で、実際にはその時間に比例した受光画素の位置を 1 ~ 256 のビット値で出力する。

### 2.4 光源の選択と必要な特性

本翼端すきまセンサの光源としては、測定時のフレキシビリティを得るために、まず光源と光を投射するセンサ先端を別にして、光ファイバで光源光を伝送する方法を試みた。光源には出力  $10 \text{ mW}$  のヘリウム - ネオンレーザ管を、光ファイバにはコア径  $50 \mu\text{m}$  の多モード光ファイバを用

いた。しかしこの方法では、レーザ光の特徴であるコヒーレンシの良さが逆に影響し、CCD センサ出力が図 7 に示すような乱れた波形となり、最大値検出が難しくなることが分った。また光ファイバが動いた時、光ファイバ内部の光の伝搬状態が変化し、最大値を示す位置そのものが異なってしまうことも判明した。そこでこの問題を解決する方法として次のような方法について考察した。

光源は変えず、光ファイバをシングルモードファイバにする

光ファイバは変えず、光源に散乱光であるキセノンやハロゲンランプを用いる

光ファイバによる光伝送を止め、半導体レーザダイオード(LD)を直接用いる

ここで は、シングルモードファイバ(コア径  $5\ \mu\text{m}$ )に送り込める光パワーに限界があること、では光源が大きくなってしまふこと、は半導体であるため熱に弱いこと、などそれぞれ問題点が上げられる。ここでは ~ について試作検討を行い、最終的に次の理由から の方法を採用

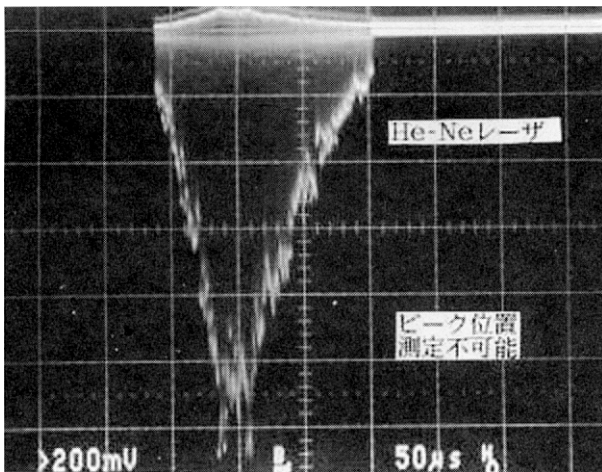


図 7. He-Ne レーザ管使用時出力信号

した。

- ・LD は、にくらべ光ファイバによる光の伝送損失がないので、結果的に大きな光出力が得られること
- ・LD を収納する部分の冷却により耐熱性を得られるのではないかと、と思われること

### 3. 翼端すきまセンサの試作

#### 3.1 翼端すきまセンサの構成

図 8 に試作した本翼端すきまセンサの基本構成を示す。ここで投射光側は光源光をレンズで集光して測定対象に投射する。反射光を集光する受光側は、レンズで集光した光をイメージガイドに導く。このイメージガイドは、CCD センサの撮像面の形状に合せた、コア径  $25\ \mu\text{m}$  の光ファイバを 10 層(幅 5 mm)に積層した光ファイバアレイである。センサヘッドはイメージガイドが脱着可能で、測定対象に装着可能な形状を有する。CCD 信号処理回路は CCD センサ及びその周辺回路を 1 つの筐体に収めたもので、信号処理回路の出力はパラレル I/O ラインを介してパーソナルコンピュータに送られる。パーソナルコンピュータではその出力値をカウントし、平均値処理や測定値の記録及び特性グラフなどのデータ処理を行う。なおこのソフトウェアは、MS-DOS での MS フォートランで作成した。

図 9 にセンサヘッドの断面図を、図 10 にその外観を示す。センサヘッド先端径は  $20\ \phi$ 、焦点位置までの距離はセンサ先端から 2 mm に設定した。センサヘッドには光源としてレーザダイオード(LD)を内蔵した為、半導体素子である LD の冷却を考慮して LD 格納部分を直角に配置した。実機への装着では LD 格納筒部分をファンにより空冷することを考慮している。なおこの配置はセンサヘッドの先端径を小さくする効果もある。図 9 において、LD からの光は反射鏡で直角に曲げられ、対物レンズを経て測定対象の動翼先端に投射される。測定対象の焦点位置に生じる

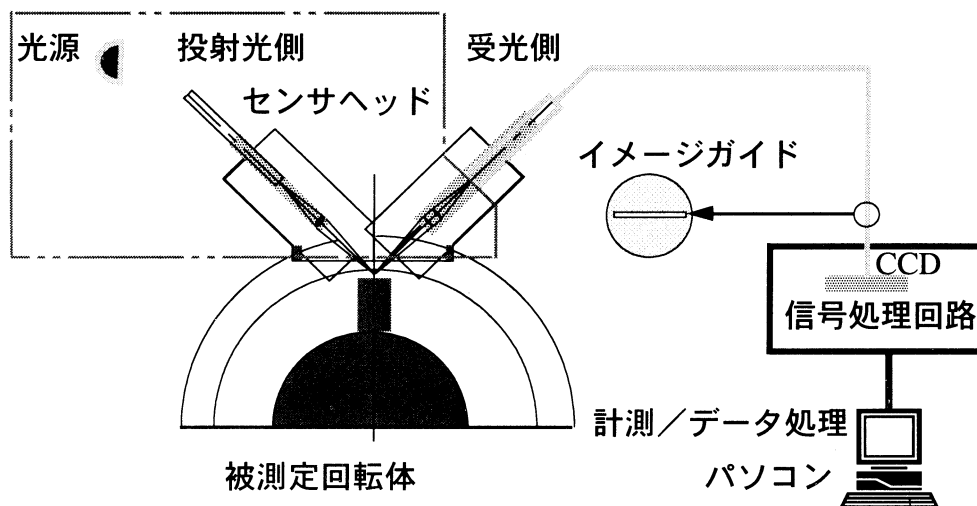


図 8. 翼端すきまセンサの基本構成

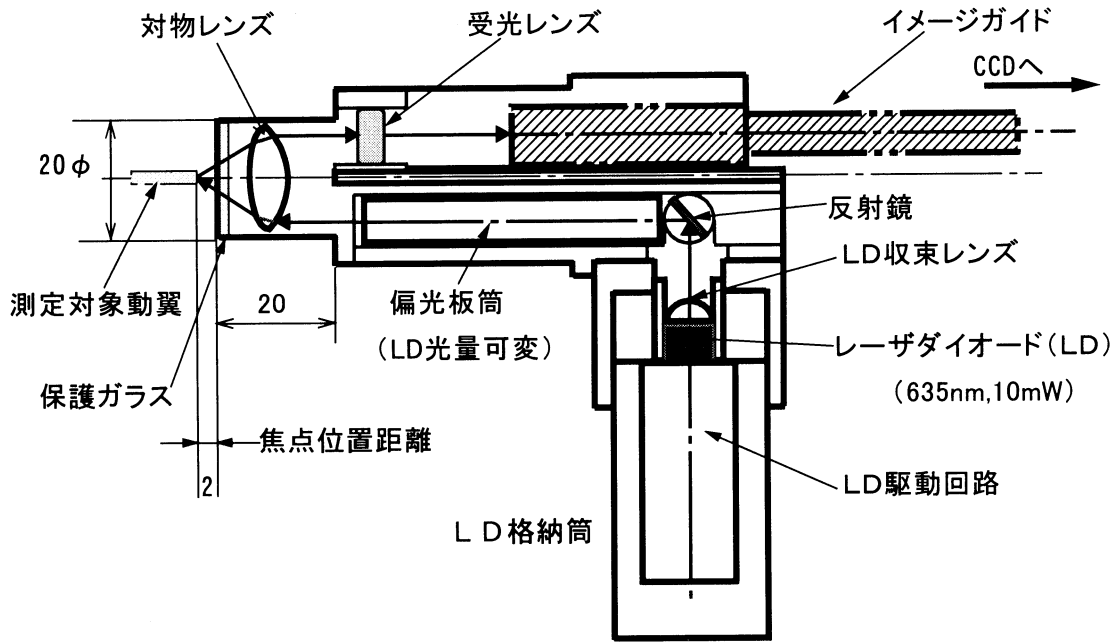


図9. 翼端すきまセンサのセンサヘッド

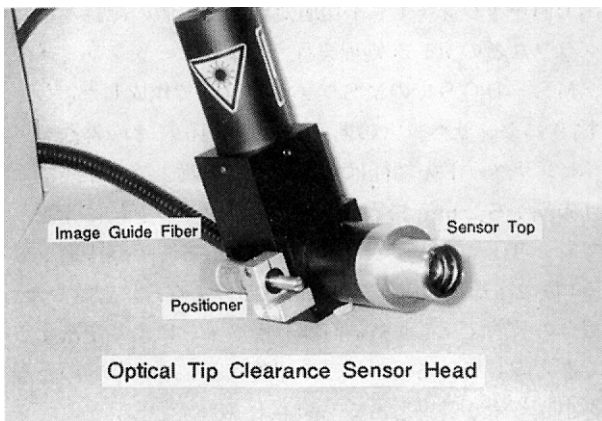


図10. センサヘッドの外観

スポット径は約  $1\phi$  である。動翼先端からの反射光は、同じ対物レンズから受光レンズを経てイメージガイドの光入射面にスポットを生じ、そのスポット位置はイメージガイドによって CCD の受光面に相対的に同位置として導かれる。受光レンズには、2.3 で述べたように測定分解能を上げるため、約 2 倍の拡大率のものを採用した。保護ガラスは対物レンズを測定雰囲気熱から保護するもので、水晶ガラスを採用した。

LD は表 3 に示す特性のもので、光量は収束レンズ等で  $1/2$  以下に、さらに対物レンズ及び保護ガラスで 80% 程度に減衰し最終的に  $4.0\text{ mW}$  となった。この光量は偏光板筒による減衰及び LD 駆動電圧の可変によって、 $3.3\text{ mW} \sim 7\ \mu\text{W}$  ( $-24\text{ dB}$ ) の範囲で連続的に可変できる。このような光量調整を付加した理由は、測定対象の表面反射率

表3. レーザーダイオードの特性

最高出力	10 mW
波長	635 nm
作動温度	$10 \sim 40^\circ\text{C}$
駆動電圧	5 V
消費電流	67 mA

の変化によって受光素子の受光光量が大幅に変化することに対応するためである。以上本翼端すきまセンサの全構成部品を表 4 に示す。

### 3.2 CCD センサ出力信号処理回路

CCD センサ出力信号処理回路のブロックダイアグラムを図 11 に、回路基板等を収納した筐体の外観を図 12 に示す。CCD センサ(以下単に CCD とする)はクロックにより連続した走査を行っており、その出力は動翼からの反射を捕らえた場合に発生して、その値をバッファにストアする。ピーク値検出回路は一回の走査時間内で最大の値(図 6 の波形では最小値)を示す時間を画素の位置(1 ~ 256 のビット値)として検出する。CCD はその走査時間内に複数の動翼反射があった場合、これらの動翼の内最大の反射を生じる動翼の反射を測定値とする。従って各動翼を個別に測定するためには、次に示すような条件が必要となる。

$$T_s < T_p \quad (5)$$

ここで  $T_s$  は CCD の走査時間、 $T_p$  は動翼間隔に相当する



表4. 翼端すきまセンサの構成部品

構成部品	使用部品等	仕様等	
センサヘッド	センサヘッド筐体	アルミ製	
	レンズ系(光源側)	集束レンズ	光源側
	レーザーダイオード(LD)	表3参照	
	LD光量可変素子	回転偏光板	
	レンズ系(受光側)	対物レンズ	受光側
イメージガイド	10層×5mm		
信号処理装置	受光素子(CCD) 処理回路等	表2参照	
データ処理計算機	パーソナルコンピュータ	パラレルI/O	
付属装置、電源等	光学式回転速度センサ	光反射式	
	信号処理装置電源	±15V 200mA	
	レーザーダイオード電源	5V 5A	

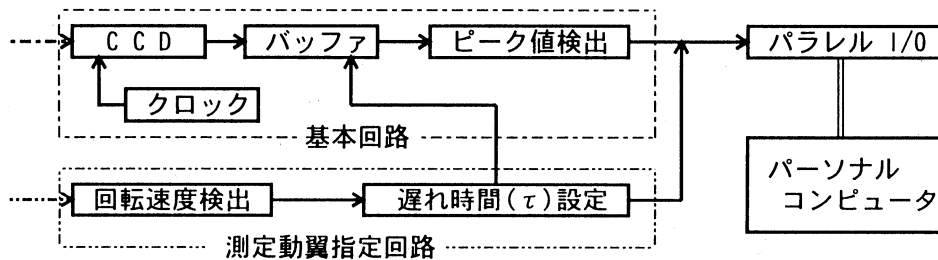


図11. CCD信号処理回路ブロックダイアグラム

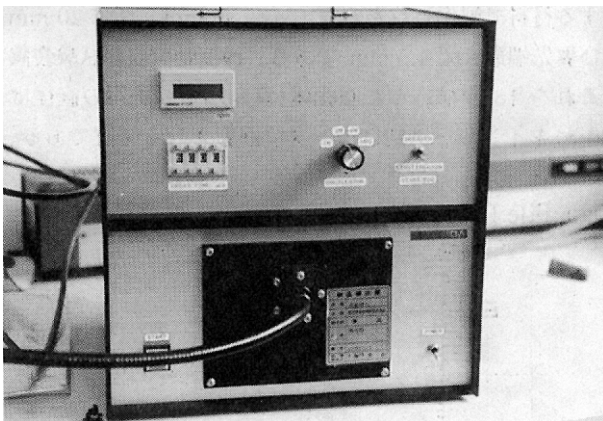


図12. CCD信号処理回路収納筐体

1 ピッチ時間で、回転速度を  $N$  [rpm]、動翼枚数を  $NS$  とすると次のようになる。

$$T_p = (60/N) / NS \quad (6)$$

ここで採用した CCD の最小走査時間  $T_{s\_min}$  は  $256 \mu s$  である。各動翼を個別に測定できる最高回転速度  $N_{max}$  [rpm] は次式で求められる。

$$N_{max} = (60/NS) / 256 \times 10^{-6} \quad (7)$$

次に CCD の一般的な出力信号処理回路では、不特定の動翼からの信号を次々と連続的に出力するため、測定動翼を特定することはできない。そこで任意の動翼を特定して計測を行うため、測定動翼指定回路を付加している(図11

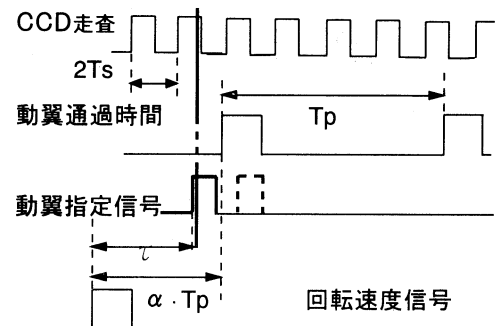


図13. 測定信号タイムチャート

参照のこと)。これは一回転周期に同期して、一定時間遅れた時点で CCD 出力を有効とし、その出力を一回転周期時間内保持する回路である。この場合測定を指定する動翼番号を  $n$  とすると、遅れ時間の設定値  $\tau$  は、次のようになる。

$$\tau = T_p \cdot (n - 1 + \alpha) \quad (8)$$

ここに  $\alpha$  は回転速度信号を検出する位置と、 $n=1$  の動翼との距離を動翼間隔で除した値である。図13に動翼通過信号に対する  $\tau$  と回転速度信号及び CCD 走査周期信号との関係を示す。ここで測定開始位置は、動翼指定信号と CCD 走査周期信号が初めて一致した位置(2点鎖線で示した位置)である。なお今回行った計測では  $\alpha$  が 0.5 になるように設定した。

#### 4. 翼端すきまセンサの特性

##### 4.1 翼端すきまセンサの静特性

翼端すきまセンサの静特性は、図 14 に示すように光学測定で用いられる微動台(最小微動距離  $5 \mu\text{m}$ )にセンサヘッド及び基準となる反射体を相対させて固定して測定した。この基準反射体には、表面を研磨した鉄製のブロックと、図 5 に示した 模擬動翼と同様なエポキシを主成分とする材料を用いた。この場合 LD の出力は、 $20 \mu\text{W}$  及び  $400 \mu\text{W}$  であった。

静特性はセンサヘッドの保護ガラスと基準反射体を平行に接触させた位置を基準点として、その点から基準反射体

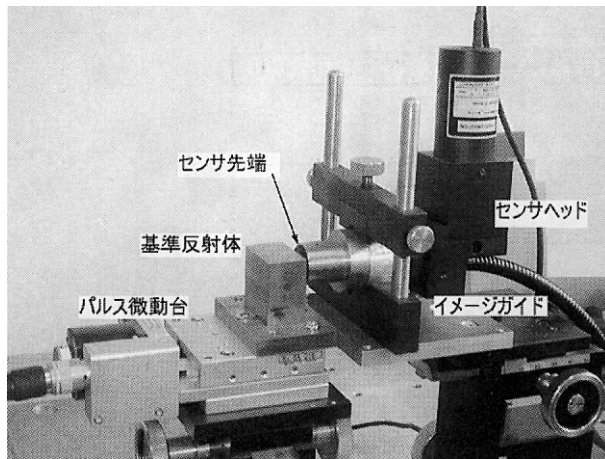


図 14. 静特性測定光学微動台装置

を  $10 \mu\text{m}$  のスパンで移動させ、その時の微動台の移動量に対するセンサ出力を測定して求めた。基準反射体を固定した微動台は自動パルス制御可動のもので、移動精度は  $\pm 1 \mu\text{m}$  である。図 15 に の反射体を用いて測定した結果を示す。図 15 左側で横軸は CCD の出力ビット値、縦軸はセンサの保護ガラス前面からの距離である。この結果を見ると、センサ出力に対する距離の変化は直線にはならない。これはセンサヘッドを構成するレンズ系の特性によるものと思われる。図で一点鎖線はこの特性を折れ線近似したもので、このセンサの校正出力値となる。この校正出力値に対する各測定点のバラツキを図 15 の右側に表した。また

の反射体を用いた場合の測定結果を図 16 に示す。図 15 及び図 16 において、測定点のバラツキが  $\pm 20 \mu\text{m}$  及び  $\pm 30 \mu\text{m}$  以内である CCD ビットカウントの範囲は、 $5 \sim 220$  である。これよりこの範囲を測定範囲と定義することにより、測定距離は約  $1.4 \text{ mm}$  となった。なお図 15 と図 16 が異なる理由は基準反射体の表面状態によるもので、具体的には図 6 における CCD の最大値を示す波形が、反射光の散乱により明確なピークの形にならないためである。

##### 4.2 模擬動翼によるすきま計測

図 5 に示した模擬動翼が回転する試験装置を用いて翼端すきま計測実験を行った。模擬動翼はエポキシを主成分とする材料で製作したもので、翼高  $30 \text{ mm}$ 、翼弦  $20 \text{ mm}$  及び翼先端最大幅  $1.5 \text{ mm}$  である。模擬動翼回転試験装置はこれを 18 枚植込んだ回転体(翼先端ピッチ円の直径は  $120 \phi$ )をインバータ制御モータで回転させる装置である。

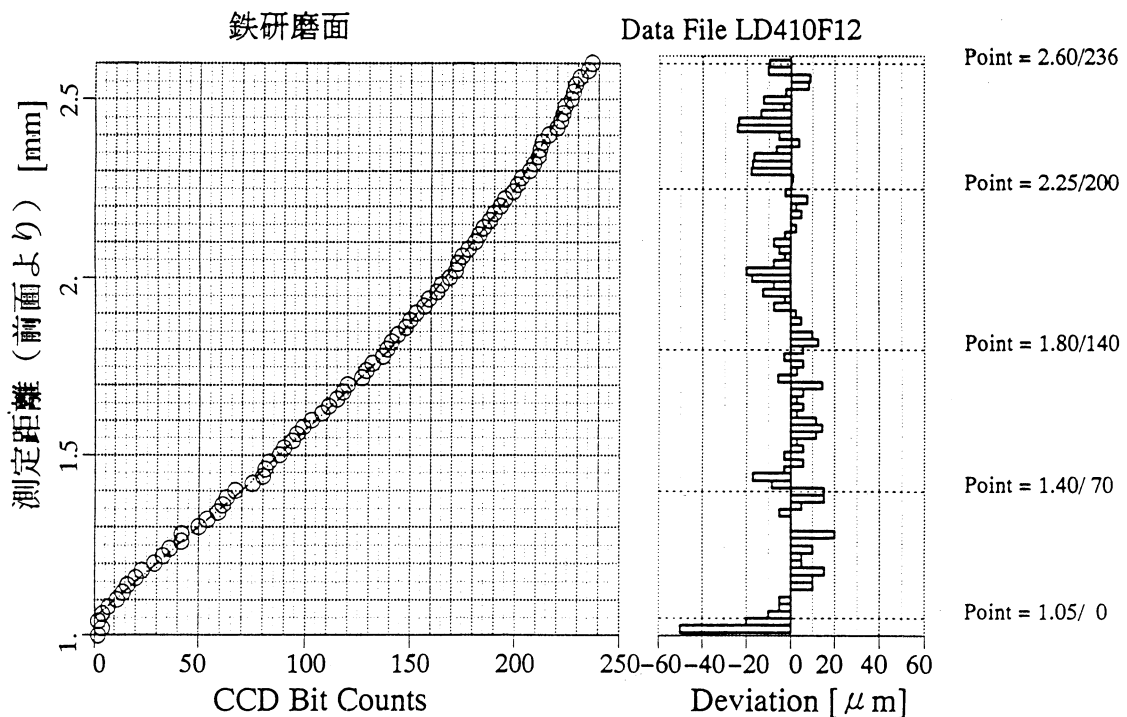


図 15. 静特性測定結果 (鉄表面)



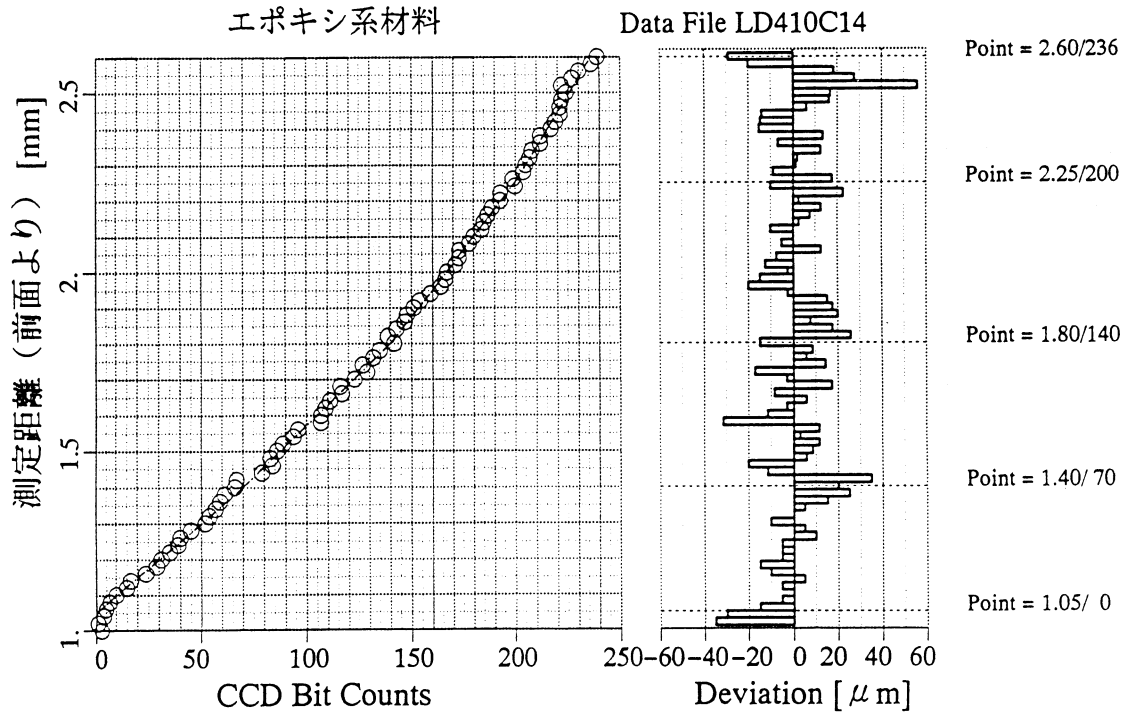


図 16. 静特性測定結果 (エポキシ系材料)

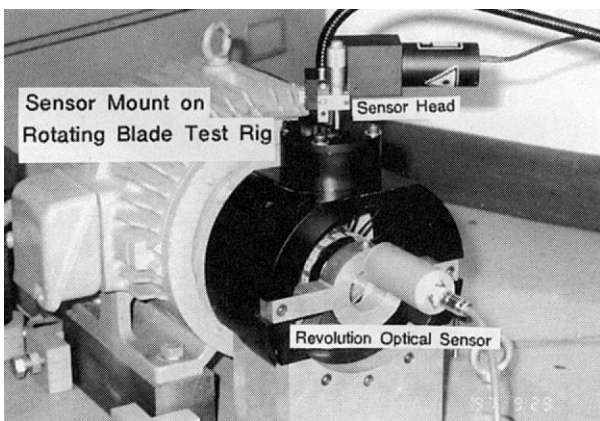


図 17. 模擬回転動翼計測装置

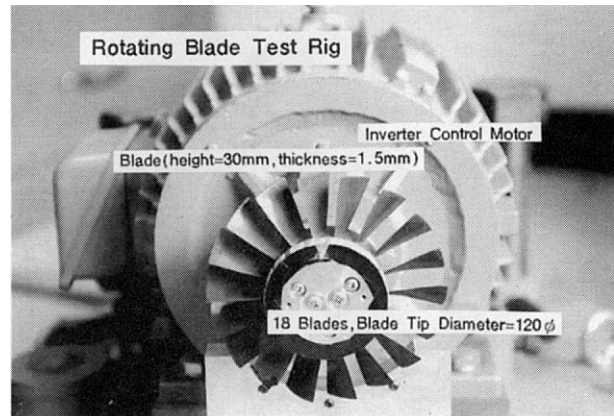


図 18. 模擬回転動翼

図 17 にこの装置の外観を、図 18 にケーシングを取り除いた状態を示す。模擬動翼先端の反射率は、2.2 の表 1 で示したように計測を目的とするセラミック製のラジアルタビピン動翼先端と同程度である。センサヘッドはケーシング上部にアダプタで装着し、センサヘッドに付けられたマイクロメータにより、測定基準位置の微動が可能である。回転体はモータ軸に直接装着されており、モーターは回転速度を 10,000 rpm まで連続的に可変できる。回転速度の計測には、図 17 に示すように、回転軸に付けられた突起物の通過を光学的に検出する反射型光センサを用いている。

以上の試験装置により回転速度  $N = 1,000 \sim 10,000$  rpm

の範囲で 1,000 rpm ごとの回転速度に対して翼端すきま計測を行った。図 19 に測定結果の一例を示す。これは同一の動翼について、1 回の計測につき 200 サンプル測定し、その結果をヒストグラムで示したものである。図 19 を見ると全ての計測点において測定値の分散は少なく、ほぼ同一の値を示していることが分かる。図 20 は回転速度の変化に対する測定値を示したもので、同一測定値の割合を円の大きさと表現したものである。これを見るとこの模擬動翼では、回転速度によって翼端すきまの値は変わらず、ほとんど同じ値 (約 0.7 mm) を示すことが分かる。また回転速度が 6,000 ~ 7,000 rpm では測定値がバラツキ、また測定値自体も全体より少し小さい傾向が見られる。この

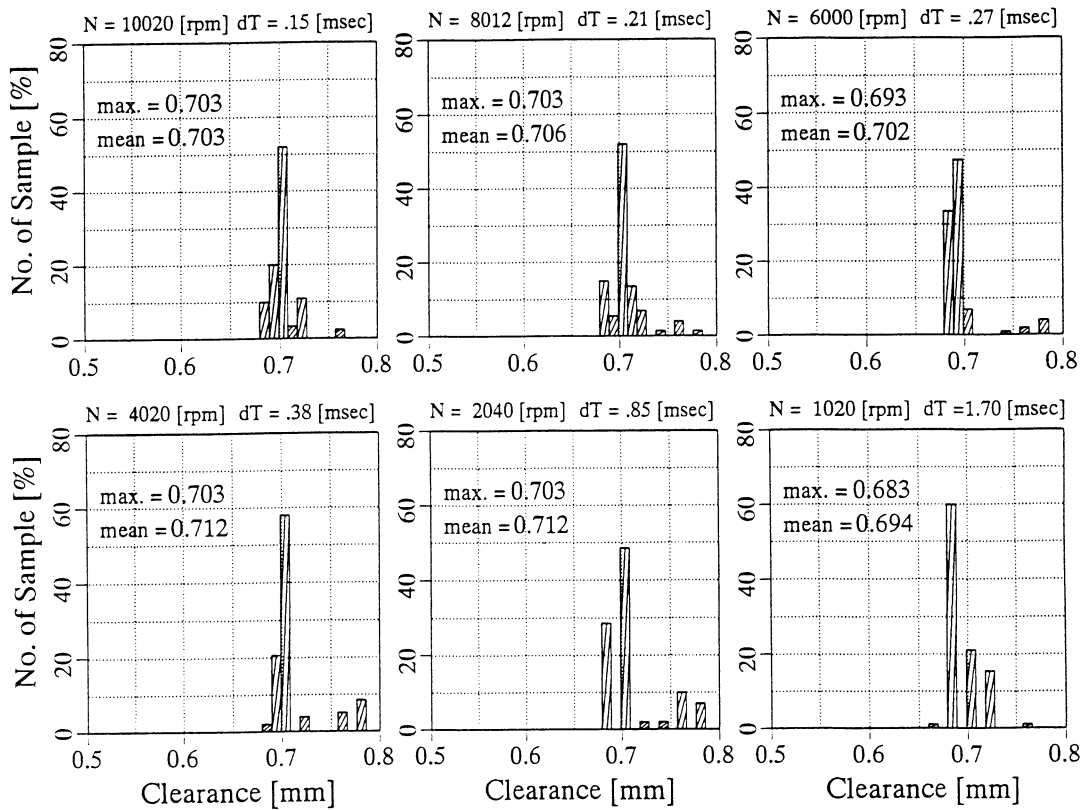


図 19. 模擬回転翼計測装置

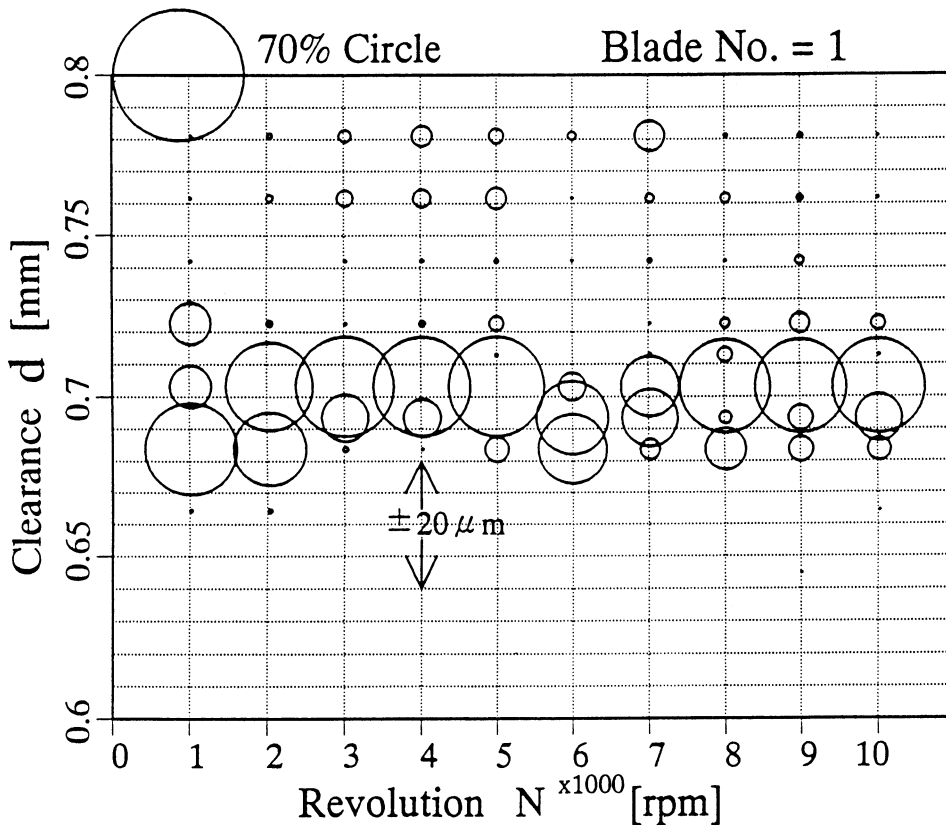


図 20. 回転速度に対する測定値

原因は不明であるが、例えば何らかの振動が生じることによってこのような結果が得られたのではないかとと思われる。

次に任意の動翼について測定が可能であることを実証するために、回転速度を 6,600 rpm 一定として、図 13 における遅れ時間  $\tau$  を  $n \cdot T_p$  づつ増加して全動翼の測定を行った。図 21 にその測定結果を図 20 と同様な表現で示す。これを見るとまず各動翼のすきまが同一でないことが明らかである。また動翼 18 枚の内一定の測定値が得られず、大きい測定値の分散が見られる動翼が複数ある。この原因は該当する動翼先端幅が他の動翼に比べ 1/3 と狭いため、光の反射光量が少ないため誤差が大きくなるのではないかとと思われる。以上の模擬動翼の計測試験により、表 1 に示したような光の反射がほとんど得られない非金属の模擬動翼でも、本翼端すきまセンサによるすきま測定が可能であることを確かめた。

#### 4.3 高速回転ディスクによる翼端すきま計測

4.2 で行った模擬動翼試験は最高回転速度が 10,000 rpm であり、また模擬動翼の材質及び形状から翼端すきまの変化が微少であった。そこで円盤状の金属ディスクの周囲を歯車状に整形し、これを最高回転速度 24,000 rpm まで回転できる高速回転ディスク試験装置を製作した。このディスクは材質がニッケルクロムモリブデン鋼 (SNCM) で

直径 280  $\phi$  である。このディスクを安全のため肉厚 20 mm のケースで囲い、ディスク自体は出力 5.5 kW のインバータ回転数制御モータ軸に直結して回転する。最高回転速度での周速度は 350 m/s である。測定対象であるディスクの円周部分を歯車状に加工した疑似動翼部分は、翼高 3 mm、翼弦 2.44 mm 及び翼先端幅 5 mm である。図 22 にこの高速回転ディスク試験装置の寸法図を、また図 23 に翼端すきまセンサを装着した試験装置の外観を示す。図 23 は横蓋を取り外して回転ディスクが見える状態にした図である。

以上の試験装置を用い、6,000 rpm から 24,000 rpm まで 3,000 rpm ごとに翼端すきま計測を行った。図 24 に各回転速度での計測結果の一例を示す。これは各回転速度で 100 回測定を行い、その測定値を図 19 と同様に示したものである。図 24 を見ると測定値の分散が大きいものもあるが、ほぼ一定値を検出していることが分かる。この分散傾向は複数回の計測を実施した結果、10,000 rpm 以下では多く、それ以上では非常に小さいことが分かった。図 25 は、図 24 とは別の計測例を横軸の各回転速度に対する値として示したもので、同一測定値を示す割合を図 20 と同様に円の大きさで表している。なおこの計測は 6,000 rpm から 24,000 rpm まで測定し、引き続き 6,000 rpm まで測定を行ったもので、計測点の間隔は 1,500 rpm である。また図 25 では、同一測定値を示す割合が 10% 以下

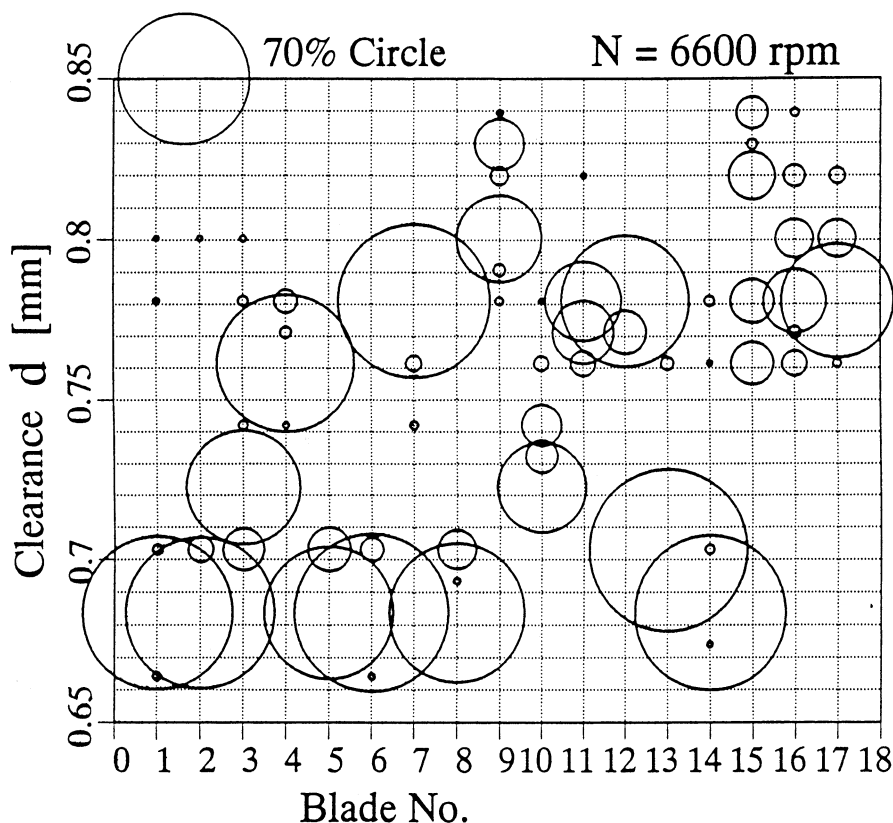


図 21. 全動翼の測定値





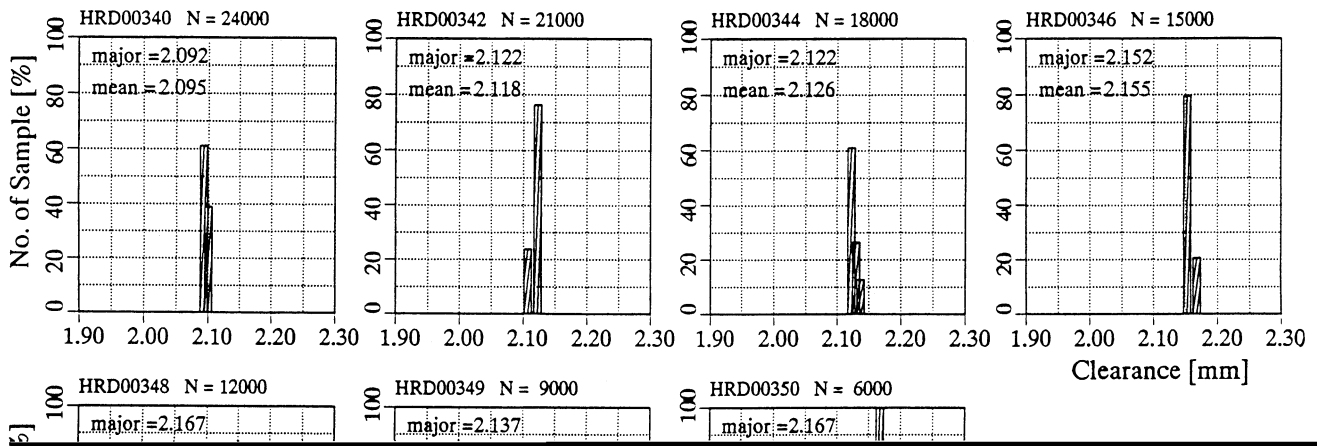


図 24. 高速回転ディスク計測例

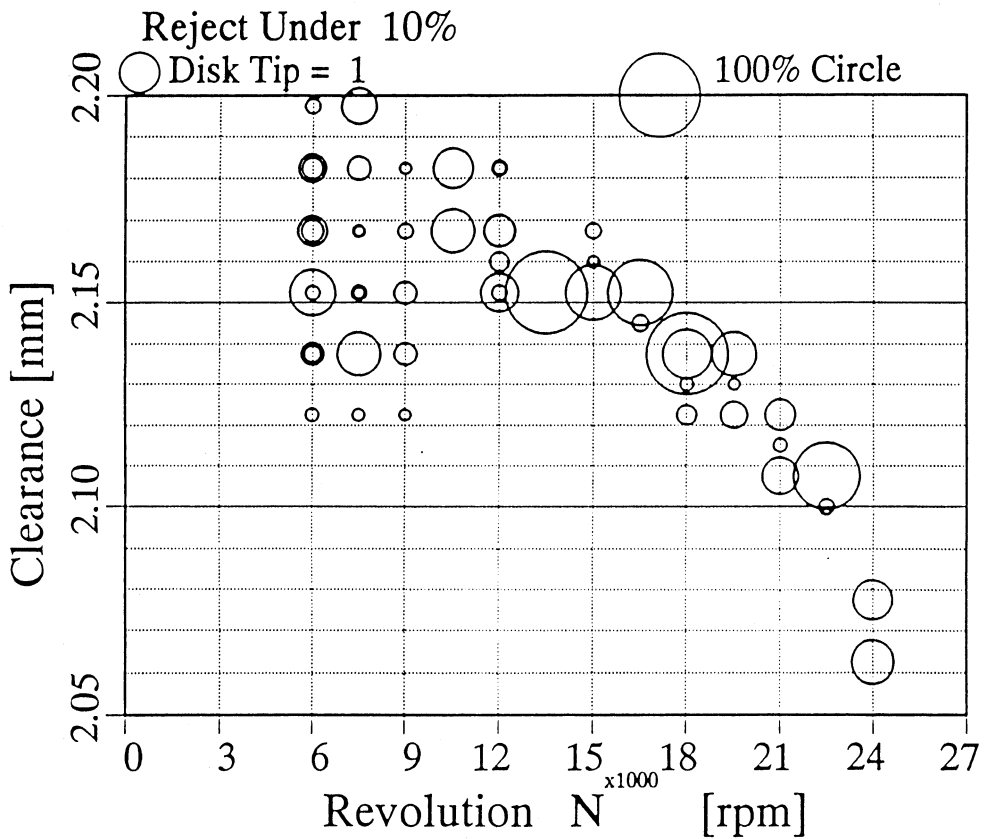


図 25. 回転速度変化に対する計測例

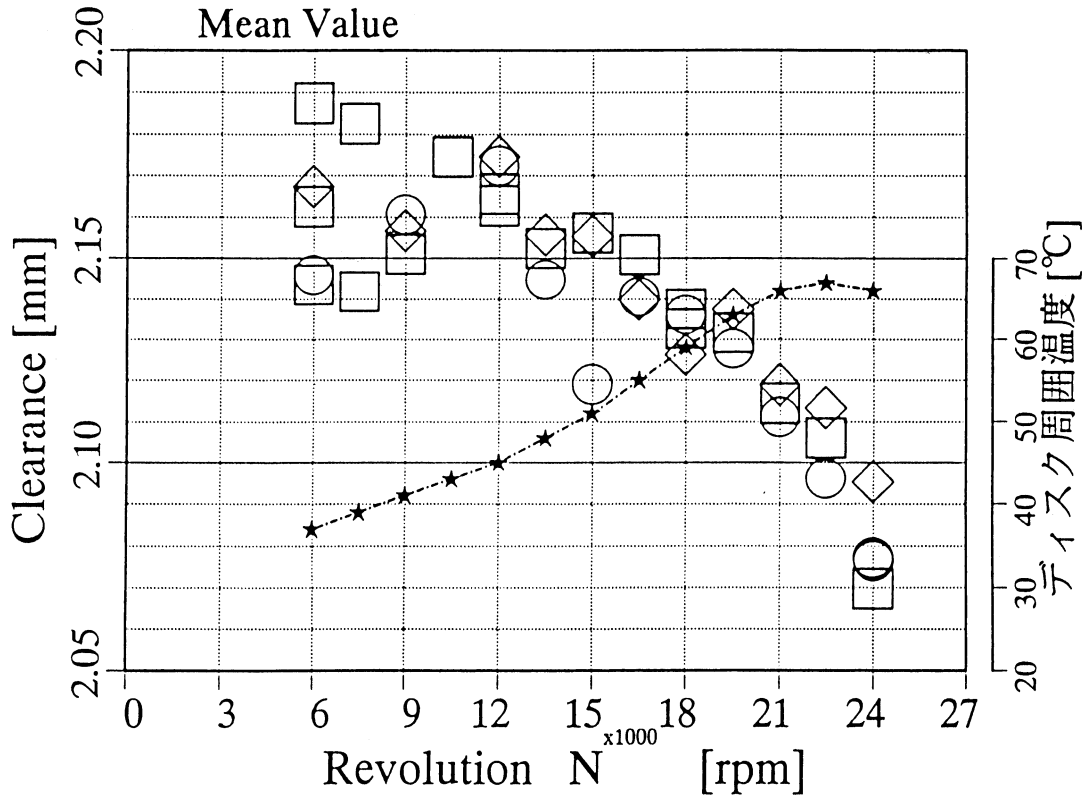


図 26. 回転ディスクの温度上昇

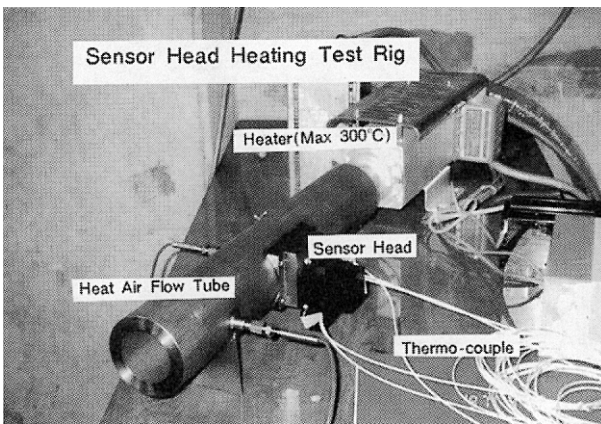


図 27. 高温空気発生装置による耐熱試験

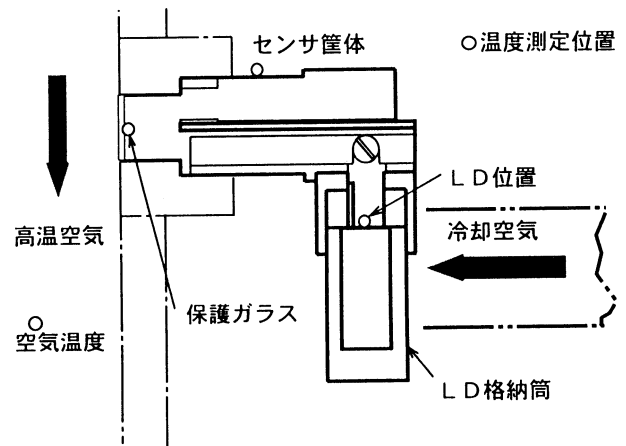


図 28. センサヘッド温度測定位置

に装着し、センサヘッドの各部分の温度上昇を計測した。またLD 格納部を外からファンによって空冷することにより、LD の温度を許容値以下に下げられるか、について確かめた。図 27 に本装置とセンサを装着した様子を、図 28 に温度計測位置(印)を示す。

この試験ではセンサ前面を通過する空気温度を 110 に保ち、35 分間にわたりセンサの保護ガラス、センサ筐体及び LD の装着位置の温度上昇を計測した。図 29 に測定結果を示す。図 29 で縦軸は温度( )、横軸は時間(1 セクション 6 秒、計 2 分)である。測定では LD 装着位置の温度が 40 になった時点(約 1 分 20 秒後、1 点差線を表示)で LD

格納筒をファンで冷却している。この結果によれば、センサの筐体や LD 装着位置の温度上昇は測定部分からの熱伝導により徐々に上昇するが、LD 格納筒を空冷することによりその温度上昇を抑えることが可能であることが分かった。またこの結果をもとにして、図 30 に示すようにセンサ筐体をヒートシンク状に加工した翼端すきまセンサを試作した。このセンサの空気冷却による温度降下はより改善されており、ヒートシンクの効果を確認することができた。なおこのセンサは LD 格納筒をヒートシンク状に加工するために、図 9 の構成と比べイメージガイドと LD の格納位置が逆になっており、また先端径は 10 φ で、より実



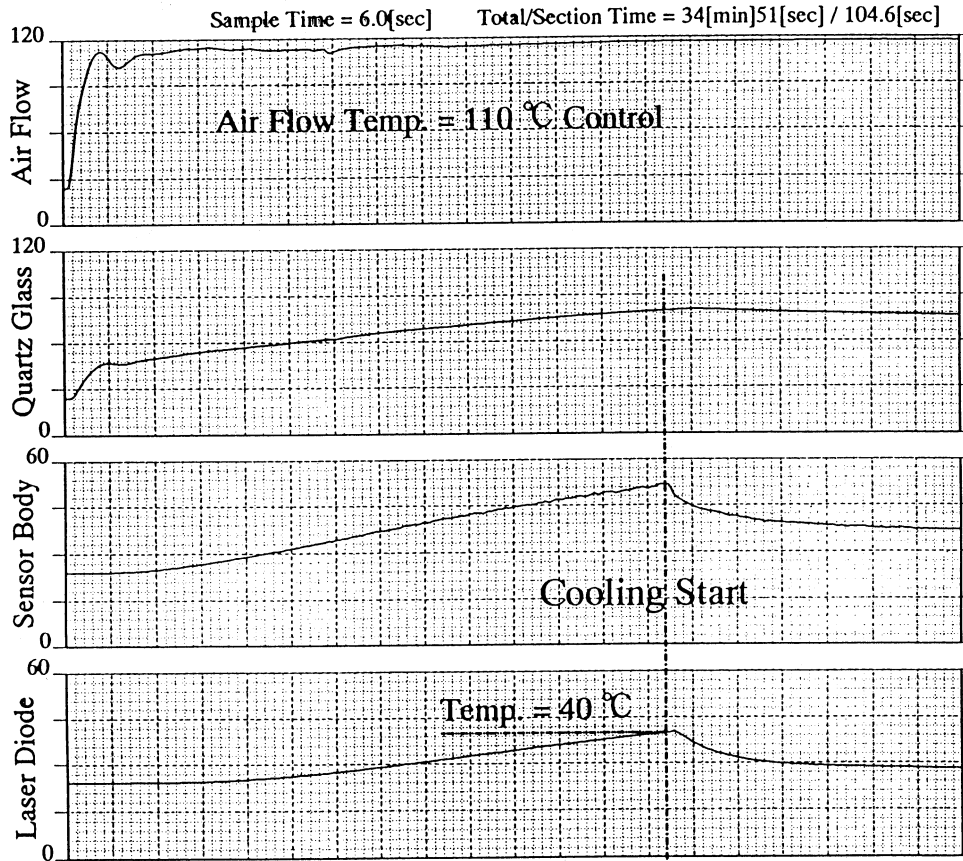


図 29. センサヘッド各部温度測定結果

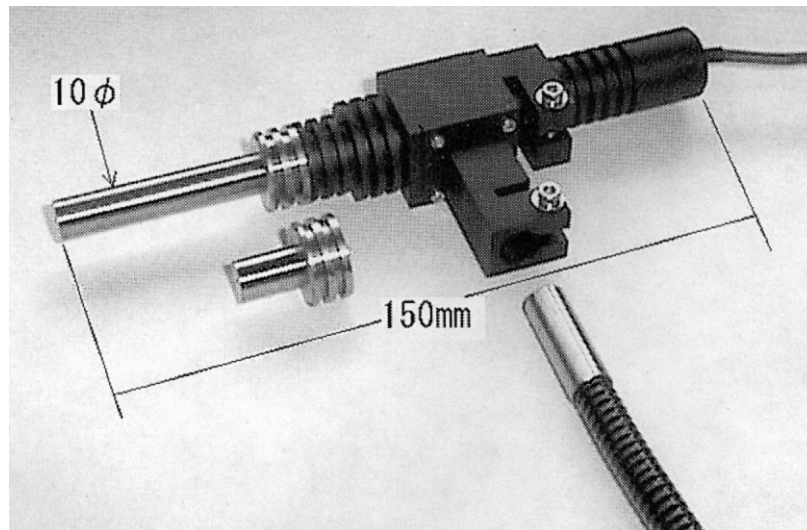


図 30. ヒートシンク状に加工したセンサヘッド

機装着を考慮したものである。

### 5. まとめ

光の反射による距離測定法を、非金属であるセラミックガスタービン動翼の翼端すきま計測に適応したセンサを試

作した。この翼端すきまセンサは、光源を内蔵したセンサヘッド、センサ出力信号処理装置及びパーソナルコンピュータで構成される。光源にはレーザダイオードを採用し、偏光素子を内蔵して広範囲な光量可変を可能にした。受光素子はセンサ出力信号処理装置に内蔵された 1 次元

CCD センサで、センサヘッドとはイメージガイドで結合されている。

試作した翼端すきまセンサを用いて、セラミックガスタービンの動翼と表面反射率が同程度の模擬動翼回転試験装置、並びに金属製高速回転ディスク装置による計測試験を実施した。その結果本翼端すきまセンサが、十分な精度でガスタービンの翼端すきまを測定することが可能であることが分かった。試作した翼端すきまセンサの特性は、測定位置はセンサ前面より 1 ~ 2 mm、測定距離は 1.4 mm 及びこの範囲の測定値のバラツキは  $\pm 0.02$  mm 以内である。

光の反射を利用した翼端すきま計測法の最大の特長は、従来の電磁氣的測定原理を応用したすきまセンサと異なり、動翼の材質及び通過速度、センサ周囲の電磁氣的影響、動翼先端の温度、圧力などが測定値に影響しないことである。しかし欠点として反射対象が汚れなどでその反射率が変化した場合、測定が不可能になる点が指摘されている。本翼端すきまセンサの計測実験では、金属表面が汚れなどにより反射率が低下した場合と同等かそれ以下である非金属模擬動翼と、一般金属面と同様の反射率である金属ディスクを測定対象としたが、両者の反射率の差は 15 倍以上であった。このような反射率の差がある場合、同一時体のセンサでは両者の計測が一般に不可能とされているが、本翼端すきまセンサのように、光源光量の大幅な可変機能を備えることで、このような計測が可能であることを実証した。

なお本研究は旧通商産業省・工業技術院が 1988 年～1998 年に実施した「ムーンライト計画・セラミックガスタービンの研究開発」のもとに行われた。また本研究で得られた知見をもとに、本翼端すきまセンサとは異なる測定原理による翼端すきまセンサを考案したことを付記する<sup>10)</sup>。

## 参考文献

- 1) 筒井康賢 他、「小特集、小型セラミックガスタービン」、GTSJ 学会誌、22-87(1994)。
- 2) D.K. Hennecke and K. Trappmann, Turbine Tip Clearance Control in Gas Turbine Engines, AGARD Conference Proceedings No. 324, 1982.
- 3) 新川電機、渦電流式翼端すきまセンサ(カタログ)
- 4) Capacitec Ltd., Non-Contact Displacement Sensor (Catalogue).
- 5) Rotadata Ltd., Tip Clearance Measurement Systems (Catalogue).
- 6) 松田幸雄、「CGT における翼端すきま計測について」、第 11 回 CGT 技術交流会資料、1997.1.
- 7) 松田幸雄、「光反射方式によるセラミックス動翼のすきまセンサ」、第 11 回 GTSJ 秋期講演会、1996.11.
- 8) 松田幸雄、「光反射方式によるセラミックス動翼の翼端すきまセンサ」、第 12 回 GTSJ 秋期講演会、1997.10.
- 9) 松田幸雄、「CGT プロジェクトによる光反射式翼端すきまセンサ」、第 13 回 CGT 技術交流会資料、1998.8.
- 10) 「回転体の光学式すきまセンサ」特許第 3035606 号 2000.2.25.