

UDC 551.508.2 :
536.53 :
629.73.054

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-260

気流全温度測定装置の試作

西尾健二・能瀬弘幸・越沼 威
井上重雄・臼井 弘・大畑敏美

1972年1月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- | | | |
|--|-------------|---|
| TR-236T Small-Strain Deformations Superposed on Finite Deformations of Highly Elastic Incompressible Materials, Part I—Constitutive Equation | 1971 年 6 月 | Tastuzo KOGA |
| TR-237 自由飛行模型 FFM-10 による縦の動安定特性の飛しょう実験
Free Flight Tests on Longitudinal Dynamics Characteristics of FFM-10 Model | 1971 年 4 月 | 河 崎 俊 夫, 塙 武 敏
斉 藤 秀 夫, 高 島 一 明
河 本 巖 |
| TR-238 リフトジェットエンジン JR100H の動特性について
Dynamic Characteristic of Lift Jet Engine JR100H | 1971 年 5 月 | 西 尾 健 二, 遠 藤 征 紀
杉 山 七 契, 越 沼 威
大 畑 敏 美 |
| TR-239 昇華アブレーションの直接解法
A Direct Calculation of Sublimating Ablation | 1971 年 6 月 | 久保田弘敏 |
| TR-240T A Method For The Calculation of Lifting Potential Flow Problems —Part I— Theoretical Basis | 1971 年 7 月 | Masao EBIHARA |
| TR-241 YS-11A-500/600型主翼疲れ試験
(1. セーフライフ試験荷重と試験方式)
Full-Scale Fatigue Test of YS-11A-500/600 Turboprop Transport Wing (1 Safe-Life Fatigue Test Loads and Test Method) | 1971 年 7 月 | 竹 内 和 之, 野 原 利 雄
朝 田 洋 雄 |
| TR-242 熱線による三次元平均速度ベクトルとレイノルズ応力の測定
Measurement of Three-Dimensional Mean Velocity Vector and Reynolds Stress By Single Rotatable Hot-Wire | 1971 年 7 月 | 林 良 生, 中 谷 輝 臣 |
| TR-243 揚力をもつ物体のまわりのポテンシャル流れの計算法 I その理論的基礎
A Method for the Calculation of Lifting Potential Flow Problems-Part I- Theoretical Basis | 1971 年 7 月 | 海老原正夫 |
| TR-244 超音速風洞における動安定微係数の測定
Measurements of Dynamic Stability Derivatives in Supersonic Blowdown Wind Tunnel | 1971 年 7 月 | 高 島 一 明, 榊 原 盛 三
関 根 英 夫 |
| TR-245 ヘリコプタ高度・速度線図および臨界決定点の解析的推定法
An Analytical Method to Predict Height-Velocity Diagram Critical Decision Point of Rotorcraft | 1971 年 11 月 | 古茂田真幸 |
| TR-246 梁の大変形問題の解析について
On Analysis of Large Deformation Problems of Beam | 1971 年 11 月 | 泉 日 出 夫 |
| TR-247 任意物体のまわりの自由流線理論
On the theory of Free Streamlines Past an Arbitrary Shape | 1971 年 9 月 | 高 橋 倅 |
| TR-248 亜音速流中における二次元翼上の圧力分布の, 粘性効果を考慮に入れた計算法のプログラム
A Description of the Ideas Underlying a Computer Programme for Predicting the Aerofoil Pressure Distributions in Subcritical Viscous Flow | 1971 年 11 月 | 海老原正夫, 石 田 洋 治
小 此 木 時 雄 |

気流全温度測定装置の試作*

西尾健二**・能瀬弘幸**・越沼 威**
井上重雄**・臼井 弘**・大畑敏美**

A High Sensitive Atmospheric Temperature Measuring Apparatus

By

Kenji NISHIO, Hiroyuki NOUSE, Takeshi KOSHINUMA,
Shigeo INOUE, Hiroshi USUI, and Toshimi OHATA,

ABSTRACT

A temperature measuring apparatus for an atmospheric turbulence study which has been made by the Airframe Division and the Flight Research Division of the National Aerospace Laboratory was designed and examined.

Ten sets of thermocouples used in a probe are connected in series, and an anti-electro noise amplifier is made which enables us to measure accurately the input signals from the probe installed on an aircraft.

The probe has been calibrated in a wind tunnel under the conditions of the flow Mach number ranging from 0.1 to 0.3 and environmental tests in an air at various temperatures ranging from -30°C to 30°C have been made. Test results showed good characteristics and the apparatus was used for the atmospheric turbulence study.

This report contains detailed dimensions of the apparatus and the characteristics obtained from the calibration tests.

1. ま え が き

今回、当研究所機体部による乱気流の観測¹⁾に使用するための温度計測装置製作について協力の依頼があったので、新たに高精度の航空機搭載用温度センサおよび微小温度計測用増幅器を試作し、風洞による検定および諸種の環境試験を行なった結果、所期の性能を有することを確認したので報告する。

2. 概 要

気流の中に置かれた温度計は、感温部周辺の境界層での空力加熱によって、流体の静温より高い値を示す。気流と温度計との相対速度に基づく運動のエネルギーがすべて、温度上昇として検出されれば、温度計によって気流全温度を計測することができるが、実際

には、感温部が断熱的である場合でも、感温部での流体の温度上昇に寄与するのは動温度（全温度と静温度との差）の一部で、その割合は、感温部形状や、流れが層流か乱流かによっても異なり²⁾、厳密に気流全温度を測定することはできない。この他、温度計からの熱伝導や熱放射、非定常温度測定の際に起る指示おくれなどによって、測定値に誤差を生じるのが常である。

本報に述べる温度検出センサでは、これらの誤差の内、使用条件下で考えられる誤差をできるだけ小さくするように配慮するとともに、主流流速をセンサ感温部上流で断熱的に減速し、あらかじめ感温部での動温度を小さくして、主流動温度の2%以内の精度で気流全温度を測定し得るものとした。温度の検出には、センサからの出力を増すため直列に接続した10対の熱電対をもちいた。センサの出力増幅器としては、電気的ノイズの多い航空機内で使用することを考慮して、外来ノイズの混入を防止すると共に増幅器自身のノイズも低減させ、また航空機内の温度変化に対して安定

* 昭和46年12月9日受付

** 原動機部

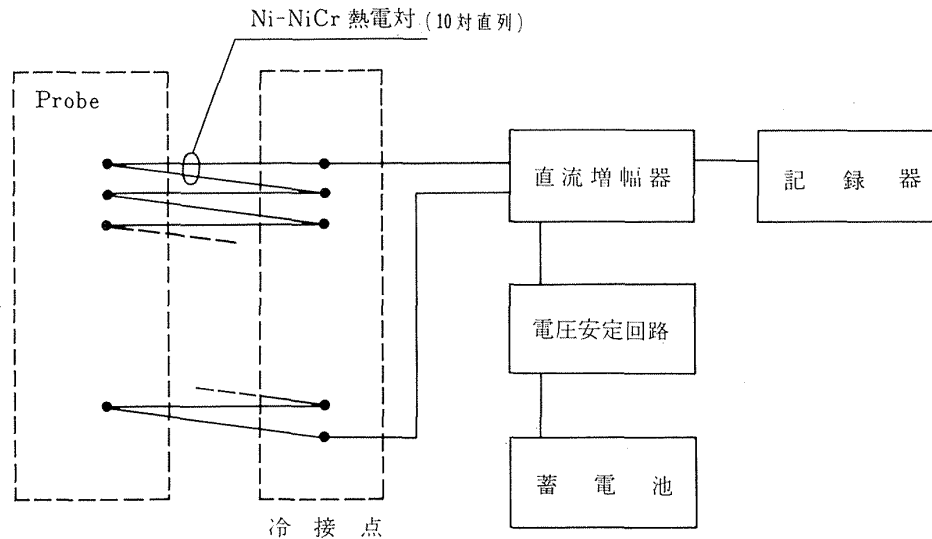


図 1 構 成 図

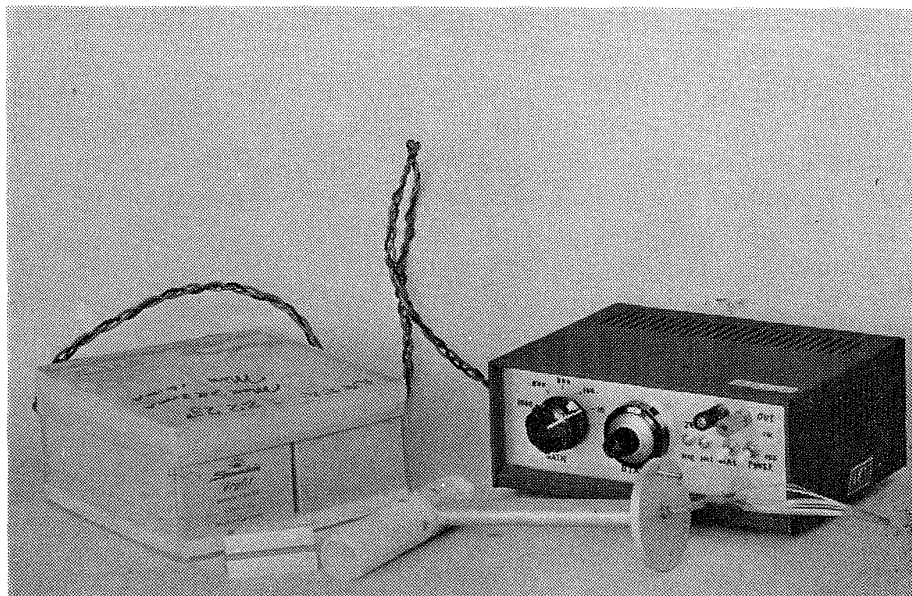


図 2 気流全温度測定装置全体図

した特性をもつ、高増幅度の微小温度計測用増幅器を試作した。

本報では、試作した温度計測装置の詳細ならびに風洞によるセンサの検定試験と、増幅器の環境試験の結果について報告する。

3. 装置の構成

本装置は熱電対をセンサとしてもちいた温度検出プローブ、熱電対出力増幅器、定電圧装置およびバッテリーより構成されている。プローブに使用した熱電対は、ニッケル—ニッケル・クロム熱電対10対を直列に接続したもので、素線直径は、0.34mmφ、グラス

ウールで二重被覆した状態で外径は約 0.5mmφ である。温接点と冷接点は共にスポット溶接後ハンダ付けし、冷接点は流動パラフィンと共にガラス管に封入し、氷水で0°Cに保つようにしてある。装置の構成図を(図—1)に、全体図を(図—2)に示す。

4. 温度検出プローブ

乱気流の観測に使用することを目的とした本装置では、気流の静温度の変動を観測できることが望ましい。一般に、流れにそう入された温度計で静温度を直接測定することは不可能であるが、気流の全温度が計測される場合か、後述する温度回復係数が検定されて

いる場合には、その測定値と気流流速とから、気流の静温度を算出することができる。

本装置では、気流の全温度を観測できるように、プローブの形状を考慮することとした。

単位流量の流体が持つ運動のエネルギー ΔI は次式で表わすことができる。

$$\Delta I = C_p \Delta T = \frac{V^2}{2gJ} \quad \dots\dots\dots (1)$$

但し C_p : 流体の定圧比熱

ΔT : 流体の運動エネルギーに対応する動温度

g : 重力の加速度

J : 熱の仕事当量

V : 流体の速度

動温度 ΔT のうち、温度計によって温度として検出される割合を R とすると、流体の全温度と温度計による観測値との差 ΔT_v は、次式で表わされる。

$$\Delta T_v = (1-R) \frac{V^2}{2gJC_p} \quad \dots\dots\dots (2)$$

温度計感温部が断熱的であるときは、この R を温度回復係数 (Recovery Factor) と定義する。いま、流れのマッハ数 M_∞ 、全温度 (或いは、よどみ点温度) T^* を用いて表わすと、(3) 式のようになる。

$$\Delta T_v = (1-R) \frac{\frac{k-1}{2} M_\infty^2}{1 + \frac{k-1}{2} M_\infty^2} T^* \quad \dots\dots\dots (3)$$

ここで k は、流体の定圧比熱と定積比熱の比である。気流に平行におかれた熱電対素線の R の実測値は、気流に直角におかれた場合にくらべて、やや高い値を示し、 $\pm 0.8 \sim 0.9$ である³⁾。

気流の全温度を、所期の精度 (本装置では、主流の動温度の 2% 以内) で測定するためには、温度検出プローブの中で、主流を断熱的に減速し、温度計感温部周辺の流れの動温度を減少させておくことが望ましい。いま流体主流の速度を U 、プローブ内で断熱的に減速された流れの速度を V 、 V に対する温度回復係数を R とすると、 U を基準とした温度回復係数 R' は次式で表わすことができる。

$$R' = \frac{\frac{U^2}{2gJC_p} - (1-R) \frac{V^2}{2gJC_p}}{\frac{U^2}{2gJC_p}} = 1 - (1-R) \left(\frac{V}{U} \right)^2 \quad \dots\dots\dots (4)$$

いま $R=0.8$ 、 $V=\frac{1}{3}U$ と仮定すると、 $R'=0.98$ が得られる。即ち、プローブ内の速度を、断熱的に主流の速度の $\frac{1}{3}$ にすれば、感温部の温度は、動温度の 2% の精度で全温度を示すことになる。

また流体温度の非定常変動によって生ずる測定値の時間おくれ誤差 ΔT_τ は、近似的に (5) 式で表わされる。

$$\Delta T_\tau = \frac{\rho c d}{4h_e} \frac{dT_i}{dt} \quad \dots\dots\dots (5)$$

ここに ρ 、 c 、 d 、 h_e はそれぞれ熱電対素線の密度、比熱、直径および熱伝達率であり、 dT_i/dt は感温部温度 T_i の時間変化率である。素線径を代表長さとした主流レイノルズ数 Re が、 $10^2 < Re < 10^4$ の範囲では、流れに平行におかれた素線の熱伝達率は、(6) 式で表えられる³⁾。

$$h_e = (0.085 \pm 0.009) Re^{0.674} \frac{k_f}{d} \quad \dots\dots\dots (6)$$

ここに k_f は、流体の熱伝導率である。 ΔT_τ を減少させるためには、(5)、(6) 式からわかるように、素線径をできるだけ小さくしなければならないが、それによって、熱電対のインピーダンスが増大するので、増幅器の特性を考慮して決定されなければならない。またレイノルズ数は、大きい程 ΔT_τ を小さくすることができるが、これは他方で ΔT_v を大きくする原因となるので、この両者を考慮して決定しなければならない。

熱電対素線の熱伝導による誤差を減らすには、素線径をできるだけ小さくすると共に、感温部と素線支持部との温度差を小さくし、熱伝導率の低い材料を支持部に使用する必要がある。熱放射による測定誤差は、感温部と周囲との温度差が小さいので、この場合無視してよい。

以上の諸点と製作上の点を考慮して、(図-3) に示すようなプローブを製作した。感温部近傍の流れが、温度回復係数 R' や時定数 τ に影響するので、4 種の寸法の異なるプローブを製作し、検定を行なった。主要部材質は、熱伝導率の比較的低い、テフロンで、支持部は、ヒドロナリウム鑄造製として重量の軽減をはかった。プローブ総重量は、 $\pm 600g$ である。空気の流出孔面積は、入口孔面積の \pm となるように直径 4mm の孔 10 個を、プローブ周辺にあけた。孔あけ角度は、出口孔の流量係数をあげるために、主流方向に対して 45° としてある。主流流速 60m/sec の時、流出口径を代表長さとしたレイノルズ数は、 $\pm 3 \times 10^4$ である。

5. 熱電対出力増幅器

熱電対出力増幅器は、微小電圧を測定するので、高い増幅度と安定性を要求される。また測定の性質上、航空機内の、電氣的ノイズの多い環境で使用しなければならない。そこで、この増幅器の設計製作にあつ

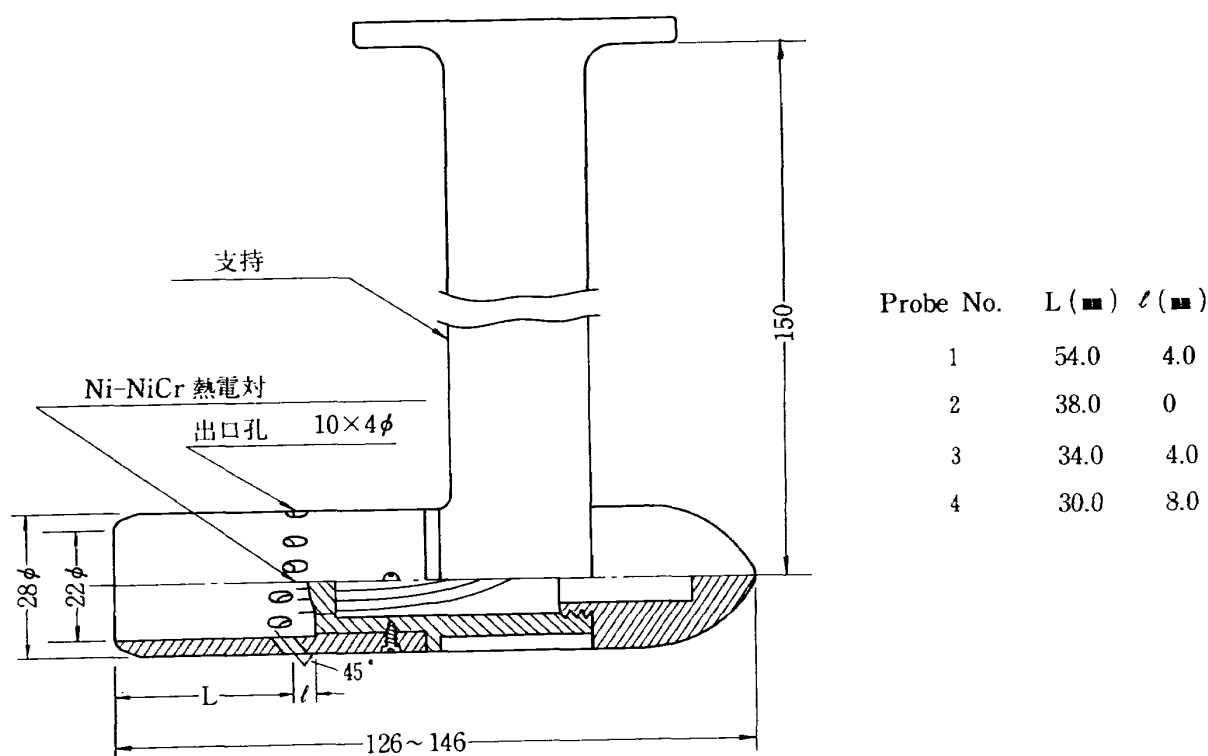


図 3 プローブ形状 (単位はmm)

ては、次の諸点に注意をはらった。

(1) 増幅度 0.1°C の気流温度変化をデータレコーダに記録するために、約500倍の増幅度を必要とする。

この装置では、最高増幅度を1000倍とし、増幅度100, 200, 500, 1000倍の5段階可変として、任意の気流温度変化に対して最適の増幅度で測定できるように設計した。

(2) ノイズの混入の防止 機体電源を使用すると、インバータ等のノイズが電源ラインを伝って混入する恐れがあるので、電源に特殊蓄電池(ドライフィットP.C.バッテリー、電圧6V、容量2AH)を用い、定電圧回路⁴⁾で電源を安定化して増幅器に供給する方法をとり、完全なフローティングとした。その他、各増幅器のフィードバック抵抗にコンデンサを並列にそろ入して一次遅れの特性とし低減フィルタを構成し、外来ノイズおよび増幅器自身のノイズを低減させた。一次遅れの時定数は、熱電対センサの時定数に比べて無視できる程度の値とし、1段目増幅器0.02秒、2段目増幅器0.01秒とした。

(3) 入力インピーダンス 本装置の熱電対センサは、10対の熱電対を直列に接続して高出力としてあ

るために、内部抵抗は約 500Ω と比較的高い。したがって増幅器の入力インピーダンスはできる限り高いことが望ましいが、増幅度、安定性との関係を考慮して $20K\Omega$ とした。

(4) バイアス回路 温度の微小変化を測定する場合に増幅器の倍率を上げる必要があるが、そのままでは増幅器が飽和するので、入力電圧の直流分を打ち消し、変動分のみ増幅する目的で、2段目演算増幅器にバイアス回路を設けた。可変範囲は $\pm 6\text{V}$ で、ポテンショメータにより設定する。

(5) 演算増幅器の仕様 上記の増幅器を作成するために、チョッパースタビライズ形式の演算増幅器(BURR-BROWN 社製3071/25)を使用した。演算増幅器の主な仕様は次の通りである。

演算増幅器仕様

入出力	片側接地型
入力インピーダンス	$500K\Omega$
開回路電圧利得	150dB
定格出力	$\pm 10\text{V}$, $\pm 20\text{mA}$
等価入力ノイズ(6Hz~1KHz)	$1\mu\text{V}$, r.m.s.
入力電圧オフセット	$\pm 10\mu\text{V}$

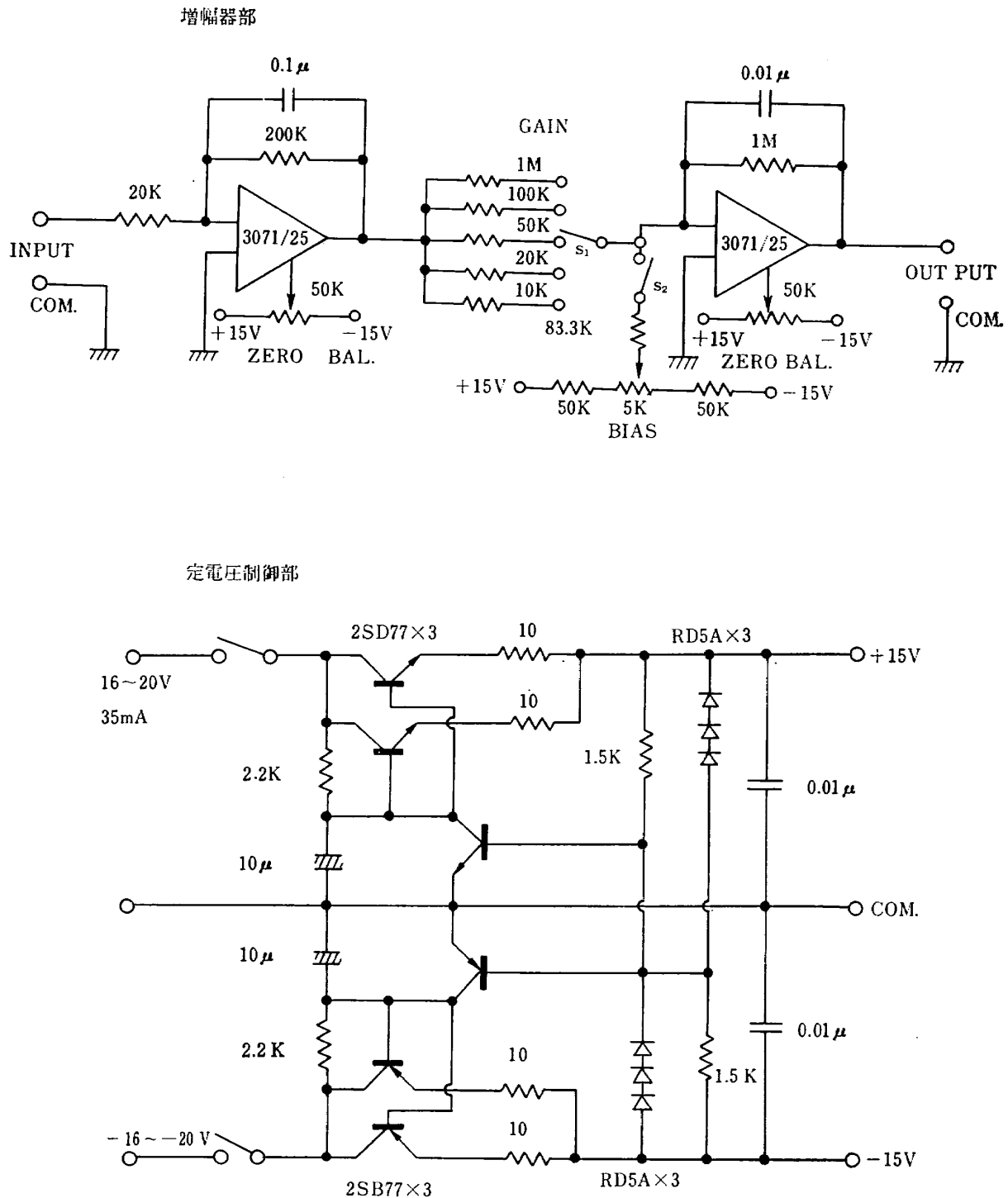


図 4 熱電対出力増幅器 回路図

温度電圧ドリフト(平均)	$\pm 0.2 \mu\text{V}/^\circ\text{C}$
温度範囲	$-40 \sim +85^\circ\text{C}$
電 源	$\pm 15\text{V}$

なを、使用した抵抗は、すべて $\pm 0.1\%$ 、温度係数 5ppm の精密抵抗を用いた。熱電対出力増幅器の回路図を(図-4)に示す。

6. 高感度気流温度計の特性

試作したプローブ、および熱電対出力増幅器をもちいて、温度—出力特性、温度回復係数、時定数等の検

定を行なった。

(1) 温度—出力特性 寒剤(ドライアイス+アセトンおよびドライアイス+塩化ナトリウム)および水をもちいて、感温部温度—出力特性の検定を行なった。結果を(図-5)に示す。最小二乗法による較正曲線は(式7)で与えられる。

$$\left. \begin{aligned} T &= -2.286E(E - 1.239 \times 10^3)/\beta \\ \frac{dT}{dE} &= (2.832 \times 10^3 - 4.57E)/\beta \end{aligned} \right\} (7)$$

$(-35^\circ\text{C} \leq T \leq 30^\circ\text{C})$

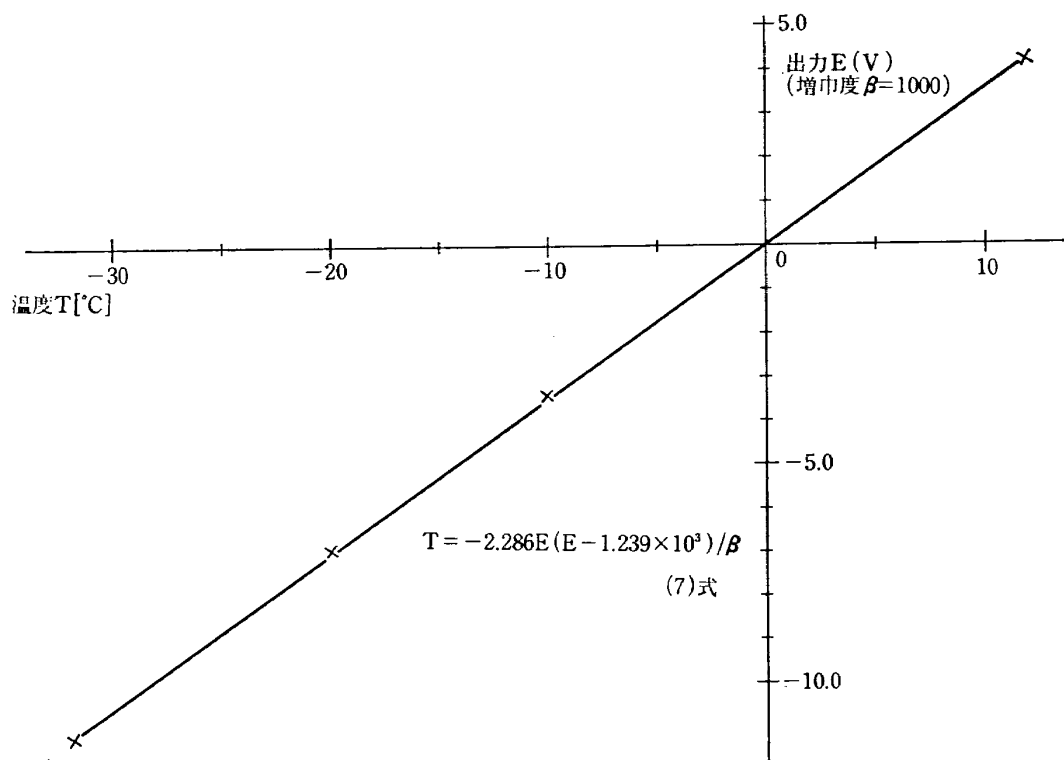


図 5 温度—出力特性

ここに、 $T(^{\circ}\text{C})$ はセンサ感温部温度、 $E(\text{V})$ は増幅器出力電圧、 β は増幅器倍率である。倍率1000倍としたとき、 1°C の温度変化に対する出力電圧は、約0.353 Vである。

(2) 温度回復係数 当所原動機部の検定用風胴をもちいて、温度回復係数 R^* の検定を行なった。ここで R^* は(8)式に定義する値

$$R^* = \frac{T_i - T_s}{T^* - T_s} \quad \text{.....(8)}$$

である。ここに T_i は本装置による測定値、 T^* は風胴貯気槽内で計測した全温度、 T_s は T^* と膨脹比から求めた主流の静温度である。

センサからの熱伝導等に起因する測定誤差のすべてを ΔT_E とし、(4)式に定義した温度回復係数 R' をも

ちいると T_i は次式で表わされる。

$$T_i = T_s + (T^* - T_s)R' - \Delta T_E \quad \text{.....(9)}$$

従って R^* と R' とは次式のような関係がある。

$$R^* = R' - \frac{\Delta T_E}{T^* - T_s} \quad \text{.....(10)}$$

(図—6)に実験より求めた温度回復係数のプローブ形状による影響を、(図—7)にプローブの流れに対する迎角と温度回復係数の関係を示す。

(3) 時定数 時定数の測定はプローブ前方で流れを遮断した後、急激に流れにさらして、プローブの出力を記録し、計測器の時定数を補正して、プローブの時定数を求めた。(図8～9)に時定数の計測結果を示す。(図8)は流速と時定数の関係、(図9)は流出空気孔位置と時定数の関係をあらわしている。

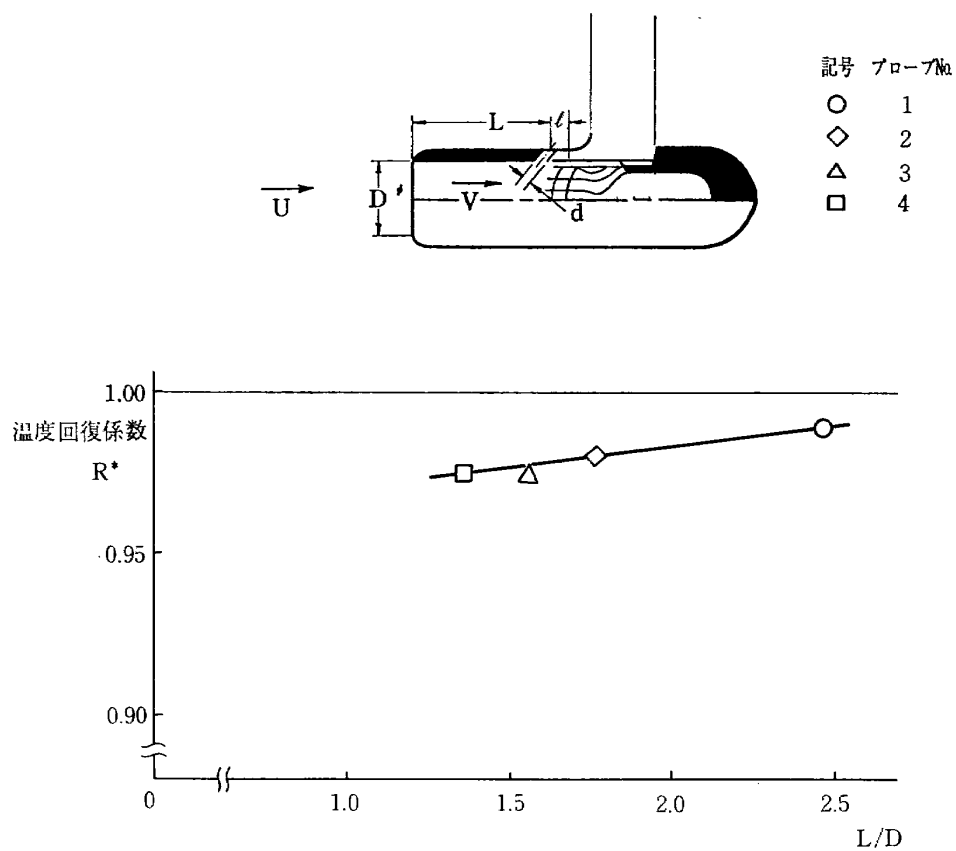


図 6 温度回復係数 R^* の L/D による影響

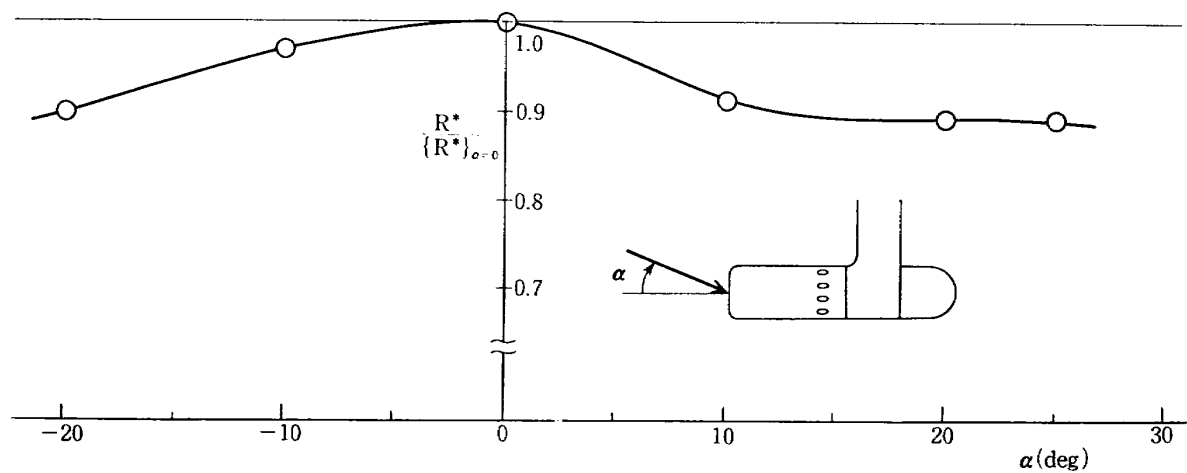


図 7 R^* の流れの迎角による影響 (プローブ No. 1)

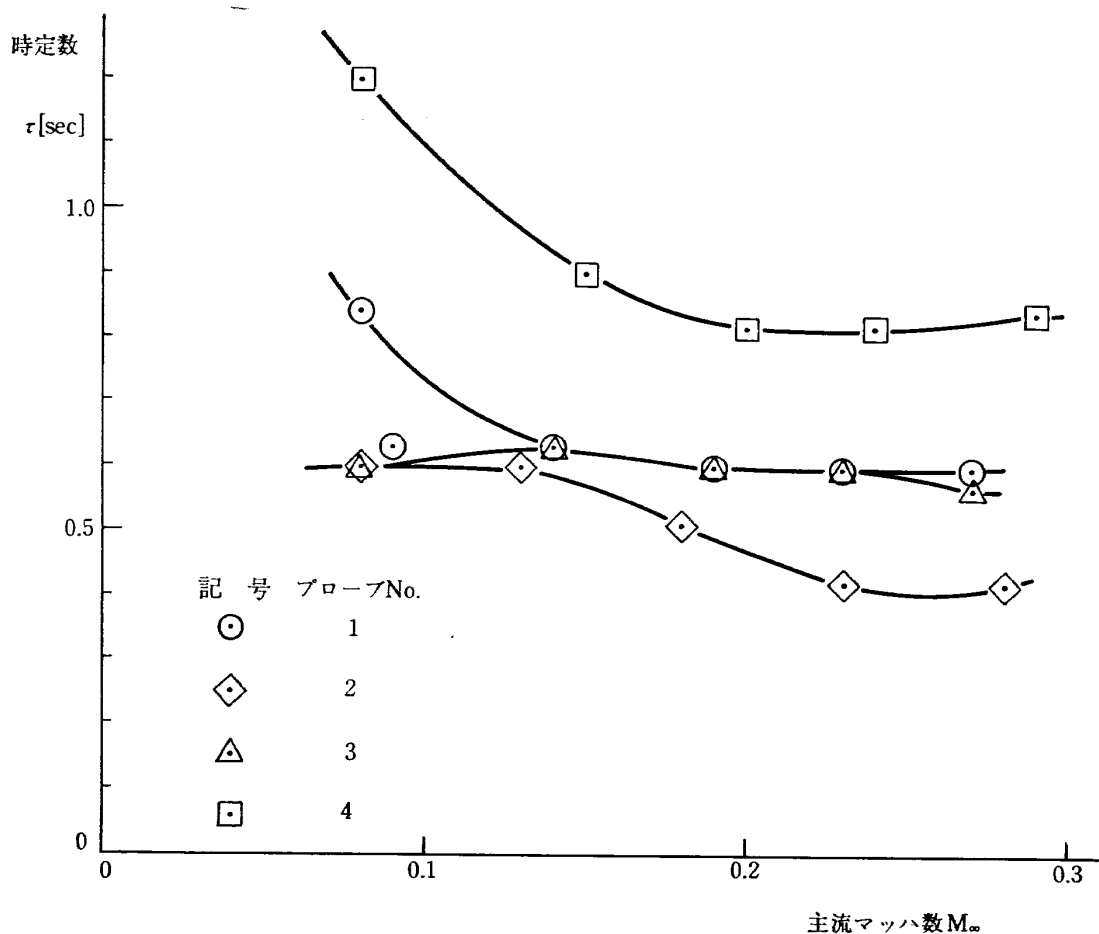


図 8 時定数の主流マッハ数による影響

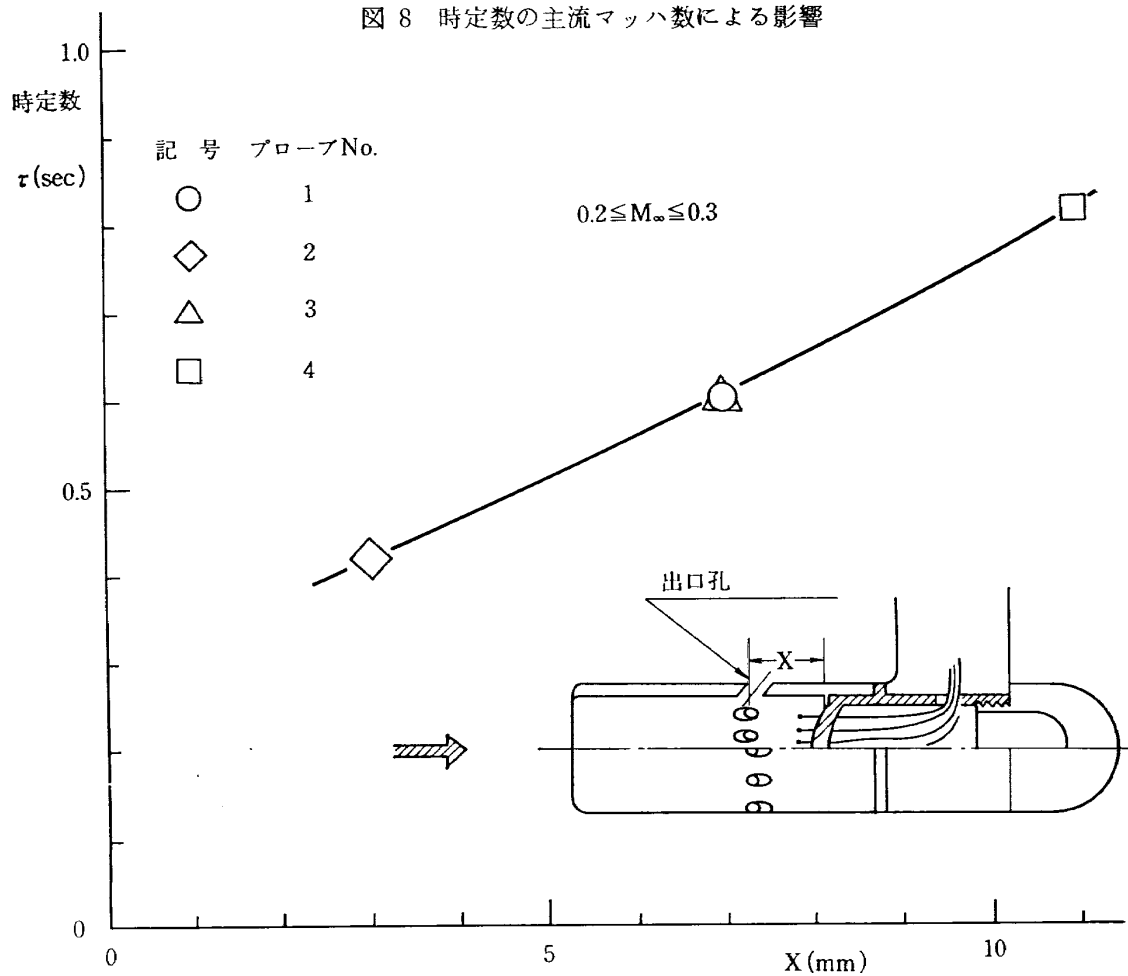


図 9 時定数と流出空気孔位置との関係

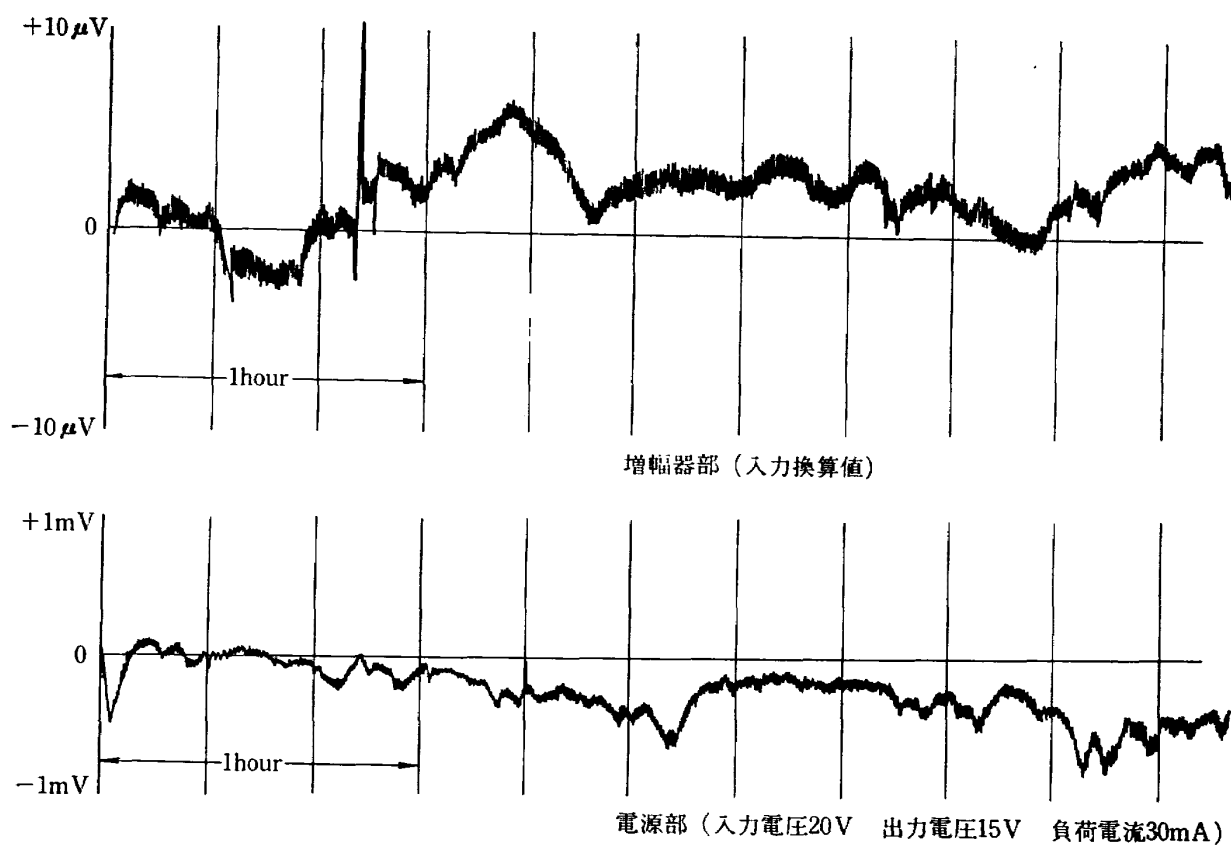


図 10 熱電対出力増幅器のドリフト特性（室温20°C）

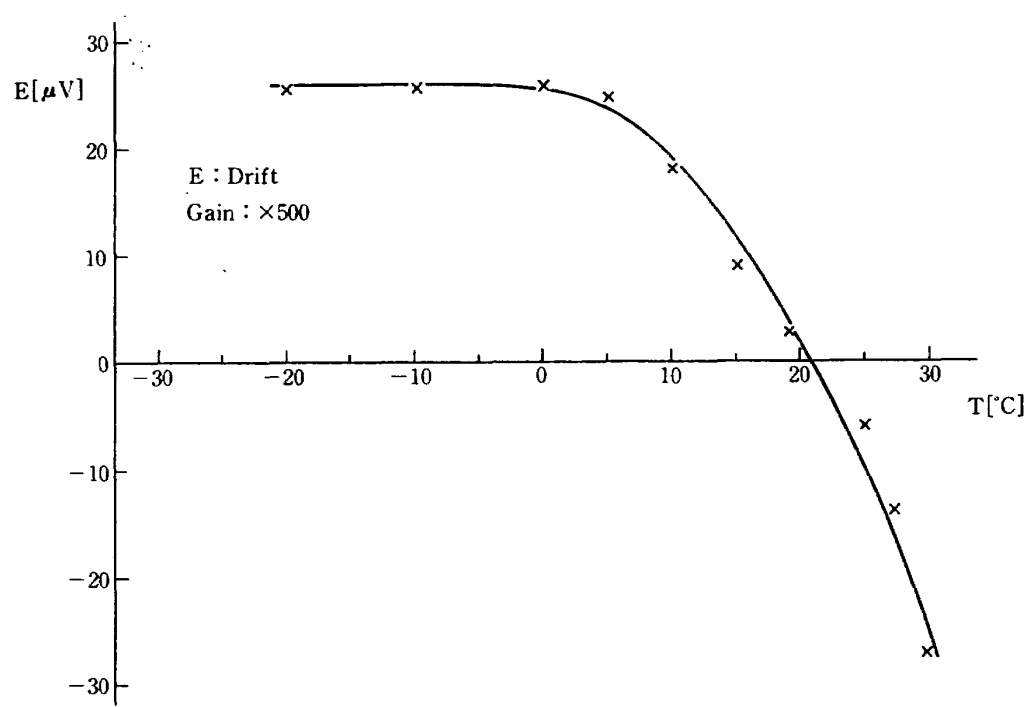


図 11 熱電対出力増幅器温度ドリフト特性（入力換算）

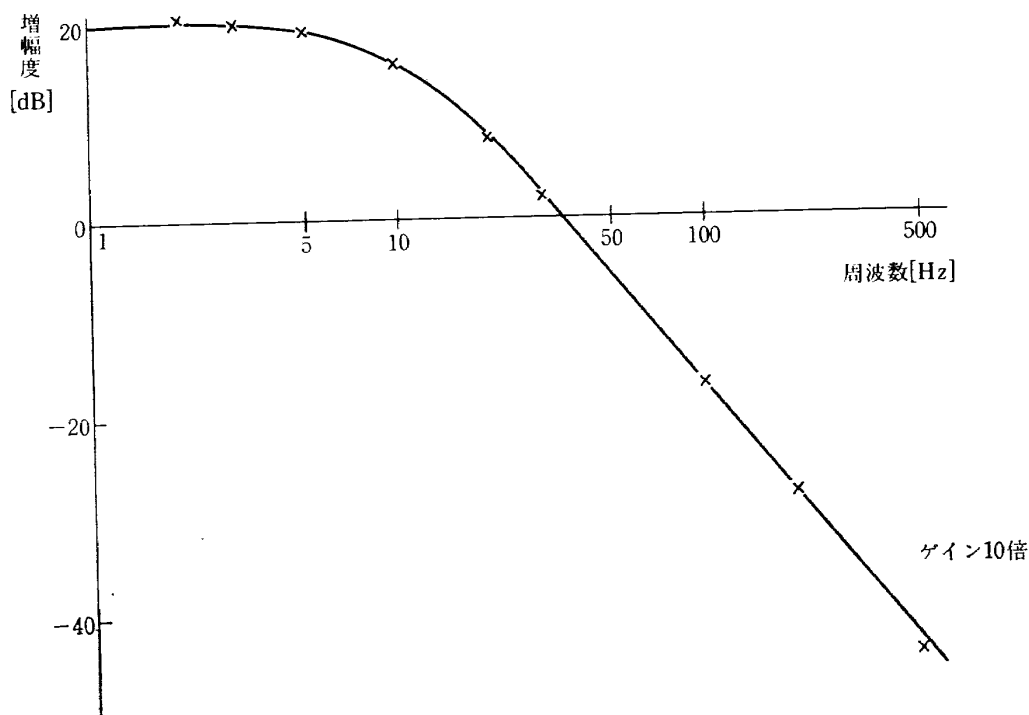


図 12 熱電対出力増幅器周波数特性

7. 熱電対出力増幅器の特性

(1) ドリフト特性 室温(20°C)における増幅器および定電圧回路のドリフト特性を(図-10)に示す。増幅器のドリフトは入力回路を短絡し、入力換算値を示した。定電圧回路のドリフトは、出力端+15Vと-15Vの間に 500Ω の抵抗 2 個を直列に接続し、その中点と電源の接地との間の電圧を記録器に入れて計測した。

(2) 温度ドリフト 当所計測部の環境試験設備⁵⁾を利用して、環境温度を +30°~ -30°C まで変化させ、入力回路短絡、増幅度500倍にて測定した。(図-11)にその結果を示す。

(3) 周波数特性 試作した熱電対出力増幅器の増幅度の、入力周波数による影響を、入力が D.C. から

500Hz までの範囲について(図-12)に示す。

8. ま と め

気流全温度を安定かつ精度良く計るためには、温度検出プローブの出力、温度回復係数が高く、その増幅器が低雑音、低ドリフトである必要があるが、今回試作した装置について実験し、次の結果を得た。

(1) 試作した4種のプローブのうち、流出空気孔と先端との距離の最も長いプローブが最高の温度回復係数を示し、かつ流速に関係なく一定の時定数を示した。温度回復係数として 0.99が得られた。また、(図-7)にみられるように流れの迎角による影響は比較的大きいことがわかった。

(2) 熱電対出力増幅器の特性として、入力温度換算 ±0.15°Cの精度が得られた。

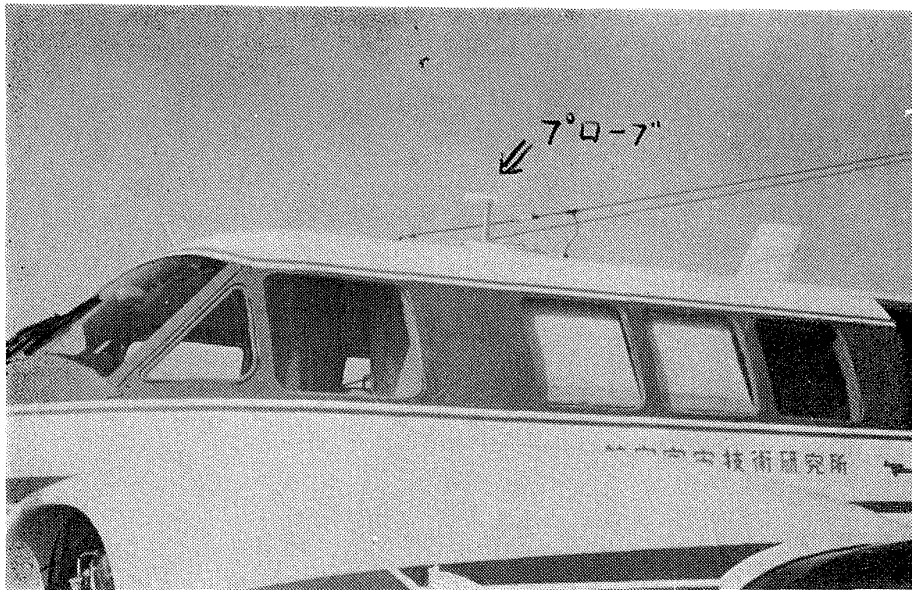


図 13 プ ロ ー プ 塔 載 状 況

9. あ と が き

この装置は当研究所機体部の依頼により試作し、(図-13)に示すように実験機に塔載して、実際に乱気流の観測に使用され、所期の目的を果たした。

本装置の環境試験にあたり、計測部より環境試験装置使用の便宜をはかっていただいた。また原動機部松木部長、タービン研究室高原室長から有益な助言をいただいた。

文 献

- 1) 竹内和之, 小野幸一, 山根皓三郎, 矢沢健二, 外崎得雄, “東北地方 太平洋沿岸航空路上における乱気流観測” 航空宇宙技術研究所 TR-222 (1970年10月)
- 2) E. R. G. Eckert and R. M. Drake : Heat and Mass Transfer (McGraw-Hill Book Company, Inc.)
- 3) R. T. Moffat : “Gas Temperature Measurement” Temperature, Its Measurement and Control in Science and Industry Vol. 3, Part2, Reinhold Publishing Co.
- 4) 電子科学 18-6, P12 (昭和43年5月)
- 5) 大月正男, 鈴木孝雄, 田畑浄治, 円居繁治 : “塔載機器用環境試験装置の特性” 航空宇宙技術研究所資料 TM-99 (1967年2月)

- | | | | |
|---------|--|-------------|------------------|
| TR-249 | 一般化 Newton-Raphson 法の計算機容量問題に
対する改良最適化アルゴリズム
Modified Optimization Algorithm for Com-
puter Storage Problems in Generalized
Newton-Raphson Method | 1971 年 10 月 | 志 甫 徹 |
| TR-250 | はりの大変形解析
Large Deflection of Cantilever Beams | 1971 年 10 月 | 多 田 保 夫, 日 下 和 夫 |
| TR-251 | 対称スピンの衛星のニュートン運動による慣
性力の場とそのニュートンダンパへの応用
Inertial Force Field Due to Nutational Motion
of Spinning Axi-symmetric Satellite and
Its Applicatin to Nutation Damper | 1971 年 11 月 | 村 上 力, 狼 嘉 彰 |
| TR-252T | A Study of Subsonic Two-Dimensional
Wall-Interference Effects in a Perforated
Wind Tunnel with Particular Reference
of the NAL 2m×2m Transonic Wind Tunnel
Inapplicability of the Conventional Bound-
ary Condition | 1972 年 1 月 | Masao EBIHARA |
| TR-253 | 圧縮性流れにおける翼型抗力の計算
A Calculation of Profile Drag of Airfoils in
Compressible Flow | 1971 年 11 月 | 石 田 洋 治 |
| TR-254 | 翼と不連続境界との干渉について
Interference Between Wing and Surface of
Velocity Discontinuity | 1971 年 11 月 | 犬 丸 矩 夫 |
| TR-255 | 地球の重力の作用下にある人工衛星の運動に関す
る研究
The Study on the Motion of a Artificial
Satellite in the Earth's Gravitatitonal
Field | 1971 年 12 月 | 武 内 澄 夫, 松 島 弘 一 |
| TR-256 | リジッドヘリコプタロータのホバリングにおける
縦揺れ減衰モーメントについて
On the Aearodynamic Damping Moment in
Pitch of a Rigid Helicopter Rotor inHo-
vering | 1971 年 11 月 | 高 沢 金 吾 |
| TR-257 | 周期的な軸力を受ける結合柱の安定
The Dynamic Stability of a Connected Rod
under Periodic Longitudinal Force | 1972 年 1 月 | 佐 野 政 明 |
| TR-258 | 三次元準最適直接式誘導法
Three Dimensional Suboptimal Explicity Gui-
dance for Space Vehicles | 1972 年 1 月 | 大 坪 孔 治 |
| TR-259 | 回転駆動振動検出型レートジャイロの研究
Study on e Rotary-Drive Vibratory-Output
Rate Gyro | 1972 年 1 月 | 山 田 博 |

航空宇宙技術研究所報告 260 号

昭和 47 年 1 月 発行

発 行 所	航空宇宙技術研究所 東京都調布市深大寺町 1880 電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(代表) 182
印 刷 所	第一印刷株式会社 東京都新宿区富久町 58
