

UDC 533.6.08:551.55:
(521).71):629.73.015

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-180

鈴鹿山脈付近における乱気流の観測

竹内和之・小野幸一・山根皓三郎

岡 遠一・外崎得雄

1969年8月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

鈴鹿山脈付近における乱気流の観測*

竹内和之**・小野幸一**・山根皓三郎**
岡 遠一***・外崎得雄**

Measurement and Analysis of Atmospheric Turbulence over the SUZUKA Mountain Range

Kazuyuki TAKEUCHI, Koichi ONO, Kosaburo YAMANE,
Tōichi OKA and Tokuo SOTOZAKI

Measurements on atmospheric turbulence were made on air route GREEN 4 over the SUZUKA Mountains, which was thought to be comparatively gusty among domestic air routes.

The experiment was carried out in cooperation with Meteorological Research Institute, but this report was concerned only with measurements made by airplane.

A tape recorder with fourteen tracks was used to record normal and horizontal accelerations and angular velocities at C. G. to give the airplane attitude, as well as the airspeed and the wind directions measured by flow vanes attached to the nose and wing tip. The wind direction was used to obtain the turbulence velocities. Temperature, altitude, and displacements of the control surfaces were also recorded.

The data were analyzed to obtain the turbulence spectrum and the relationship between the measured items including temperature.

1. はじめに

航空機が高速化し、また大型で構みやすい構造になってきたことによって、航空機の設計あるいは運航に関して、乱気流に対する考慮をより精密に行なうことが要求されるようになってきた。

大気の乱れの原因となるものは、対流、風のシャワー、あるいは地形によって誘起される波動、地面との摩擦等が考えられ、理論的な解析も行なわれているが、わが国では実際に計測された資料は少ない^(6),7)。気象庁気象研究所では、昭和41年度から航空機の航空安全におよぼす地形性乱気流の観測計画を立て、すでに富士山麓ではその観測が行なわれてきたが、昭和42年度には、国内航空路のうちで比較的乱気流が強いと言われている鈴鹿山脈を横断する航空路 Green-4 について、乱気流の観測を行なうこととなり、航空機を用いた観測を航空宇宙技術研究所が担当することとなった。

この報告は、航空機による観測を主とした、航空路 Green-4 付近の地形性乱気流の観測結果である。

2. 観測概要

図1に示す航空路 Green-4 の鈴鹿山脈を横ぎる付近について、西風が比較的強い2月下旬(昭和43年)に、気球による気象および乱気流の観測(気象研究所担当)と航空機による乱気流の観測(航空宇宙技術研究所担当)を平行して行なった。

気球による乱気流の観測は、乱気流によって変動する気球の運動を追跡して、逆に乱気流の方向、大きさ、波長等を求めるもので、乱気流の比較的長い波長成分を観測するのに適しており、これに対して、航空機による観測は、比較的短い波長の乱気流成分を観測するのに適している、と考えられる。

3. 気球による観測

気球は、つぎに示す3種のものを滋賀県水口町より放球し、三重県四日市市(四日市測候所)より観測した。詳細は文献9)を参照されたい。

(1) スーパープレッシャー気球¹⁾(定容積気球)

* 昭和44年6月20日受付

** 機体第一部

*** 飛行実験部

1 回の飛行中に、高度 2,000m 用と 3,000m 用各 1 個を放球し、飛跡を追尾解析すると共に、装着した精密気圧ゾンデの資料とあわせて、高度 2,000m、および 3,000m 付近における水平および鉛直方向風速と、風向の水平分布を計測した。

(2) レーウィンゾンデおよびパイバル気球観測

期間中毎日 8 時の定時観測と、航空機観測後 1 回の臨時観測を行ない、高度 7,000m までの水平風向風速および気温、湿度の鉛直分布を計測した。

4. 航空機による乱気流観測

4.1 航空機および飛行経路

観測に使用した航空機は、航空宇宙技術研究所所属の実験機（クインエア 65 型、操縦士 2 名、計測員 2 名、計測機材約 260 kg、主要諸元は表 1 に示す）で、名古屋空港（小牧）を基地とし、航空路 Green 4 上に図 1 に示すような check point 1~4 を定め、その間の乱気流を連続観測した。観測中は水平定常飛行（速度 130 kt (241 km/h) IAS）とし、表 2 に示すように、1 回の飛行中（Flt. No. で示す）に飛行高度を変えて 3 往復（コース No. で示す）した。

4.2 観測項目および器材

観測項目は機体の迎え角、横回り角、上下および左右の加速度、重心回りの角速度（縦揺れ、横揺れ、偏揺れ）、補助翼、方向舵、昇降舵の舵角、高度、速度、温度の 13 項目であるが、これに check point の通過等必要事項の音声記録を含めて、計 14 項目を磁気記録機に連続記録した。このブロック図を図 2 に示す。

迎え角および横回り角は、図 3 に示すポテンショメータ型ペーンを用い、これを機首（図 4 参照）および右翼端につけたブームの先端にそれぞれ取付けて計測した。

機体の加速度（上下および左右方向）は、機体のほぼ重心位置に、図 5 に示すひずみゲージ型加速度計をフェルトの緩衝材を介して取付けて計測した。

機体の角速度は 3 軸用レートジャイロによって、飛行高度、飛行速度は機体のピート管より計測した。

舵角は、3 舵共、図 6 に示すように、操縦索の動きによってスプリングを介して片持ちのアルミ板に曲げを与え、この曲げひずみをひずみゲージで検出して計測した。

温度は気象研究所で開発された抵抗線温度計（図 7 参照）を図 8 に示すように操縦席横の胴体側面に取付けて計測した。

図 9 に直流増幅器を、図 10 に機体内の機器配置を示し、表 3 に各機器の総合感度を示す。

このようにして磁気記録機に記録した資料を再生したものの代表的なものとして、Flt No. 3 のコース No. 3 および No. 4 のすべての観測項目の連続記録したものを図 11、図 12 に示す。

5. 観測結果

5.1 パワースペクトル法による航空機観測資料の解析とその結果

航空機の飛行径路上の乱気流分布を測定するには、航空機が乱気流中でも完全に水平定常飛行をしているならば、機体の迎え角および横回り角の変化（ α および β ）と、飛行速度 U から、乱気流速度の上下成分 w_g と左右成分 v_g を（ $w_g = U\alpha$ 、 $v_g = U\beta$ として）ただちに求めることができる。しかし、乱気流あるいは操縦によって機体の姿勢が変化するので、その補正をしなければならない。

航空機の水平速度 U は一定（130 kt）で、機体は乱気流速度の上下成分に対しては上下移動および縦揺れ運動のみを生じ、乱気流速度の左右成分に対しては横回りおよび横揺れ運動のみを生ずると仮定すれば、乱気流速度の上下、左右成分 w_g 、 v_g は、機体の運動による補正項を付け加えて、(1)、(2) 式^{2),7)}で表わされる（図 13）。

$$w_g = U\alpha - U \int q dt + l_1 q - \int a_z dt \quad (1)$$

$$v_g = U\beta + U \int r dt - l_2 r - \int a_y dt - g \iint p dt dt \quad (2)$$

ただし、

p, q, r : それぞれ機体の重心回りの横揺れ、縦揺れおよび偏揺れ角速度

a_z, a_y : それぞれ機体の上下および左右方向加速度

l_1, l_2 : それぞれ迎え角計、横回り角計の機体重心位置からの距離（図 13 参照）

g : 重力の加速度

このようにして求めた w_g および v_g の周波数特性および、これらと機体の迎え角、横回り角、上下加速度、左右加速度との関連性を求めるためにクロススペクトル計算を行ない、これらのパワースペクトル $P_{xx}(f)$ (f は周波数)、クロススペクトル $P_{yx}(f)$ 、周波数応答関数 $A(f)$ 、関連度（コヒーレンシ） γ^2

(f), 相対誤差 $R(f)$ を求めた。(計算の詳細は付録参照)

ここに, 入力 x および出力 y は, $w_g, v_g, \alpha, \beta, a_z, a_y$ の組み合わせとして表 4 に示す。

計算は非常に手数がかかるので, 観測資料の代表的な小部分について行なった。計算結果の一例を図 14 ~ 図 18 に示す (使用計算機は HITAC 5020)。図 14 図 15 は Flt No. 3-4 (Flt No. 3 のコース No. 4) の一部分 (表 4 の計算場所 (1) で示す) の, 図 16, 図 17 は同じ Flt No. 3-4 の他の部分 (表 4 の計算場所 (2) で示す) の計算結果であり, 図 18 は前二者とほぼ同じ部分 (全く同じ部分ではない) の w_g, v_g についての結果である。

これらの計算結果から, つぎのようなことがわかる。

(1) 乱気流速度の上下成分 w_g のパワースペクトル $P_{w_g w_g}(f)$, および左右成分 v_g のパワースペクトル $P_{v_g v_g}(f)$ は, 若干の凹凸はあるが (図 14 ~ 図 18), 大略 $f^{-5/3}$ に比例して減少している (図中の一点鎖線は $f^{-5/3}$ に相当する傾斜を示す)。これは, 1,800m 程度の低高度 (山頂高約 500m) においても一般に認められている Kolmogoroff⁶⁾ の $-5/3$ 乗説に一致することを示している。

(2) 乱気流速度の上下成分 w_g と左右成分 v_g は, 地形 (山頂高約 500m) の影響を比較的受けやすい低い高度 (約 1,800m) においても, 両者のパワーにあまり大きな差がなく (図 18), また, 関連度 $r^2(f)$ は全周波数帯域にわたって非常に低い。

(3) 乱気流速度の上下成分 w_g と迎え角計の指示 α から求めた上下速度との関連性 (図 14, 図 16) は周波数応答関数 $A(f)$ はほぼ平坦で 1 に近く, 関連度 $r^2(f)$ は, 少なくとも 5~6c/s 程度までは十分高く, 相対誤差 $R(f)$ も小さい。このことから, w_g を評価する場合に, (1) 式の計算を行なわなくとも, $w_g(t) = U\alpha(t)$ によって相当正しく (5c/s 以下の乱気流に対して) w_g を評価できることを示している。

(4) 乱気流速度の上下成分 w_g と機体の上下加速度 a_z との関連性 (図 14, 図 16) は, $A(f)$ は 3c/s 以下では 1 に比較的近いが, 前述の $w_g - \alpha$ に比べると悪く, また, $r^2(f)$ も低い。

(5) 乱気流速度の左右成分 v_g と, 横送り角計の指示 β (図 15, 図 17) は, $A(f)$ はほぼ平坦で 1 に近く 10c/s 付近まで $r^2(f)$ は高く, 相対誤差 $R(f)$ は低い。すなわち, $v_g(t) = U\beta(t)$ によって相当正しく v_g を評価できることを示している。

(6) 乱気流速度の左右成分 v_g と, 機体の左右加速度 a_y (図 15, 図 17) については, 関連度 $r^2(f)$ はほとんど 0 に近く, 相対誤差も大きいので, v_g を評価するのに a_y を用いることは適当ではない。

以上は, 測定した資料の代表的な小部分についての解析であるが, これらのことから, 今回の観測資料を解析するにあたって, 乱気流速度の上下成分に対しては迎え角計の指示 α を, 左右成分に対しては横送り角計の指示 β をそのまま用いても十分に信頼しうる資料となりうることを確認された。

5.2 観測当日の風速, 気温等

観測は表 2 に示す 4 日間にわたり, 1 日 2~3 時間の飛行によって行なわれた。当日の風速を図 19 に示す。航空機による観測値 (○印) は, check point 間の通過に要した時間と, 航空機の対気速度から求めたもので, Green 4 に沿った方向 (約 290°) の風速成分を示すものである。9 時に放球したレーウィンゾンデの観測値 (・印) とよい対応を示している。

観測飛行中の温度を, 1 つのコースを飛行中の温度変動幅と共に図 20 に示す。雲の状態は, Flt No. 1 と No. 2 の両日がほぼ同様で, 図 21 に示すように, コース上ではほぼ同様であったが, Flt. No. 3 では鈴鹿山脈の西に一面の雲があり, 鈴鹿山脈の東では全く雲がない晴天 (図 22, 図 23) であった。

これらの天候状態をまとめて表 5 に示す。

5.3 乱気流の強さの観測結果

航空機での観測中の短波長乱気流 (航空機に上下速度として感じる約 200m 以下の波長の乱気流) の存在, および長波長乱気流 (航空機の飛行を水平高度に保つためのエンジンパワーコントロールの程度から判断したもので約 100m 以上の波長の乱気流と考えられるもの) の存在の概略は, 表 5 に示すとおりである。

表 5 を見ると長波長乱気流の存在は, とくに Flt No. 2 において経験されたが, この日は風速および wind shear が他に比べて大きい日であった。これは米国での実測例⁹⁾ の条件*に合っている。波長が短く, 山頂の影響で生じたと見られる乱気流は, Flt No. 3 で経験されたが, この日は, 1 コース中での温度変動が大きく, lapse rate も若干他と比べて大きい日であ

* 米国の実測例で特にひどい乱れが認められたのは, (1) 山頂近くの高度の風速が 15 m/s 以上のとき (2) 風向が山の稜線にほぼ直角であるとき, (3) wind shear が山頂近くで 4 m/s/km であるとき。であったと述べている。

ったが、風はほとんどない日であった。

つぎに、各々の飛行経路中での場所による乱気流の強さの分布を少し詳細に調べるために、横切り角計の指示 β に対して整理したものの一例を図 24 に示す。(5.1 節に示したように、 β は乱気流速度の左右成分 v_y にほぼ 1 対 1 で対応する。)

図 24 は、Flt No. 1 および Flt. No. 3 の各コースについて β の値を 1/100 秒ごとに読みとり、その 10 秒間ごとの二乗平均値平方根(RMS 値) σ_L を、そのコース全体の RMS 値 σ で正準化して示したものである。この図から Flt No. 3 においては、2km 以下の高度では明らかに山頂の影響が見られるが、Flt No. 1 では、山頂の影響は表われていない。(図 24 には示さなかったが、Flt No. 2 および Flt No. 4 は共に Flt No. 1 と同様に山頂の影響は認められなかった。) また、この図には、温度の変化が急激に 5°C 以上変化した場所も同時に示している。(温度変動が幅 10 秒以下の台形のことを pulse 状変化と呼び、10 秒以上の台形あるいは階段状のものを step 状の変化として区別して示している。) この温度の変動が乱気流の存在とどのような関連性があるかは、図 24 からは判然としない。

温度変動の生のデータの例として Flt No. 3-3 と 3-4 の場合を、他の観測項目と共に、図 11、図 12 において見る事ができる。check point 3 の山頂の少し東側の位置で大きな上下加速度 a_z が間欠的に生じ、同時に温度変動も比較的大きなものが生じている。しかし、温度の変動と上下加速度の変動の間には、関連性がある場合もあり、あまり関連性がない場合もあるようである。

以上のような温度を含めた各計測値間の関連性を全体的に眺めるために、図 24 をかく際に用いたと同様の手法を用いて、お互いの相関係数を計算した結果が図 25 である。すなわち、乱気流速度の上下、左右、前後の成分にそれぞれ相当すると考えられる、 α , β , u (ピトー管によって測定された速度変動) および a_z , a_y , さらに温度 T の 6 項目について、各データを 1/100 秒ごとに読みとり、その 10 秒間の 2 乗平均値平方根 σ_L の相互間の相関係数を計算した。 a_z の温度 T 以外の項目に対する相関係数は(図 25 の上図)、4.3 節の詳細な解析と同様に相当大きいことが認められる。温度 T に対する他の 5 項目の相関係数(図 25 の下図)を見ると、Flt No. 3-1 および 3-2 以外では若干の関連性が認められ、とくに Flt No. 3-3 で

は相当明瞭な関連性が認められる。Flt No. 3-1 および 3-2 では、ほとんど乱気流の存在がないような状態であったのに比べ、Flt No. 3-3 ではもっとも強い乱気流が存在した状態であったことと考え合わせると、大きな乱気流が存在するような状態では、温度変動と乱気流の存在との間には、かなり大きな関連性があると考えてよいのかもしれない。

6. ま と め

航空機を用いて、比較的乱気流によく遭遇すると言われている航空路 Green 4 の鈴鹿山脈付近の乱気流を 4 日間にわたって観測した。観測日数も少なく、また、強い乱気流が存在する好適な天候に必ずしも恵まれなかったので一般的な結論とはなりえないが、えられた結果を列記すると、

(1) 乱気流速度の上下および左右成分のパワースペクトルは、大略 $f^{-5/3}$ (f : 周波数) に比例して減少することが認められた。

(2) 乱気流速度の上下成分と左右成分は、そのパワーはほぼ 1 対 1 に対応しているが、それらの間に関連性は認められない。

(3) 長波長乱気流の存在は、風速および wind shear が大きい時に認められた。

(4) 短波長乱気流の存在する場合に、相当急激な温度変動を経験した。また、温度変動と乱気流の存在との間には、何らかの関係があることが認められた。

乱気流の研究は、航空機にとって重要であり、今後とも適切な観測が行なわれ、乱気流の本質を追求すると共に、航空機運航に際する乱気流の予告法等が確立されることを期待する。

7. む す び

この研究には、終始気象研究所の各位(大田正次*, 相馬清二**氏等)および荒木浩***部長の御指導をいただいた。航空機操縦担当の後藤芳夫****課長、照井祐之****技官には、実験上にも種々の適切な助言をいただいた。また、名古屋空港の航空測候所(牛山卯太郎所長)空港事務所(西村正美空港長)の方々には、一方ならぬお世話をいただいた。各位に厚くお礼申し上げる次第である。

* 気象研究所物理気象研究部長

** 気象研究所物理気象研究部第一研究室長

*** 機体第一部

**** 飛行実験部

付録 クロススペクトル計算手順

(1) 自己相関関数および相互相関関数を求める。

入力 x の自己相関関数

$$C_{xx}(l\Delta t) = \frac{1}{M} \sum_{n=1}^{M-l} \tilde{x}((l+n)\Delta t) \cdot \tilde{x}(n\Delta t)$$

$$l=0, 1, 2, \dots, h$$

出力 y の自己相関関数

$$C_{yy}(l\Delta t) = \frac{1}{M} \sum_{n=1}^{M-l} \tilde{y}((l+n)\Delta t) \cdot \tilde{y}(n\Delta t)$$

$$l=0, 1, 2, \dots, h$$

x, y の相互相関関数

$$C_{yx}(l\Delta t) = \frac{1}{M} \sum_{n=1}^{M-l} \tilde{y}((l+n)\Delta t) \cdot \tilde{x}(n\Delta t) \quad (l \geq 0)$$

$$= \frac{1}{M} \sum_{n=-l+1}^M \tilde{y}((l+n)\Delta t) \cdot \tilde{x}(n\Delta t) \quad (l < 0)$$

$$l = -h, h+1, \dots, -1, 0, 1, \dots, h-1, h+1, \dots, h+H$$

ただし

$$\tilde{x}(n\Delta t) = x(n\Delta t) - \bar{x}$$

$$\bar{x} = \frac{1}{M} \sum_{n=1}^M x(n\Delta t)$$

$$\tilde{y}(n\Delta t) = y(n\Delta t) - \bar{y}$$

$$\bar{y} = \frac{1}{M} \sum_{n=1}^M y(n\Delta t)$$

(2) フーリエ変換を行なう。

$$P_{xx}\left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right) = \Delta t \left\{ C_{xx}(0) + 2 \sum_{l=1}^{h-1} C_{xx}(l\Delta t) \right. \\ \left. \times \cos\left(2\pi \frac{r}{2h} l\right) + (-1)^r \cdot C_{xx}(h\Delta t) \right\}$$

$$r=0, 1, 2, \dots, h$$

$$P_{yy}\left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right) = \Delta t \left\{ C_{yy}(0) + 2 \sum_{l=1}^{h-1} C_{yy}(l\Delta t) \right. \\ \left. \times \cos\left(2\pi \frac{r}{2h} l\right) + (-1)^r \cdot C_{yy}(h\Delta t) \right\}$$

$$r=0, 1, 2, \dots, h$$

$$P_{yx,k}\left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right) = \bar{C}_{yx,k}\left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right) \\ + i \bar{S}_{yx,k}\left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right)$$

$$r=0, 1, 2, \dots, h$$

として

$$\bar{C}_{yx,k}\left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right) = \Delta t \left\{ C^+_{yx,k}(0) + 2 \sum_{l=1}^{h-1} C^+_{yx,k}(l\Delta t) \right. \\ \left. \times \cos\left(2\pi \frac{r}{2h} l\right) + (-1)^r C^+_{yx,k}(h\Delta t) \right\}$$

$$C^+_{yx,k}(l\Delta t) = \frac{1}{2} \{ C_{yx}((k+l)\Delta t) + C_{yx}((k-l)\Delta t) \}$$

$$\bar{S}_{yx,k}\left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right) = -\Delta t \left\{ 2 \sum_{l=1}^{h-1} C^-_{yx,k}(l\Delta t) \right. \\ \left. \times \sin\left(2\pi \frac{r}{2h} l\right) \right\}$$

$$C^-_{yx,k}(l\Delta t) = \frac{1}{2} \{ C_{yx}((k+l)\Delta t) - C_{yx}((k-l)\Delta t) \}$$

(3) WINDOW をかけてパワースペクトル, クロススペクトルを求める。

x のパワースペクトル

$$\hat{P}_{xx}\left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right) = \sum_{n=-j}^j a_n P_{xx}\left(\frac{r-n}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right)$$

$$r=0, 1, 2, \dots, h$$

ただし

$$P_{xx}\left(\frac{-r}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right) = P_{xx}\left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right)$$

$$P_{xx}\left(\frac{h+r}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right) = P_{xx}\left(\frac{h-r}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right)$$

y のパワースペクトル

$$\hat{P}_{yy}\left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right) = \sum_{n=-j}^j a_n P_{yy}\left(\frac{r-n}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right)$$

$$r=0, 1, 2, \dots, h$$

ただし

$$P_{yy}\left(\frac{-r}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right) = P_{yy}\left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right)$$

$$P_{yy}\left(\frac{h+r}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right) = P_{yy}\left(\frac{h-r}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right)$$

x, y のクロススペクトル (位相未修正)

$$\hat{P}_{yx,k}\left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right) = \hat{C}_{yx,k}\left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right) + i \hat{S}_{yx,k}\left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right)$$

$$r=0, 1, 2, \dots, h$$

として

$$\hat{C}_{yx,k}\left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right) = \sum_{n=-j}^j a_n \bar{C}_{yx,k}\left(\frac{r-n}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right)$$

ただし

$$\bar{C}_{yx,k}\left(\frac{-r}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right) = \bar{C}_{yx,k}\left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right)$$

$$\bar{C}_{yx,k}\left(\frac{h+r}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right) = \bar{C}_{yx,k}\left(\frac{h-r}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right)$$

$$\hat{S}_{yx,k}\left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right) = \sum_{n=-j}^j a_n \bar{S}_{yx,k}\left(\frac{r-n}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right)$$

ただし

$$\bar{S}_{yx,k}\left(\frac{-r}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right) = -\bar{S}_{yx,k}\left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t}\right)$$

(注) \wedge 印は推定値であることを示す。

$$\bar{S}_{yx, k} \left(\frac{h+r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right) = -\bar{S}_{yx, k} \left(\frac{h-r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right)$$

(4) クロススペクトルの k による位相のずれを修正する。

x, y のクロススペクトル

$$\hat{P}_{yx} \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right) = \hat{C}_{yx} \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right) + i \hat{S}_{yx} \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right)$$

$$r=0, 1, 2, \dots, h$$

として

$$\hat{C}_{yx} \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right) = \cos \left(2\pi \frac{r}{2h} k \right) \hat{C}_{yx, k} \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right)$$

$$+ \sin \left(2\pi \frac{r}{2h} k \right) \hat{S}_{yx, k} \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right)$$

$$\hat{S}_{yx} \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right) = \cos \left(2\pi \frac{r}{2h} k \right) \hat{S}_{yx, k} \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right)$$

$$- \sin \left(2\pi \frac{r}{2h} k \right) \hat{C}_{yx, k} \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right)$$

(5) 周波数応答関数を求める。

$$\hat{A} \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right) = \hat{P}_{yx} \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right) / \hat{P}_{xx} \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right)$$

$$r=0, 1, 2, \dots, h$$

振幅ゲイン

$$\left| \hat{A} \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right) \right|$$

$$= \sqrt{\left\{ \hat{C}_{yx} \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right) / \hat{P}_{xx} \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right) \right\}^2$$

$$+ \left\{ \hat{S}_{yx} \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right) / \hat{P}_{xx} \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right) \right\}^2}$$

位相遅れ

$$\hat{\phi} \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right) = \tan^{-1} \left\{ \hat{S}_{yx} \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right) / \hat{C}_{yx} \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right) \right\}$$

(6) 関連度 (コヒーレンシー) 求める

関連度

$$\hat{r}^2 \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right)$$

$$= \left| \hat{A} \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right) \right|^2 / \left\{ \hat{P}_{yy} \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right) / \hat{P}_{xx} \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right) \right\}$$

$$r=0, 1, 2, \dots, h$$

(7) 相対誤差を求める。

$\left| \hat{A} \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right) \right|$, $\hat{\phi} \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right)$ が, 同時にそれぞれ $\left| \hat{A} \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right) \right| \left\{ 1 \pm R \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right) \right\}$, $\hat{\phi} \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right) \pm \sin^{-1}$ $\times \left\{ R \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right) \right\}$ の範囲に入る確率が δ 以上であるような誤差に対する評価として

相対誤差

$$\hat{R} \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right)$$

$$= \sqrt{\frac{1}{n-1} \left\{ \left(1 / \hat{r}^2 \left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta t} \right) \right) - 1 \right\} \cdot F(\delta, 2, 2(n-1))}$$

ただし

$$n \text{ は } \frac{M}{h} \frac{1}{2 \sum_{n=-j}^j a_n^2}$$

に最も近い整数

$F(\delta, 2, 2(n-1))$ は $F_{2^2(n-1)}$ が自由度 $2, 2(n-1)$ の分布にしたがうものとして $Pr_{\text{od}} \{ F_{2^2(n-1)} \leq F(\delta, 2, 2(n-1)) \} = \delta$ によって定まる値。

以上の計算に用いたパラメータの値は表A-1に示す。ウィンドーは, 表A-2に示す W_1, W_2, W_3 の3種について検討した結果, 図14~図18には W_2 を用いた計算結果が示してある。

クロススペクトル計算に用いた入力 x と出力 y (表4参照) の関係は, w_g と a_z を例にとれば図A-1のように表わされる。すなわち, 航空機Aに対する入力としては, 乱気流速度の上下成分 w_g と, その他のノイズ N があり, 機体につけた上下加速度計による計測値 a_z としてでてくる出力は, w_g による系の線型応答 a_{zL} と非線型応答および N による応答を含めた a_{zN} から成り立っていると考えられる。したがって, クロススペクトル計算から求まる w_g と a_z との関連度 $r^2(f)$ は a_z の全パワーのうち a_{zL} のパワーがしめる割合を示すことになるので, w_g と a_z との関連度 $r^2(f)$ が高い程 a_z から w_g を推定する場合に精度のよい結果がえられるといえる。しかし, 図A-2に示すように, a_z を計測する場合に, 入力に関係のない計測誤差 Δa_z が入ると, (1) 式によって w_g を計算するとき Δa_z が w_g の中にフィードバックされてしまうので, Δa_z が大きい程 w_g と a_z の関連度 $r^2(f)$ が大きく計算されてしまうので注意しなければならない。

文 献

- 1) Hiroshi Akaike: Statistical Measurement of Frequency Response Function. Annals of the Institute of Statistical Mathematics, Supplement III, 1964
- 2) Shun Takeda: Experimental Studies on the Airplane Response to the Side Gusts. Annals of the Institute of Statistical Mathematics Supplement III, 1964
- 3) J.W. Jones: High Intensity Gust Investigation. Boeing Flight Test Activities Report D-12373, 1964

- 4) D.R. Booker and L.W. Cooper: Superpressure Balloons for Weather Research. Jour. Appl. Meteor., April, 1964
- 5) James Taylor: Manual on Aircraft Loads. AGARDograph 83, Pergamon Press, 1965
- 6) 竹内和之, 小野幸一, 山根皓三郎: 高度 500 フィートないし 10,000 フィートにおける上下突風の測定および解析, 航空宇宙技術研究所報告 TR-58, 1964年1月
- 7) 小野幸一, 山根皓三郎: 垂直突風および航空機の空風応答に関する実験的研究, 航空宇宙技術研究所報告 TR-89, 1965年6月
- 8) 竹内和之, 山根皓三郎: 航空機に係る突風について, 日本航空学会誌, 第16巻, 第173号, 1968年6月
- 9) 大田正次, 伊藤朋之: 鈴鹿山脈の山越え気流の研究, 日本気象学会秋期大会予稿集, 1968年10月および相馬清二, 江口 博: 山越え気流の観測について, 日本気象学会秋期大会予稿集, 1968年10月

表 1 実験機主要諸元

翼面積	25.74 m ²
翼面荷重 (総重量)	135.84 kg/m ²
全幅	13.98 m
全長	10.16 m
全高	4.32 m

表 2 飛行高度, 飛行方向

Flt. No.	月 日	コース No.						
		時間	1	2	3	4	5	6
1	43年 2月23日	時分 10.33~12.26	km 3.8	2.9	2.0	1.3	2.7*	2.7*
2	25日	10.28~12.57	3.8	2.9	2.3	2.6	2.6	2.6*
3	26日	13.26~15.05	3.8	2.9	2.0	1.8	1.8	1.8*
4	28日	11.46~13.12	3.8	2.9	2.0	1.7	1.7	1.7*
		飛行方向	W←E	W→E	W←E	W→E	W←E	W→E

飛行航路は航空路 GREEN 4 の中心に沿う。ただし, * 印は GREEN 4 に平行に 10km 北側。

表 3 観測器総合感度

観測項目	総合感度	備考
補助翼舵角	0.1 V/deg	左補助翼に取付
方向舵舵角	0.08 V/deg	
昇降舵舵角	0.1 V/deg	左昇降舵に取付
迎え角	0.1 V/deg	
横揺り角	0.1 V/deg	} 抵抗約 2kΩ, 周波数特性約 15c/s まで平坦
上下加速度	1.1 V/g	
左右加速度	3.5 V/g	} 2g 用加速度計, 周波数特性約 20c/s まで平坦
縦揺れ角速度	0.08 V/deg/s	
横揺れ角速度	0.08 V/deg/s	
偏揺れ角速度	0.08 V/deg/s	
高度	0.9 V/1,000 m	
速度	0.06 V/kt	
温度	0.2 V/°C	测温部抵抗 13Ω

注) 総合感度はセンサーから磁気記録機 (最大入力レベル ±1.0V rms) の入力までの感度

表 4 パワースペクトル計算を行なった入出力項目

x	w_g		v_g		w_g		v_g		v_g
y	α	a_z	β	a_y	α	a_z	β	a_y	w_g
参 照 図	図 14		図 15		図 16		図 17		図 18
計 算 場 所	(1)				(2)				(1) (2)

表 5 観測概略

Flt. No.	風		気 温		雲 の 状 態	乱 気 流 の 存 在	
	風速*	Wind Shear	lapse rate	コース中の 変動(最大)		短 波 長	長波長
1	m/s 5~20	中	°C/km 4.7	°C 3	高度 1.5~2km で 雲量約 6	高度 2km 以下で若干 (2m/s 程度)	中
2	10~40	大	3.1	6.5	高度 1.5~2km で 雲量約 8	高度 2.6km 以下で若 干 (2m/s 程度)	大
3	-5~15	小	6.6	10.5	高度 1.5km 以下で 山の西は雲東は晴	高度 2km 以下で山頂 付近で 6m/s程度	中
4	0~15	小	5.3	2	ほとんどなし	ほとんどなし	小

* 西風を正符号で表わす。

表 A-1 計算に用いたパラメータの値

Δt	データのサンプリング間隔	0.02 s
$M\Delta t$	データの長さ	10.24 s
h	相関関数計算点数	51
H	位相修正計算のための点数	0
k	位相修正計算のための正の整数	0
δ		0.95
a_n	スペクトルウィンドウの係数	表 A-2 参照

表 A-2 スペクトルウィンドウの係数 a_n

ウィンドウの種類		W_1	W_2	W_3
a_n	a_0	0.5132	0.6398	0.7029
	$a_1=a_{-1}$	0.2434	0.2401	0.2228
	$a_2=a_{-1}$	0	-0.0600	-0.0891
	$a_3=a_{-3}$	0	0	0.0149
	$a_4=a_{-4}=\dots$	0	0	0

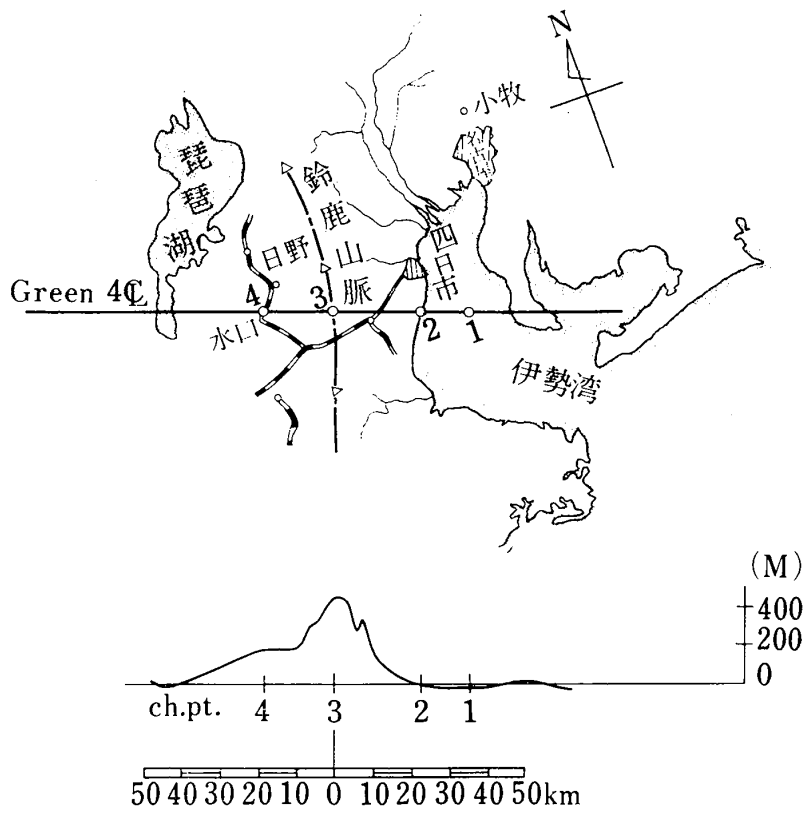


図1 観測航路

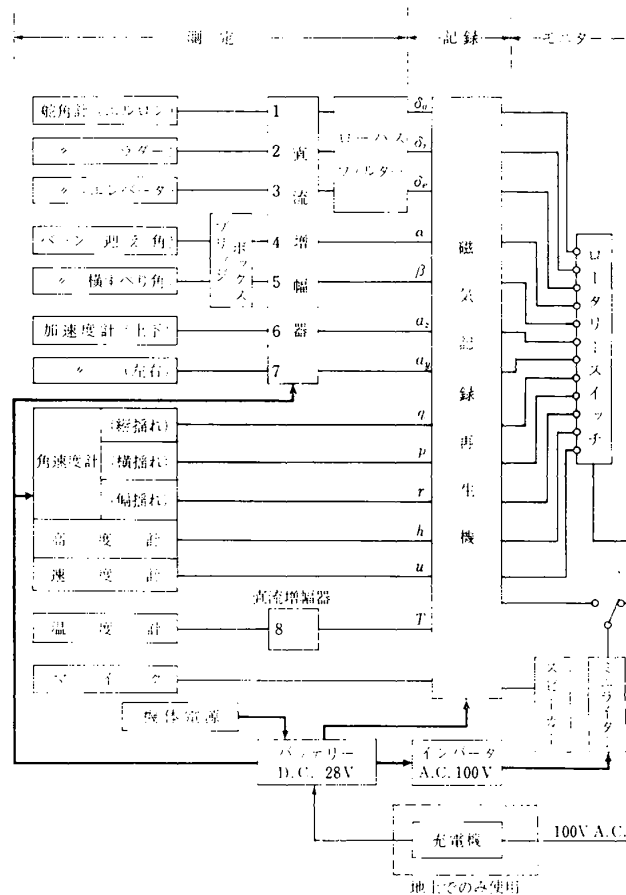


図2 計測法概略



図 3 迎え角計, 横送り角計

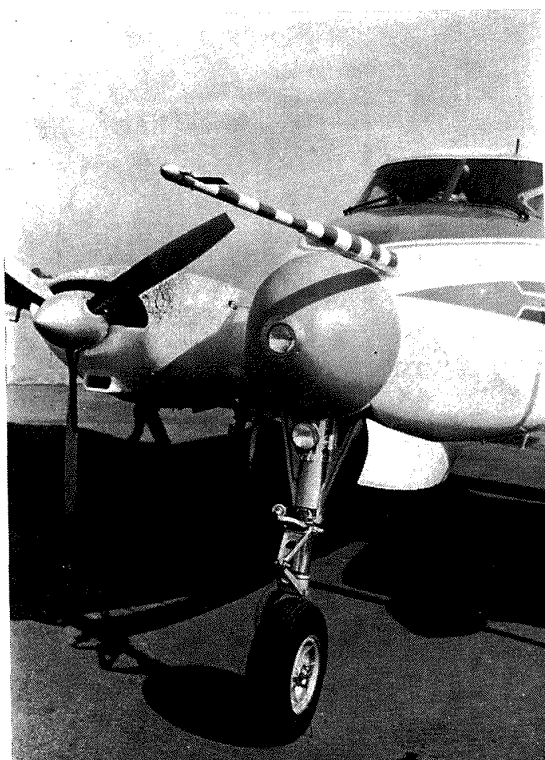


図 4 迎え角計取付状態

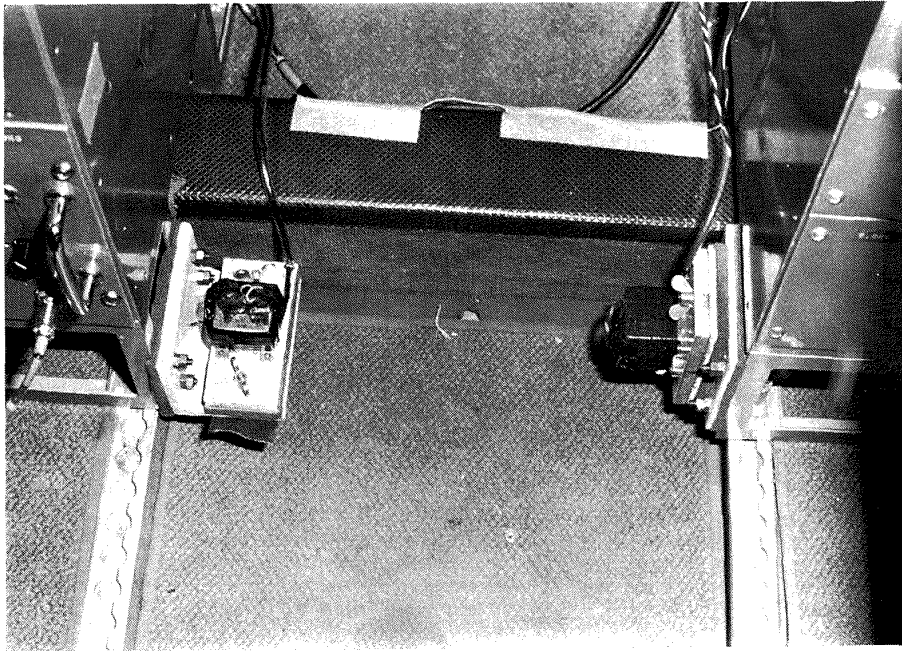


図 5 加速度計（写真左が左右加速度計，右が上下加速度計）

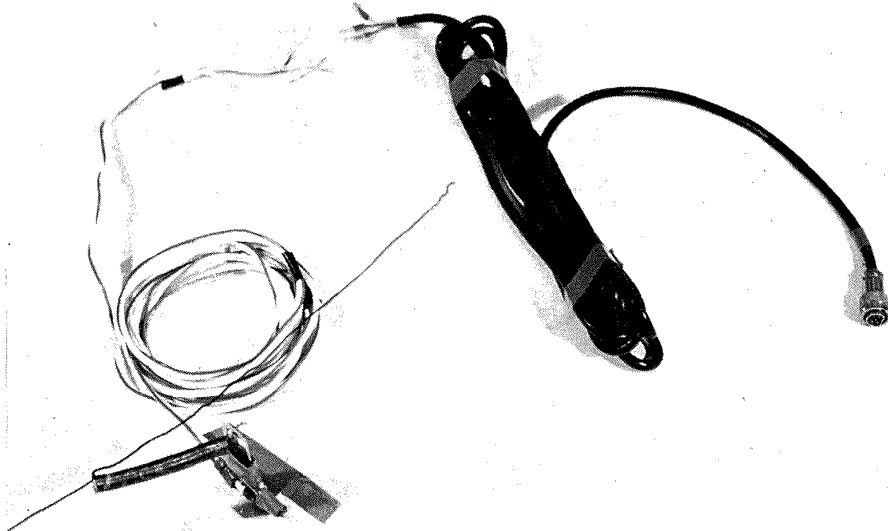


図 6 舵角計



図 7 抵抗線温度計

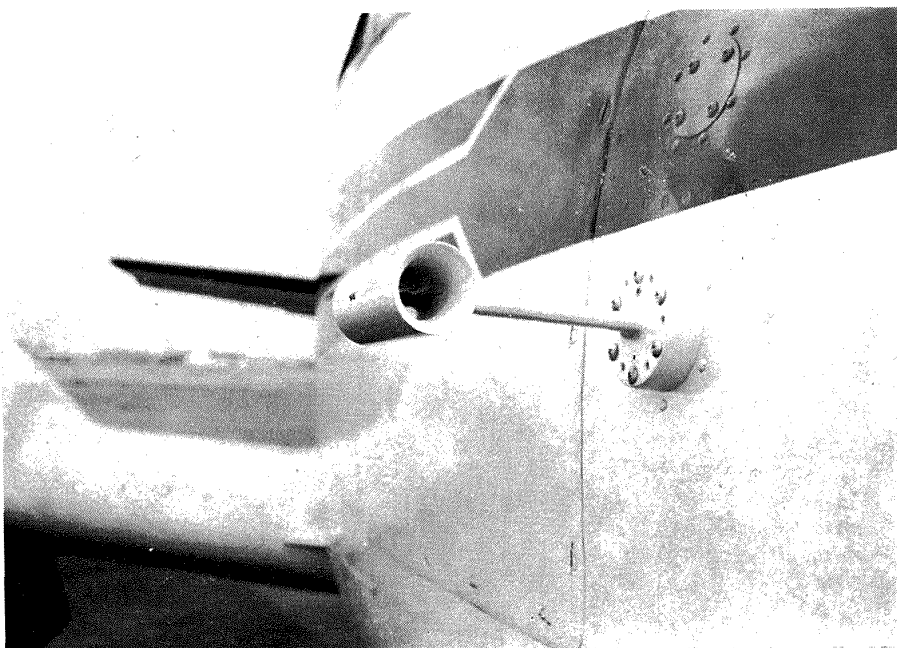


図 8 温度計機体取付状態

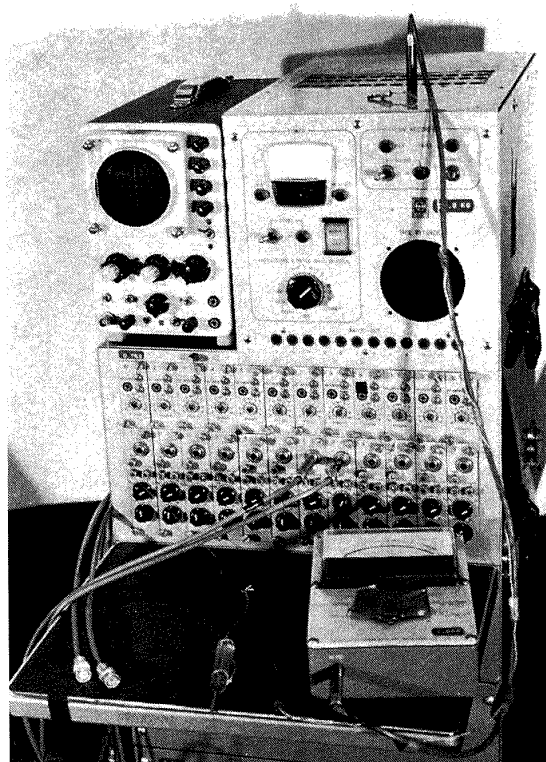


図 9 直流増幅器



図 10 計測器の機内配置

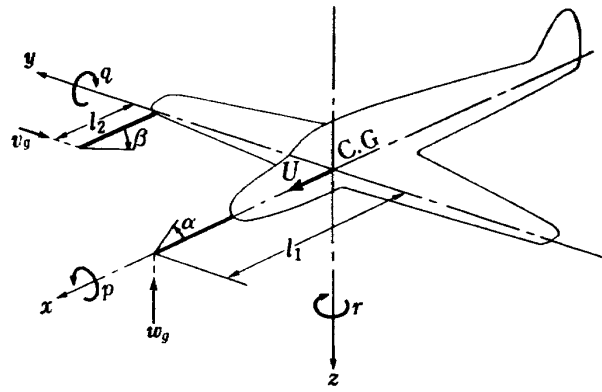


図 13 機体運動に対する記号

$w_g - \alpha$ の相関

$w_g - a_z$ の相関

3-4-(1)

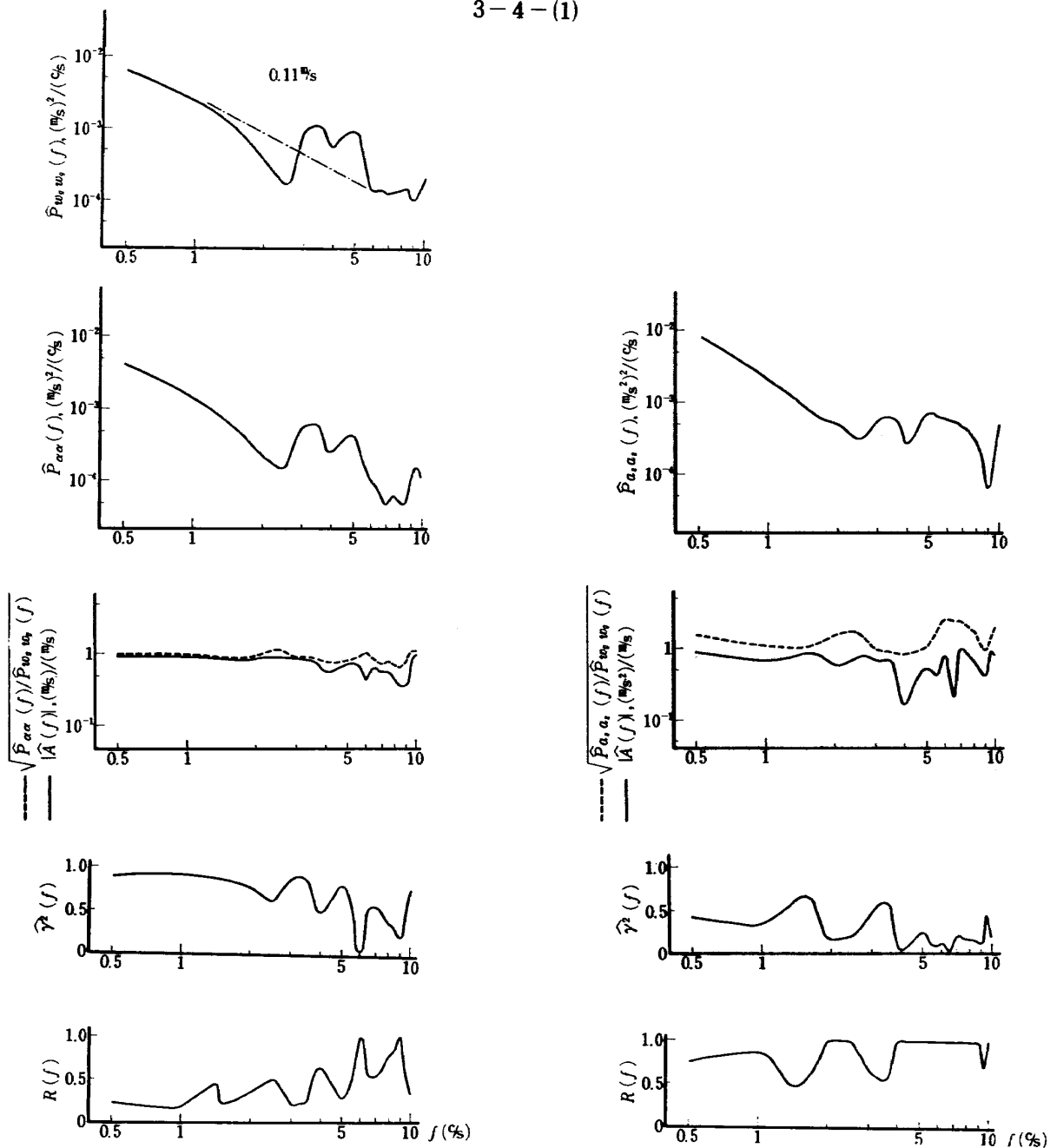


図 14 パワースペクトル計算結果 (その 1)

$v_g - \beta$ の相関

$v_g - a_y$ の相関

3-4-(1)

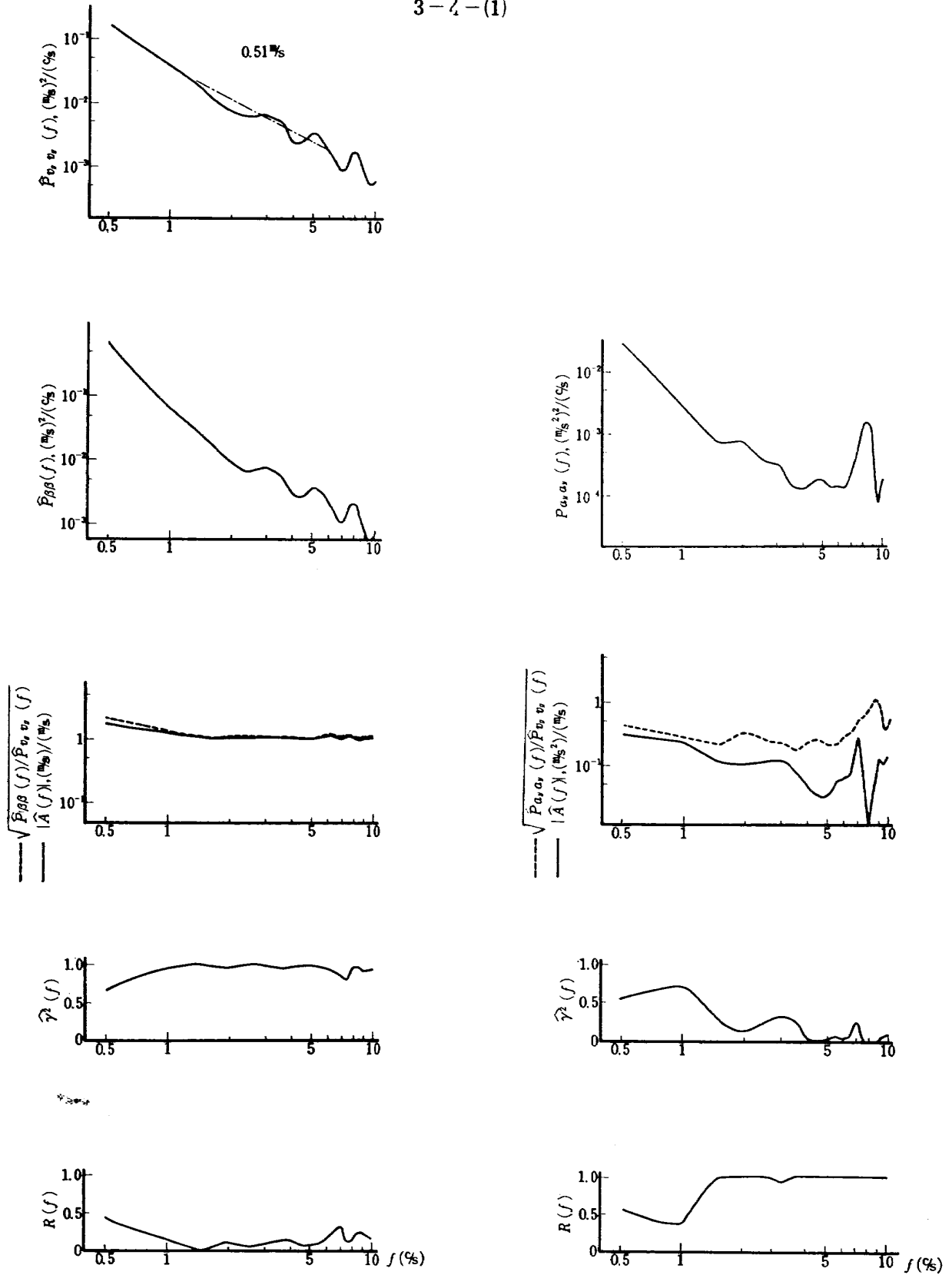


図 15 パワースペクトル計算結果 (その 2)

$w_g - \alpha$ の相関

$w_g - a_z$ の相関

3-4-(2)

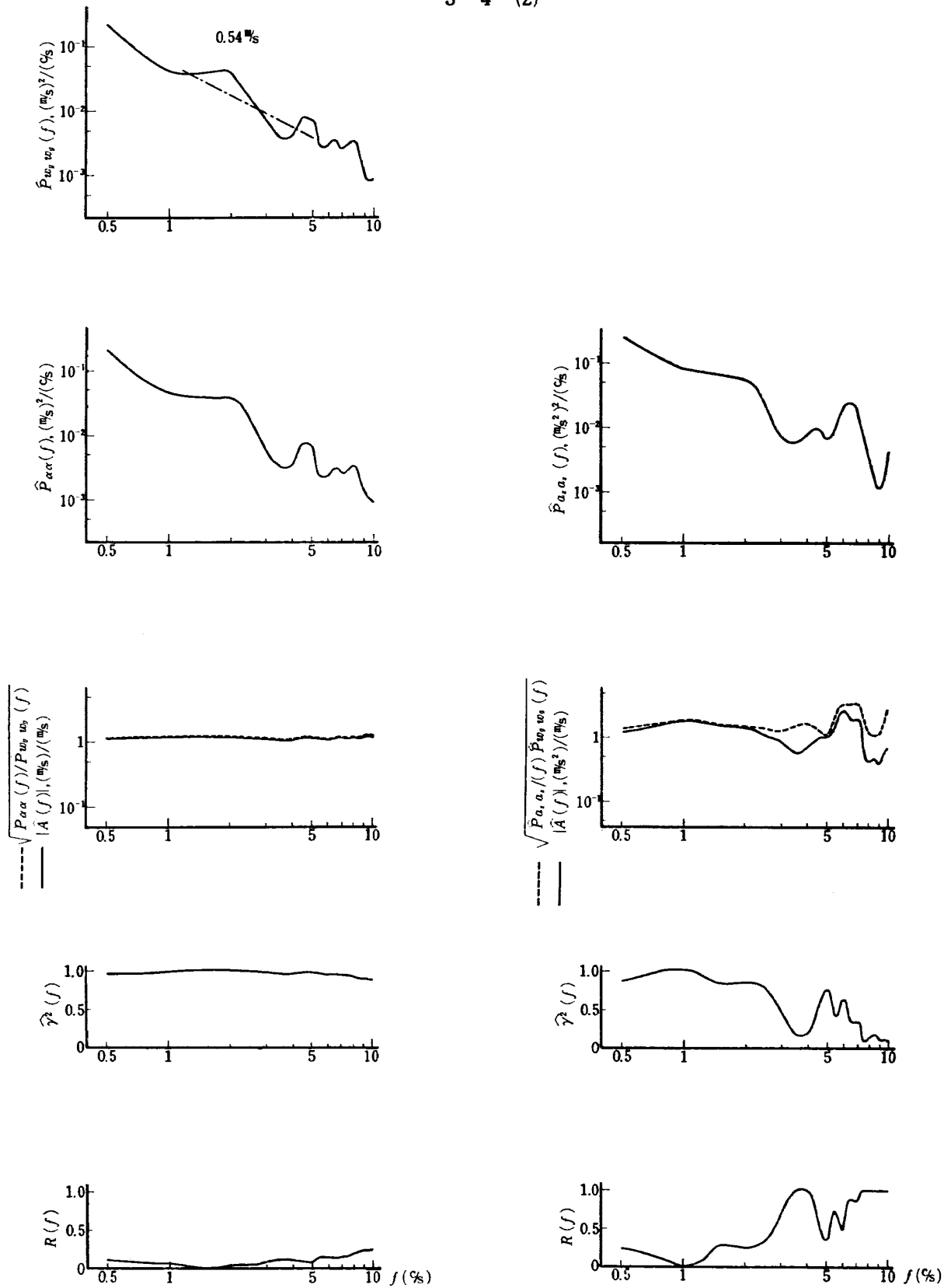


図 16 パワースペクトル計算結果 (その3)

$v_y - \beta$ の相関

$v_y - a_y$ の相関

3-4-(2)

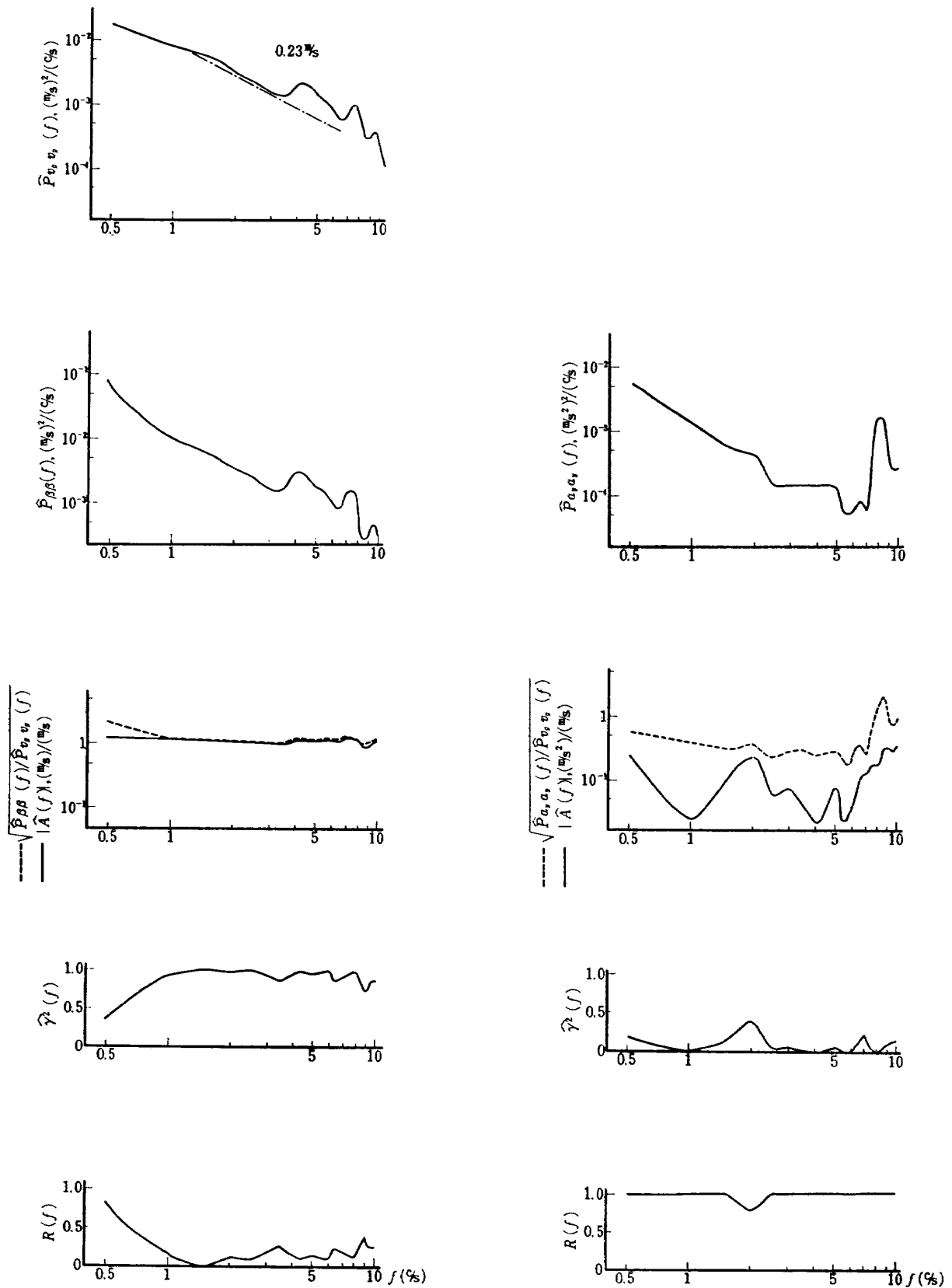


図 17 パワースペクトル計算結果 (その 4)

$v_g - w_g$ の相関

3-4-(1)

3-4-(2)

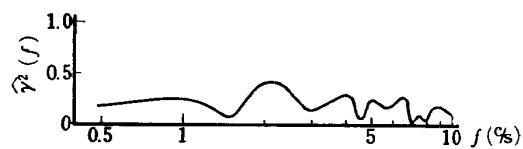
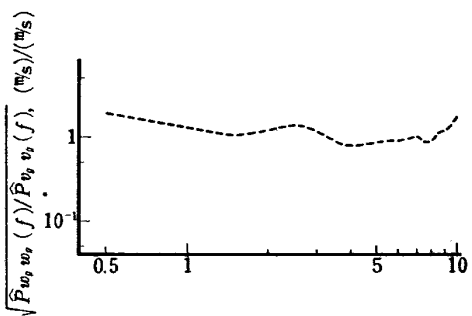
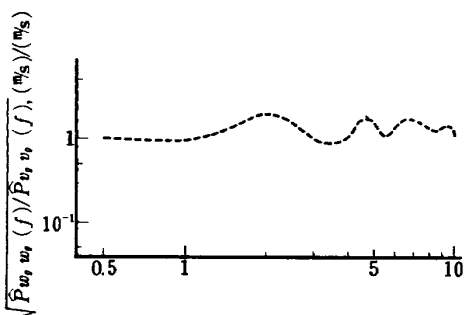
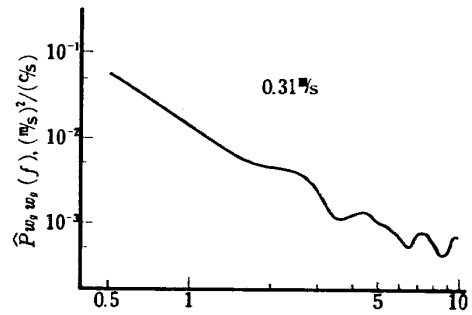
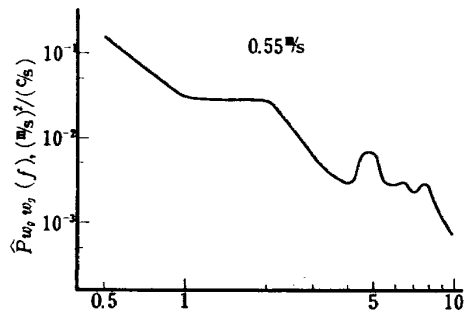
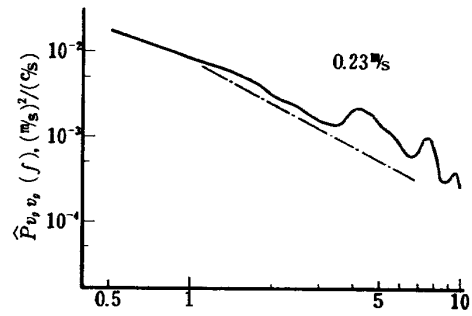
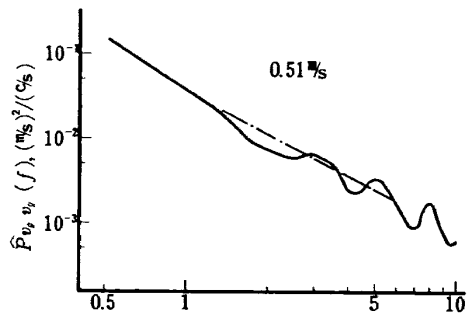


図 18 パワースペクトル計算結果 (その 5)

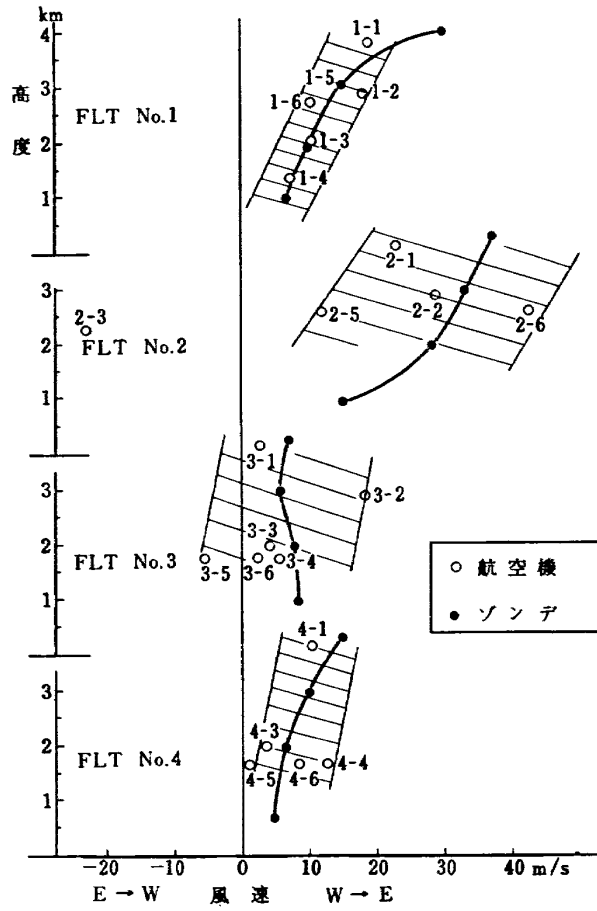


図 19 風速観測資料

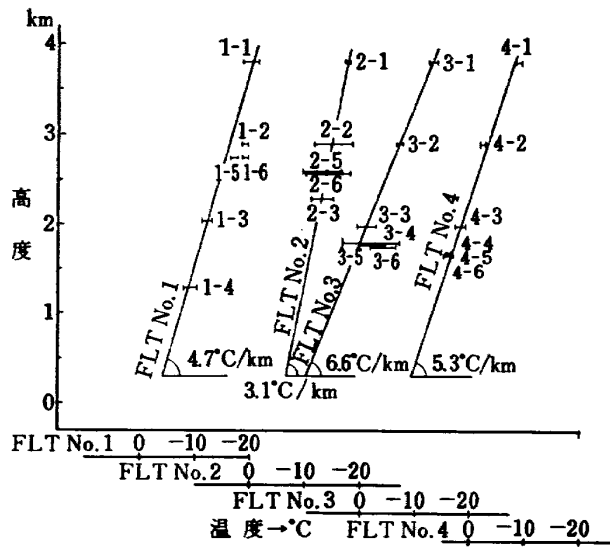


図 20 温度観測資料



図 21 Flt No. 2 における雲の状態 (高度 3.8 km より撮影)



図 22 Flt No. 3 における雲の状態 (高度 3.8 km より撮影)

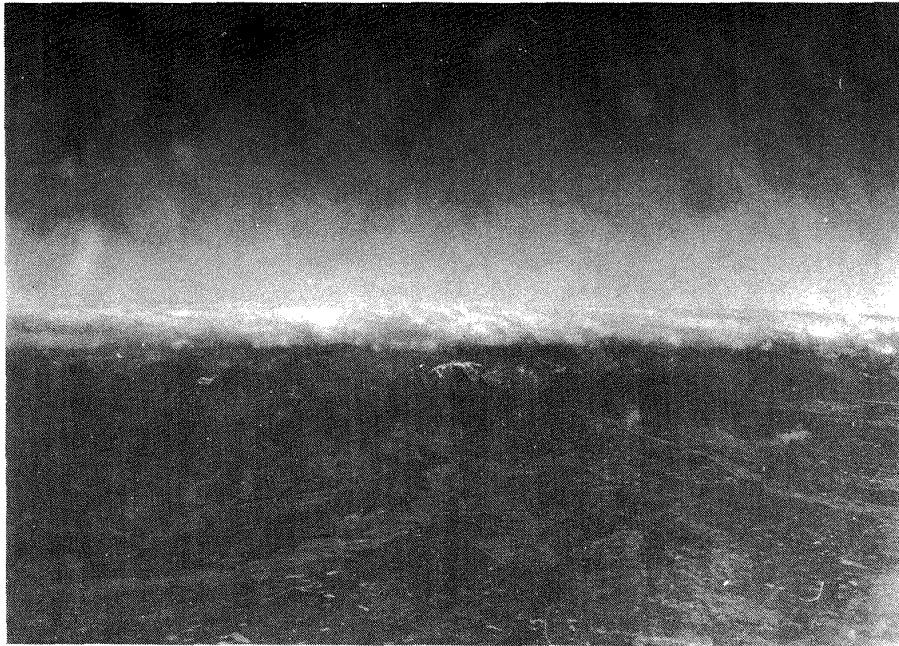


図 23 Flt No. 3 における雲の状態 (高度 1.8 km より撮影)

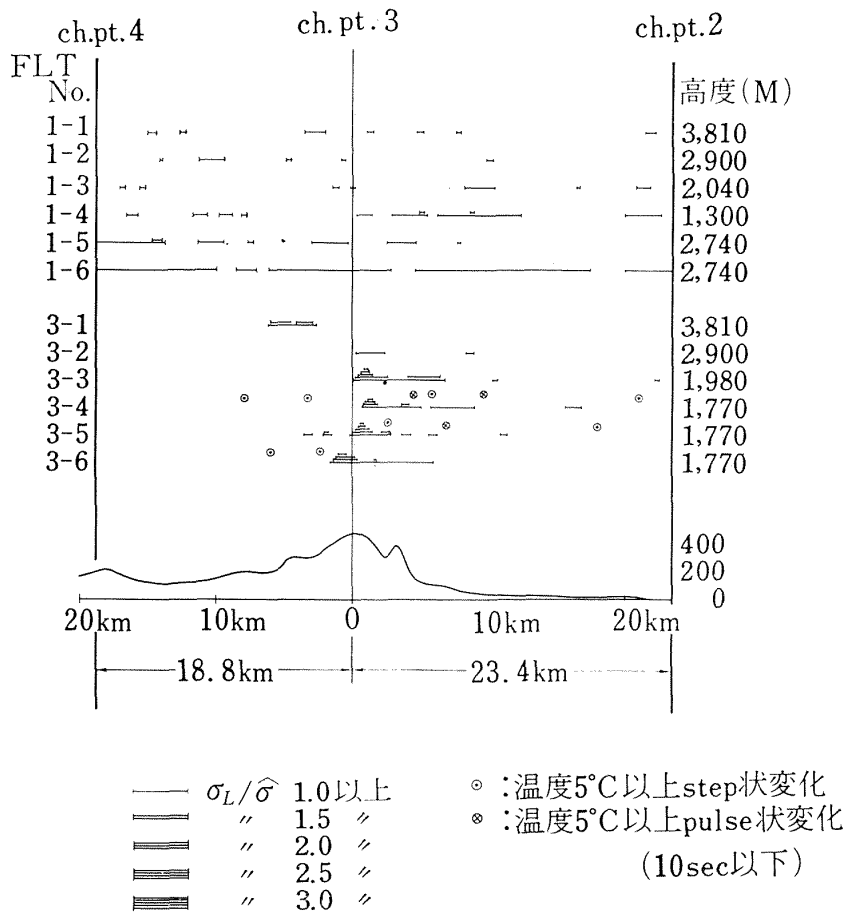


図 24 β の変動が大きい概略位置

β のローカル (10 sec 間) RMS 値より読みとったもの

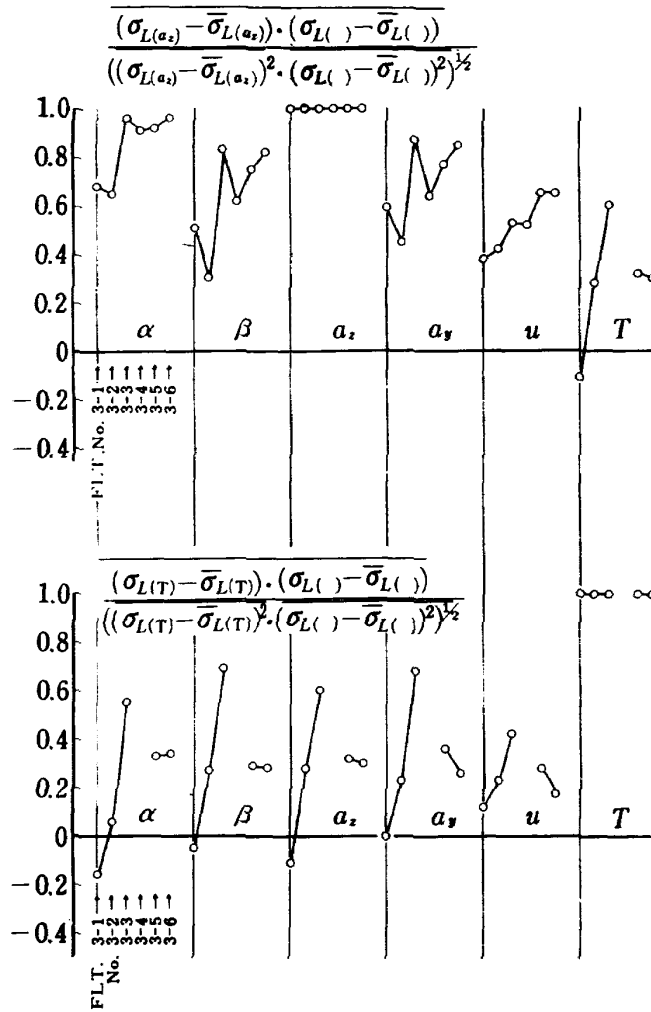


図 25 各計測値間の関連性

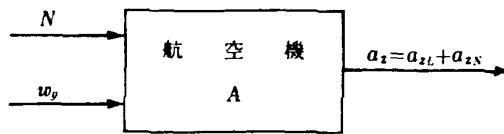


図 A-1

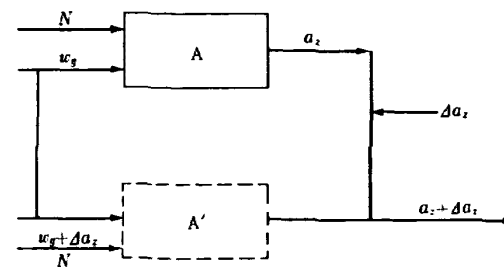
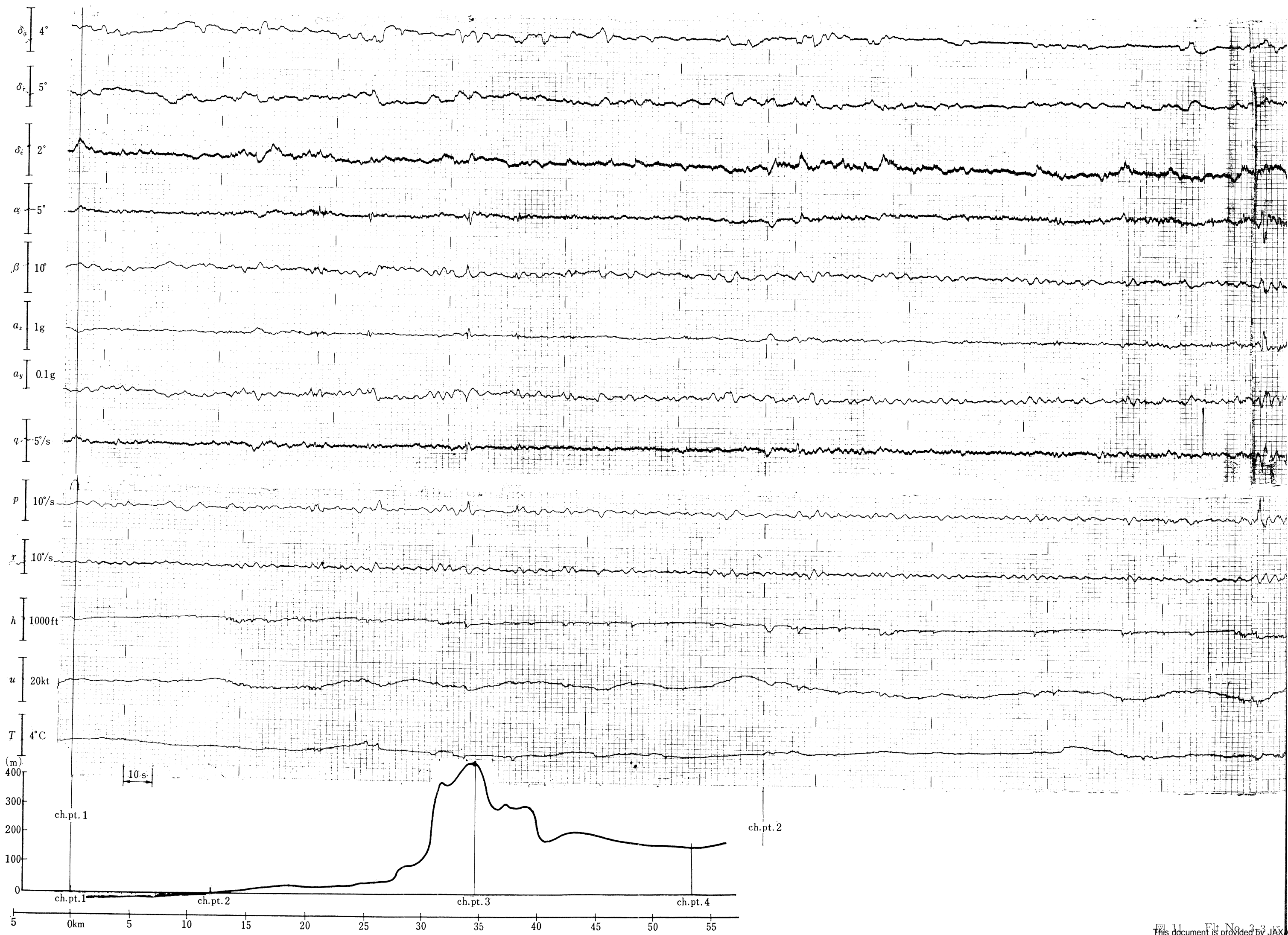
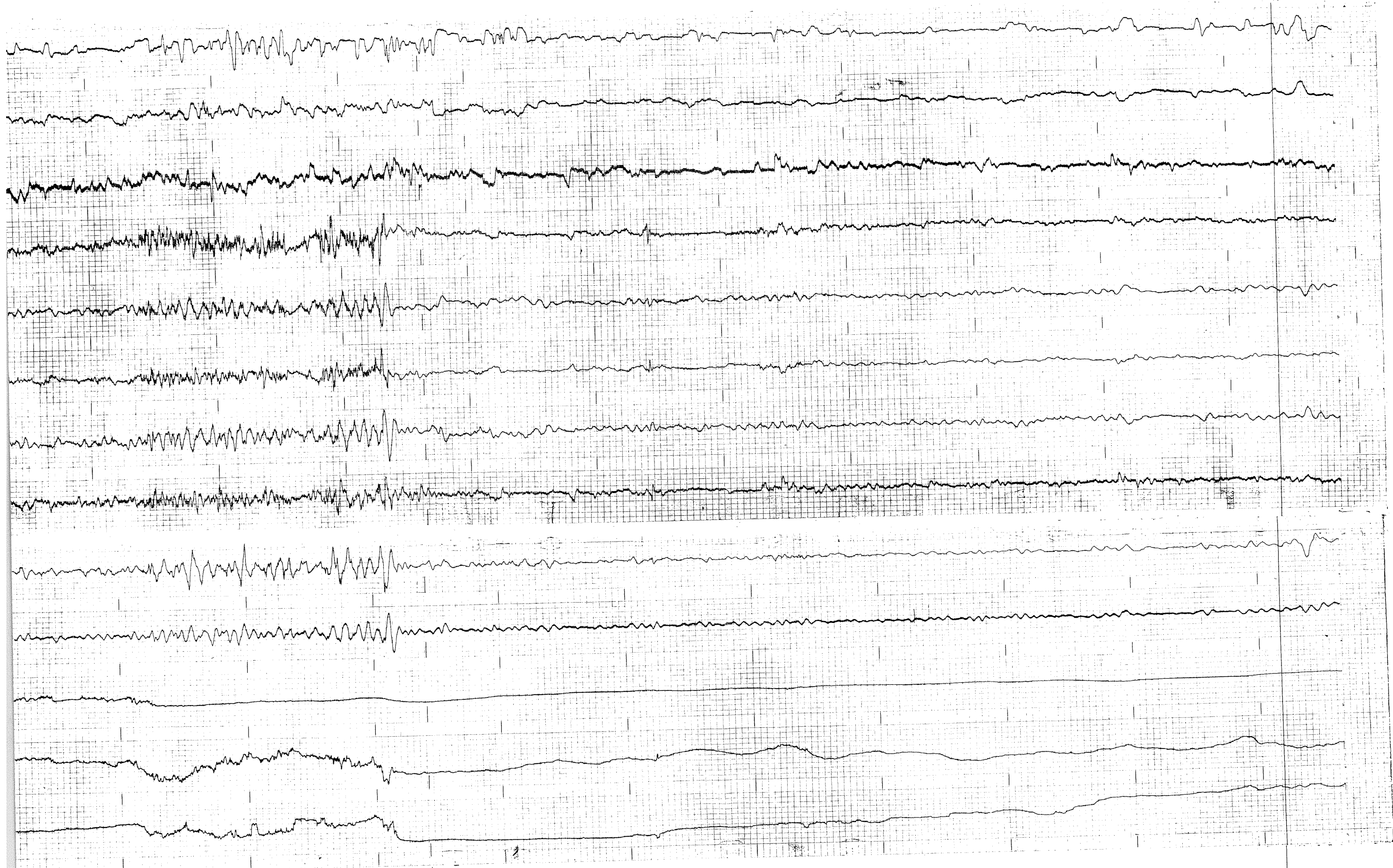


図 A-2





ch.pt.3

ch.pt.4

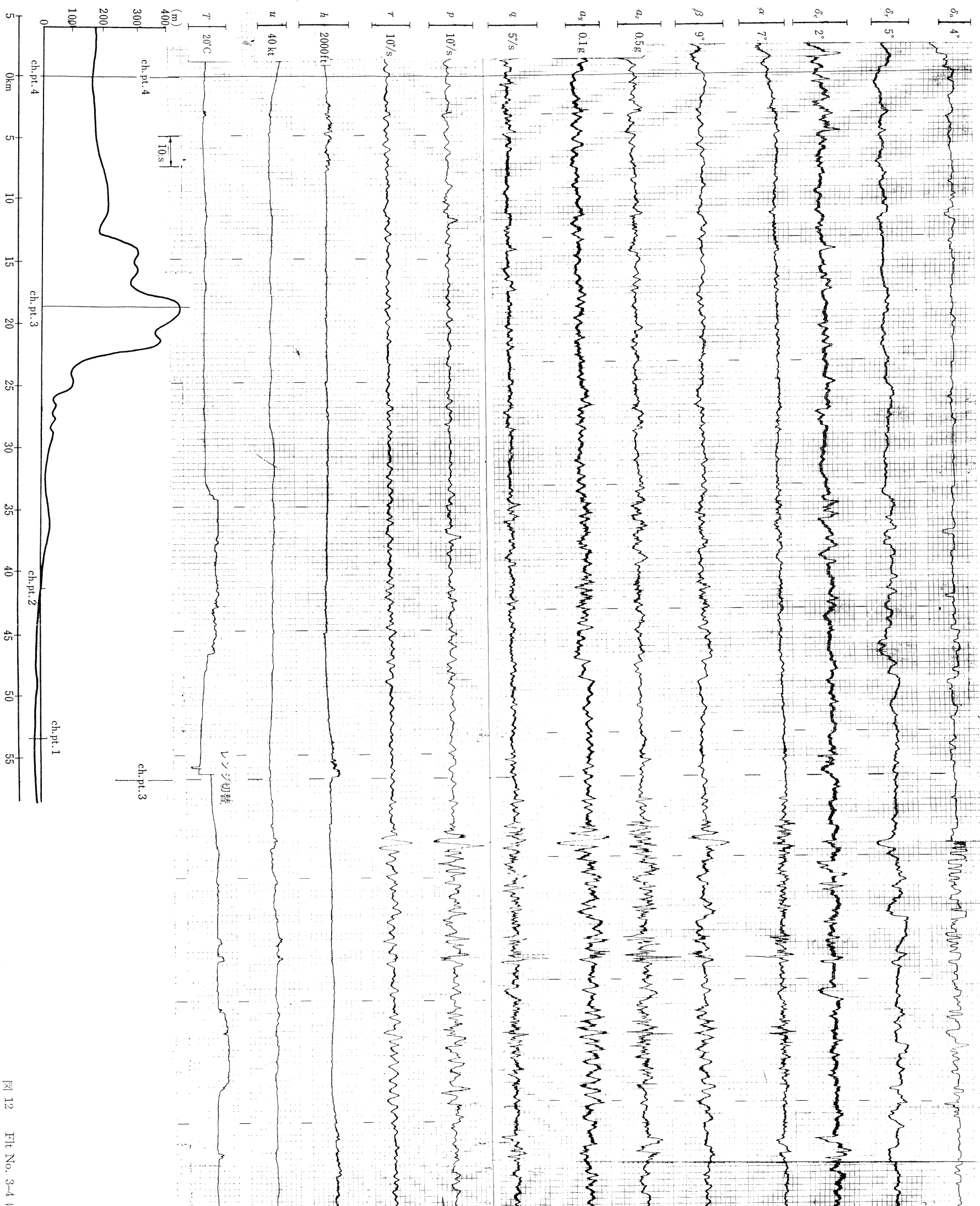
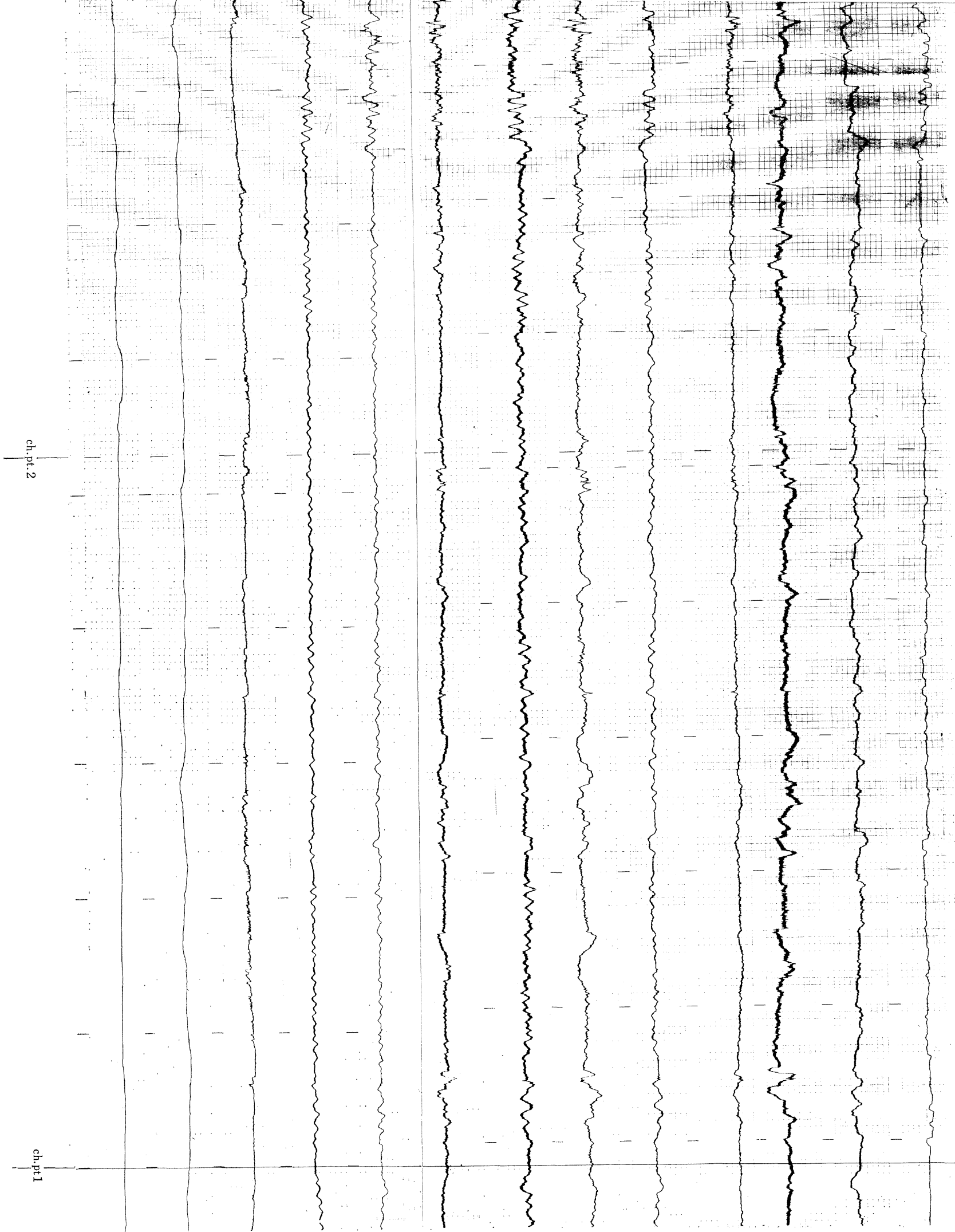


図 12



既 刊 報 告

- | | | | |
|-------|---|-------------|----------------------------|
| TR- 1 | 遷音速風洞測定部に関する予備実験
Preliminary Investigation of N. A. L. Transonic Wind-Tunnel Test-Section | 1960 年 2 月 | 平木 一, 石井孝雄
大島信彦 |
| TR- 2 | 遷音速風洞用 22.5MW 主送風機
I. 模型送風機による性能試験
22.5MW Main Blower for N. A. L. Transonic Wind Tunnel
I. Performance Test of the Model Blower | 1960 年 5 月 | 山内正男, 松木正勝
塩入淳平, 富永守之 |
| TR- 3 | 風洞用角度計の試作実験
An Experiment on Angle Measuring Instruments of Airplane Models in Wind Tunnel Test | 1960 年 8 月 | 小橋安次郎, 長洲秀夫
高島一明, 波木井 潔 |
| TR- 4 | 回転円板の強度
Strength of Rotating Discs | 1960 年 9 月 | 佐藤和郎, 永井文雄 |
| TR- 5 | 航空技術研究所 (60cm×60cm) 遷音速フラッタ試験設備の計画と整備試験
Design and Development of N. A. L. 60cm×60cm Transonic Blowdown Wind Tunnel for Flutter Testing | 1960 年 12 月 | 中井暎一, 橋爪 宏
中村泰治 |
| TR- 6 | 高温歪ゲージの温度特性
Temperature Characteristics of High Temperature Strain Gage | 1960 年 12 月 | 竹中幸彦 |
| TR- 7 | 遷音速風洞の測定部
On the Transonic Test Section | 1961 年 1 月 | 村崎寿満 |
| TR -8 | 繰返し荷重試験装置の予備試験
Preliminary Study for Development of Repeated Load Testing Rigs for Full-Scale Aircraft Structures | 1961 年 3 月 | 竹内和之, 飯田宗四郎 |
| TR- 9 | 遷音速流小擾乱理論の研究 (I)
—非線型補正理論—
Studies on the Small Disturbance Theory of Transonic Flow (I)
—Non-Linear Correction Theory— | 1961 年 3 月 | 細川 巖 |
| TR-10 | 喰違い角の大きい減速翼列の研究
Cascade Tests of High Stagger Compressor Blades | 1961 年 3 月 | 松木正勝, 高原北雄
西脇英夫, 森田光男 |
| TR-11 | 軟鋼円板の回転による降伏
Yielding of Rotating Discs of Mild Steel | 1961 年 4 月 | 佐藤和郎, 永井文雄 |
| TR-12 | 薄肉開断面梁の自由振動について
On the Natural Vibration of Thin-Walled Beams of Open Cross Section | 1961 年 5 月 | 川井忠彦, 埴 武敏 |
| TR-13 | 衝撃波と境界層の干渉についての実験的研究
Experimental Results of the Interaction between Shock Wave and Turbulent Boundary Layer | 1961 年 7 月 | 須郷道也, 伝田幸雄 |
| TR-14 | 電磁流体の圧縮性境界層
On Compressible Boundary Layer in Magnetodynamics | 1961 年 7 月 | 須郷道也, 小沢五郎 |
| TR-15 | 振動翼用圧力ピックアップの試作・校正
Miniature Pressure Pickups for Measuring the Pressure on Oscillating Airfoils in Supersonic Flow | 1961 年 8 月 | 石井孝雄, 柳沢三憲 |
| TR-16 | 放物型偏微分方程式の混合境界値問題の差分法による数値解法
On the Difference Method Solutions of the Mixed Boundary Value Problems of Parabolic Partial Differential Equations | 1961 年 12 月 | 樋口一雄, 三好 甫 |
| TR-17 | 荷電ビームによる気流密度測定の理論的考察
A Theoretical Comment on the Charge-Beam Method of Measuring Gas Density | 1961 年 12 月 | 和田 勇, 細川 巖
三好 甫 |

TR-18	前置静翼翼列と喰違い角の大きい減速翼列の二次元低速翼列性能と回転翼列性能との比較 Comparison of Inlet Guide Vane and High Stagger Compressor Blade Performance in a Rotor and in Cascade	1961 年 11 月	松木正勝
TR-19	高速翼車の回転強度 Strength of High-Speed Rotor	1961 年 12 月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-20	Blasius 型微分方程式の両側無限遠境界値問題の数値解法 A Numerical Method for Solving Blasius' Type Differential Equation	1962 年 1 月	樋口一雄, 戸川隼人
TR-21	遷音速における二次元操縦面の研究 (I) An Investigation of Two-dimensional Control Surface at Transonic Speed (I)	1962 年 1 月	神谷信彦
TR-22	変断面梁の曲げ自由振動について On the Free Lateral Vibration of a Beam with Variable Cross Section	1962 年 2 月	川井忠彦, 戸川隼人 林 洋一
TR-23	いくつかの型の偏微分方程式の境界値問題のモンテカルロ法による解法とその実験 Monte Carlo Solutions of the Boundary Value Problems for Some Types of Partial Differential Equations	1962 年 2 月	樋口一雄, 高橋利之 鳥海良三
TR-24	航空技術研究所のターボ・ジェットエンジン要素試験設備 Test Facilities of Turbo-jet Engine Components at N.A.L.	1962 年 2 月	航空技術研究所原動機部
TR-25	航空技術研究所 2m×2m 遷音速風洞の計画と構造 Design and Construction of the 2m × 2m Transonic Wind Tunnel at the National Aeronautical Laboratory	1962 年 3 月	航空技術研究所
TR-26	吹出式超音速風洞のノズルの予備実験 Preliminary Tests of Supersonic Nozzles for the Supersonic Blowdown Wind Tunnel	1962 年 3 月	河崎俊夫, 岡部祐二郎 尾形吉和, 安藤 尚
TR-27	非定常遷音速流の近似解析 An Approximate Analysis for Unsteady Transonic Flow	1962 年 7 月	細川 巖, 三好 甫
TR-9T	Studies on the Small Disturbance Theory of Transonic Flow(I) —Nonlinear Correction Theory—	July 1962	Iwao Hosokawa
TR-28	疲労亀裂について On Fatigue Cracks	1962 年 8 月	竹中幸彦
TR-29	1m×1m 吹出式超音速風洞の計画と構造 On the Design and Construction of the 1m × 1m Supersonic Blow-down Wind Tunnel	1962 年 10 月	空気力学第二部
TR-30	平板翼の振動について On the Natural Vibration of Plate-Like Wings	1962 年 10 月	川井忠彦, 塙 武敏 戸川隼人, 高橋利之 越出慎一
TR-31	熱応力を受ける薄翼の安定とその微小振り振動について On the Instability and Small Natural Torsional Vibration of a Thin Wing under Thermal Stress	1962 年 11 月	川井忠彦, 林 洋一 戸川隼人
TR-32	補強板の圧縮強度に関する一解析 A Method of Analysis on the Compressive Strength of Stiffened Plates	1962 年 11 月	川井忠彦, 江川幸一
TR-33	主翼繰返し荷重試験装置 Repeated Load Testing Rigs for Full-Scale Aircraft Wing Structures	1962 年 12 月	竹内和之, 飯田宗四郎 小野幸一

- TR-34 高速軸流圧縮機の研究 (I)
—翼型と翼列の検討—
An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (I)
—The Selection of Compressor Cascade—
- TR-35 高速軸流圧縮機の研究 (II)
—単段試験装置の設計と全体性能—
An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (II)
—Design and Over-all Performance of a Single Stage Axial Flow Compressor—
- TR-36 衝撃波風洞による表面熱伝達の実験
Studies of Surface Heat Transfer Using a Hypersonic Shock Tunnel
- TR-37T Studies of the Flow in a Low Pressure Hypersonic Shock Tunnel Using an Electron-Beam Densitometer
- TR-38 鋳鉄のような脆性材料からなる円板の回転強度
Strength of Rotating Discs of Brittle Material Like Cast Iron
- TR-39 高負荷燃焼器の研究 (第1報)
—その性能におよぼす各種因子の影響の定性的考察—
A Study of High Intensity Combustor (I)
—Its Qualitative Analysis—
- TR-40 胴体内圧繰返し荷重試験装置について
Repeated Load Testing Facility for Full-Scale Aircraft Fuselage Structures
- TR-41 輻射熱量計の較正
Calibration of Radiometer
- TR-42 非定常境界層の相似解とその安定
A Similar Solution of Unsteady Laminar Boundary Layer and Its Stability Characteristics
- TR-43 超音速における操縦面の効きについて
On the Effectiveness of Control Surfaces in Supersonic Flow
- TR-44 高速翼列の実験について
(流入角の大きい減速翼列の予備実験)
Some Notes about the Effect of Tunnel Configuration and Testing Technique on Compressor Cascade Performance
- TR-45 固有値問題 ($\sum \lambda^k A_k$) $x=0$ の数値解法
A Numerical Method for the Eigenvalue Problem ($\sum \lambda^k A_k$) $x=0$
- TR-46 翼の固有振動数に関する一解析法
On the Vibration Analysis of Aircraft Wings
- TR-47 鋳鉄円板の回転破壊におけるコリオリの力の影響
Influence of Coriolis' Force on the Burst of Rotating Disc of Cast Iron
- TR-48 曲面に沿う境界層
Effects of Surface Curvature on Laminar Boundary-Layer Flow
- TR-49 高速軸流圧縮機の研究 (III)
—翼の厚さの影響—
An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (III)
—Effects of Blade Thickness—

1963年1月 松木正勝, 大山耕一
宮地敏雄

1963年1月 松木正勝, 宮地敏雄
大山耕一, 吉田晃
西脇英夫, 岩部柱相

1963年1月 和田 勇, 松崎利一

Jan. 1963 Isamu WADA

1963年1月 佐藤和郎, 永井文雄

1963年2月 大塚貞吉, 鈴木邦男

1963年2月 竹内和之, 川島矩郎
野原利雄

1963年2月 竹中幸彦, 江川幸一
小川 敏一

1963年7月 小橋安次郎, 恩地 瑛

1963年2月 河崎俊夫

1963年2月 近藤 博, 蓑田光弘
坂口 一, 山崎紀雄

1963年4月 戸川隼人

1963年6月 川井忠彦, 泉 日出夫
戸川隼人, 林 洋一

1963年7月 佐藤和郎, 永井文雄

1963年8月 林 二識

1963年9月 松木正勝, 宮地敏雄
大山耕一, 吉田 晃
西脇英夫, 岩部柱相

TR-50	境界収縮法による偏微分方程式の境界値問題の数値解法 Numerical Method for Boundary Value Problems of Partial Differential Equations by Boundary Contraction	1963年9月	樋口一雄, 能美 力
TR-51	人間の静的不安定系の制御能力 Human Control Ability of the Statically Unstable System	1963年9月	武田 峻
TR-52	粒状加熱器の熱特性 Thermal Characteristics of a Pebble-Bed Heater	1963年10月	林 二誠
TR-53	円管流の非定常熱伝達 (第1報) 一壁温が時間と流向距離のみによる場合— Thermal Characteristics of the Unsteady Flow through a Circular Pipe whose Temperature depends on Time and Flow-Directional Distance only	1963年10月	林 二誠
TR-54	偏微分方程式の混合境界値問題の差分法による数値解法 Difference Method for the Mixed Boundary Value Problems	1963年10月	三好 甫
TR-55	ボスをもった車盤の回転強度 Rotating Strength of Rotor which Has a Boss	1963年11月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-56	亜音速および遷音速における二次元非定常空気力の測定 (第1報) Measurements of the Unsteady Airloads for Two-Dimensional Flow at Subsonic and Transonic Speed Range (I)	1963年11月	中村泰治, 田辺義一
TR-57T	Measurements of the Aerodynamic Derivatives of an Oscillating Biconvex-Flat Airfoil in Supersonic Flow at Mach Number 2 to 3	Jan. 1964	Takao ISHII Mitsunori YANAGIZAWA
TR-58	高度500フィートないし10,000フィートにおける上下突風の測定および解析 Measurements and Analyses of Gust Velocities from 500 to 10,000 feet Altitude	1964年1月	竹内和之, 小野幸一 山根皓三郎
TR-59	磁気テープデータ処理設備とその性能 The Magnetic Tape Data Reduction System and Its Performance	1964年1月	田畑浄治, 中 正夫 山本芳樹, 三浦雅男
TR-60	変厚平板翼の振動について On the Natural Vibration of Plate-Like Wings of Variable Thickness	1964年1月	塙 武敏, 越出慎一 戸川隼人, 川井忠彦
TR-61	後退角45°, テーパー比0.6の薄い片持翼の遷音速におけるフラッター特性におよぼすマッハ数の影響の実験的研究 Some Effects of Mach Number on the Transonic Flutter Characteristics of Thin Cantilever Wings Having a Taper Ratio 0.6 and a Sweptback Angle of 45°	1964年2月	中井暎一, 小原 瑛
TR-62	超音速における翼端板効果 The Effects of the End-plates at Supersonic Speeds	1964年2月	尾形吉和
TR-63	非定常流中の円柱に作用する空気力について Aerodynamic Forces Acting on a Circular Cylinder in Unsteady Flow	1964年2月	小橋安次郎, 遠藤 浩 北村清美
TR-64	航空力学における磁歪計器の応用 Some Developments of the Magnetostriction Type Measuring Instruments for the Study of Aircraft Dynamics	1964年3月	幸尾治朗
TR-65	非定常境界層の安定に関する実験 An Experimental Investigation of Stability Characteristics of Unsteady Laminar Boundary Layer	1964年7月	小橋安次郎, 恩地 瑛

- TR-66 変分法による平板翼の撓み, 振動解における自然境界条件の数値的吟味 (片持平板翼の場合)
Numerical Examination on the Fulfilment of Natural Boundary Conditions by the Approximate Solutions for Bending and Vibration of Thin Elastic Plates based on the Rayleigh-Ritz's Procedure (in Case of Cantilevered Wing Plates) 1964年6月 川井忠彦, 埜武敏
越出慎一, 戸川隼人
落合 薫
- TR-67 プラズマ発生装置の諸特性
Characteristics of a Vortex Stabilized Plasma Generator 1964年4月 井上建二, 野村茂昭
- TR-68 回転翼の線型理論 (I) —揚力面理論—
Linearized Aerodynamic Theory of Rotor Blades (I)—Lifting Surface Theory— 1964年6月 市川輝雄
- TR-69 高速軸流タービンの研究 (I)
—(タービンノズル円環翼列の研究)—
An Investigation of the High Speed Axial Flow Turbine (I)
—An Investigation of the Annular Turbine nozzle Cascade— 1964年7月 鳥崎忠雄, 能瀬弘幸
森田光男
- TR-70 汎用飛行シミュレータ設備の計画, 構造および特性
Design, Construction and Characteristics of Flight Simulator at National Aerospace Laboratory 1965年1月 松浦陽恵, 樋口一雄
池谷光栄, 堀川勇壮
村上力, 百盛之典
三好範子, 岡部正
- TR-71 塑性の三方向せん断理論
塑性変形による異方性
塑性流動に及ぼす中間主応力の影響
応力状態と塑性変形の形
Three-Shear Theory of Plasticity
Anisotropy Due to Plastic Deformation
Influence of Intermediate Principal Stress on Plastic Flow
Strain Ratio Relationship in Plastic Deformation 1964年7月 中西不二夫, 佐藤和郎
- TR-71T Three Shear Theory of Plasticity
Anisotropy Due to Plastic Deformation
Influence of Intermediate Principal Stress on Plastic Flow
Strain Ratio Relationship in Plastic Deformation
Internal Shearing Resistances in the Three Shear Theory of Plasticity Sep. 1964 Fujio NAKANISHI
Yasuo SATO
- TR-72 補助翼バズに関する一実験
Some Experiments on Control-Surface Buzz 1965年1月 中村泰治, 田辺義一
- TR-72T Some Experiments on Control-Surface Buzz Nov. 1964 Yasuharu NAKAMURA
Yoshikazu TANABE
- TR-73 軸対称澱み点付近の溶融層の安定性
Stability of the Melted Layer near the Axisymmetric Stagnation Point 1964年11月 相原康彦
- TR-74 遷音速パネルフラッタの研究
The Experimental and Theoretical Studies of Transonic Panel Flutter 1964年11月 石井孝雄, 柳沢三憲
- TR-75 統計流体力学の初期値問題について
—Hopf 特性汎関数方程式の一般解—
On the Initial-Values Problem in Statistical Hydromechanics
—A General Solution of the Hopf Characteristic Functional Equation— 1964年12月 細川 巖
- TR-76 高速軸流圧縮機の研究 (IV)
—NACA 65 系翼型を修正した近似二重円弧翼形の動翼相対入口マッハ数 1.5 までの回転翼列試験— 1965年1月 大山耕一, 松木正勝
西脇英夫, 岩部柱相
片山泰治

An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor(IV)
 —Rotor Performance at Relative Inlet Mach Numbers up to 1.5 of NACA 65—Series Compressor Blades Modified Approximately to Double Circular-Arc Blades—

- | | | | |
|-------|---|------------|---------------------|
| TR-77 | Galerkin 法の収束性について
On the Convergence of Galerkin's Method | 1965 年 1 月 | 鳥海良三 |
| TR-78 | 二次元準線型双曲系の特性曲線法による数値解法
Characteristic Method for the Numerical Solution of Two-Dimensional Quasi-linear Hyperbolic Systems | 1965 年 1 月 | 三好 甫 |
| TR-79 | 引張りまたは圧縮をうける四角弾性平板の大振幅振動の影響について
Influence of Large Amplitude on Flexural Vibrations of Rectangular Elastic Plates under Initial Tension or Compression | 1965 年 1 月 | 田寺木一, 古関昌次
泉 日出夫 |
| TR-80 | 変分法直接解法において解に及ぼす束縛の数値的影響
—薄肉開断面片持梁の純捩り振動の例—
Numerical Effect of Constraints Calculus of the Direct Variational Method
—In Case of Pure Torsional Vibration of Thin Walled Beams of Open Cross Section— | 1965 年 1 月 | 埴 武敏, 越出慎一 |
| TR-81 | FRP コーティングの断熱特性
Thermal Insulation Characteristics of FRP Coating | 1965 年 1 月 | 竹中幸彦, 江川幸一
小川敏一 |
| TR-82 | 多段軸流圧縮機の部分負荷特性の簡易計算法
A Simple Method of Calculating the Off-design Performance of Multi-Stage Axial-Flow Compressor | 1965 年 2 月 | 松木正勝, 藤井昭一 |
| TR-83 | 亜音速流中のパネルフラッタとダイバージェンス (I) —非圧縮流理論—
Theoretical Study of Two-Dimensional Panel Flutter and Panel Divergence in Subsonic Flow(I)—Incompressible Flow Case— | 1965 年 2 月 | 石井孝雄 |
| TR-84 | 遷音速タービン翼列二次元試験(II)
Experimental Investigation on Transonic Turbine Cascades(II) | 1965 年 3 月 | 近藤 博, 蓑田光弘
山崎紀雄 |
| TR-85 | 回転翼の線型理論(II)
—揚力線理論—
Linearized Aerodynamic Theory of Rotor Blades(II)
—Lifting-Line Theory— | 1965 年 3 月 | 市川輝雄 |
| TR-86 | 高速多段軸流圧縮機の部分負荷特性の一計算法
A Method for Predicting the Off-design Performance of Multi-Stage Axial-Flow Compressors Operating in the Transonic Flow | 1965 年 5 月 | 松木正勝, 藤井昭一
五味光男 |
| TR-87 | 亜音速流中のパネルフラッタとダイバージェンス (II) 圧縮流理論(III) 実験的研究
Theoretical Study of Two-Dimensional Panel Flutter and Panel Divergence in Subsonic (II) Compressible Flow Case(III) Experimental Study | 1965 年 6 月 | 石井孝雄 |
| TR-88 | 尾翼, 胴体結合構造物の地上振動試験結果に関する定性的な吟味
Qualitative Examinations on the Results of Ground Vibration Tests of Tail Wing-Fuselage Combination Structure | 1965 年 6 月 | 埴 武敏, 越出慎一 |
| TR-89 | 垂直突風および航空機の突風応答に関する実験的研究
An Experimental Investigation on Vertical Gusts and the Airplane Response | 1965 年 6 月 | 小野幸一, 山根皓三郎 |

TR-90	ヒステリシス・ループの形，繰返しによる形の変化および繰返し後の塑性流動応力の上昇（第1報実験，第2報ねじりの場合の理論） The Shape of Mechanical Hysteresis Loop, Its Deformation Due to Stress Repetition and Resulting Increase in Flow Stress (Part 1. Experiment, Part 2. Theory for Torsion)	1965年7月	中西不二夫，佐藤和郎 永井文雄
TR-91	固体プロペラントの割れ目内への火炎伝ば(I) Flame Propagation into the Gap of Solid Propellant Grain(I)	1965年7月	五代富文
TR-92	ロケット胴体をまわる超音速流の一近似解法(I) —迎角0のとき— An Approximate Calculation for Supersonic Flow Past Bodies of Rocket Vehicles(I) —Linearized Flow with Axial Symmetry—	1965年8月	谷 喬
TR-93	遷音速動安定試験 Dynamic Testing at Transonic Speed	1965年10月	小橋安次郎，河野長正 西 武徳
TR-94	翼幅方向に一樣な揚力分布をもつ半無限の後退翼 On the Camber Lines of Semi-Infinite Swept-back Wings which Give Uniform Spanwise Load Distribution	1965年10月	河崎俊夫
TR-95	飛行機の縦の操縦特性に関する二三の考察 A Few Comments on the Longitudinal Handling Qualities of Airplanes	1965年11月	荒木 浩
TR-96T	A Generalized Functional Formalism for Turbulence	Dec. 1965	Iwao HOSOKAWA
TR-97	圧縮性と壁形状を考慮した軸流ターボ機械の作動円盤理論(I) —軸対称流れ— A Theoretical Investigation of the Compressible Flow Through the Axial Turbo-Machines(I) —Non-Swirling Fluids in Ducts—	1965年12月	藤井昭一
TR-98	後退角45°，アスペクト比4.0の薄い片持翼の遷音速フラッタ特性に及ぼすテーパ比の影響の実験的研究 Some Effects of Taper Ratio on the Transonic Flutter Characteristics of a Series of Thin Cantilever Wings Having a Sweptback Angle of 45° and an Aspect Ratio 4.0	1965年12月	中井暎一，高木俊朗 安藤泰勝
TR-99	計器のよみやすさに関する研究 A Study of Dial Legibility	1966年2月	三好範子，岡部正典 石川澄子
TR-100	回転翼の線型理論(III) —揚力線の方程式の解法— Linearized Aerodynamic Theory of Rotor Blades(III) —Method for Solving Lifting-Line Equations—	1966年2月	市川輝雄
TR-101	航空機の着氷気象条件について(I) Meteorological Conditions on Aircraft Icing (I)	1966年2月	古関昌次，田寺木一 泉 日出夫，太田幹雄 峰岸正勝
TR-102	ロケット胴体をまわる超音速流の一近似解法(II) —迎角のあるとき— An Approximate Calculation for Supersonic Flow Past Bodies of Rocket Vehicles(II) —Linearized Flow with Attack Angle—	1966年3月	谷 喬
TR-103T	Basic Considerations for Treating Non-Equilibrium Fluids —A Functional Approach to Non-Equilibrium Statistical Mechanics—	Mar 1966	Iwao HOSOKAWA
TR-104	翼幅方向に一樣な揚力分布をもつ三次元後退翼のそり	1966年4月	河崎俊夫，海老原正夫

- TR-135 同軸型電磁衝撃波管の作動機構
Driving Mechanism of an Electric Shock Tube
with a Coaxial Gun 1967年5月 松崎利一
- TR-136 Nearly-Free-Molecule-Flowにおけるオリフィス
型圧力管
Experimental Study of an Orifice-Type Pressure
Probe in Nearly-Free-Molecule Flow 1967年5月 恩地 瑛, 山本稀義
- TR-137 梁, 板結合構造物の振動(I)
On the Natural Vibration of Plate-Beam
Combination Structures(I) 1967年6月 越出 慎一, 林 洋一
堀 武敏
- TR-138 変厚片持板の静撓みについて
Deflection Analysis of Variable Thickness
Cantilever Plate 1967年7月 堀 武敏, 越出 慎一
- TR-139 多発動機付ヘリコプタの片発停止時における最適
着陸操作—前進速度0の場合—
Optimal Vertical Descent Procedure with Par-
tial Power of Multi-Engined Helicopters
—The case of Rejected Take-Off— 1967年8月 古茂田真幸
- TR-140 流線法によるダクト流れ
Streamline-Curvature Approach to Duct-Flow
Problems 1967年9月 藤井昭一, 宇野威信
- TR-141 マトリクス内力法による半張殻構造の応力解析に
ついて
Semi-Monocoque Structures Solved Numerically
by the Matrix Force Method 1967年10月 川島 矩郎
- TR-142 動的模擬模型による姿勢のオンオフ制御実験
Experimental Studies on Some On-Off Attitude
Control Systems Using a Dynamic Model 1967年10月 樋口一雄, 堀川勇壮
村上 力, 小川敏雄
真柳光美
- TR-143 高負荷燃焼器の一次燃焼領域の研究
Experimental Studies on the Primary Zone
of High-Intensity Combustors 1967年10月 大塚 貞吉, 鈴木邦男
相波 哲朗, 石井浅五郎
広瀬 健樹
- TR-144 円管流の非定常熱伝達
—第2報 薄い壁の場合—
Transient Heat Transfer through a Thin
Circular Pipe Due to Unsteady Flow in the
Pipe 1967年11月 林 二識, 井上建二
- TR-145 ロケット用耐熱材料の研究
Study on Heat Insulation Materials for Rocket 1967年11月 古田敏康
- TR-146 半導体歪ゲージを用いる小型高感度加速度計の研
究
Study on the Miniature Type High Sensitivity
Accelerometer Using Semiconductor Strain
Gages 1967年11月 田畑 浄治, 大坪孔治
滝沢 実
- TR-147 固体ロケット・モータのノズルにおける熱伝達の
実験的研究
—プロペラント内へ添加されたアルミニウムの
影響—
An Experimental Investigation of Heat Transfer
in the Nozzle of High-Aluminized Solid
Rocket 1968年2月 五代 富文, 湯沢克宣
伊藤 克弥, 西村久男
- TR-148 失速角以上で振動する翼のまわりの流れの観察
—失速フラッタの研究(I)—
Optical Observation of the Separated Flow
around an Oscillating Aerofoil at High Mean
Angles of Attack with Special Reference to
Stall Flutter 1968年2月 中村 泰治, 磯貝 紘二
江尻 宏
- TR-149 よどみ点におけるグラファイトのアブレーション
の実験的研究
An Experimental Study of the Ablation of
Graphite in the Stagnation Region 1968年2月 相原 康彦, 野村 茂昭
渡辺 泰夫

- TR-150 強化プラスチックの熱的物性値について
(輻射加熱による測定)
The Measurement of Thermal Properties of
Reinforced Plastics at Temperatures up to
150°C (Infra-red Radiation Method) 1968年2月 小川 鉦一, 野口 義男
- TR-151 空気力学的加熱の少ない極超音速飛しょう体
Minimum Heat Transfer Body at Hypersonic
Speeds 1968年3月 相原 康彦
- TR-152 二次元二重円弧翼列の遷音速実験
High Speed Tests of Compressor Cascades With
Double Circular Arc Blade Sections 1968年3月 近藤 博, 菱田 光弘
山崎 紀雄, 古川 昇
- TR-153 アーク加熱衝撃波管による物体のまわりの高温気
流の研究
Study of High Temperature Flow around Body
Using an Arc-Driven Shock Tube 1968年4月 松崎 利一, 上瀬 千春
- TR-154 フライングテストベッドの計画
—本体のシステムデザイン—
System Design of Flying Test Bed for VTOL
Aircraft at National Aerospace Laboratory 1968年5月 新型航空機部
- TR-155 遷音速における Control-Surface Buzz に関する
研究
An Investigation on Control-Surface Buzz at
Transonic Speeds 1968年5月 中村 泰治
- TR-156 二次元湾曲ジェットの相似構造と乱流混合におよ
ぼす曲率の研究
Effects of Curvature on the Similar Structure
and Turbulent Mixing of Two-dimensional
Curved Jets 1968年5月 遠藤 浩
- TR-157 電子線密度測定法による低密度極超音速流の実験
的研究
Experimental Study of Low Density Hypersonic
Flow by Using Electron-Beam Densitometry 1968年6月 和田 勇, 曾 我国 男
- TR-158 局所凸線形位相空間内の非線形初期値問題に対す
る近似について
On Approximations for Nonlinear Cauchy
Problems in Locally Convex Spaces 1968年6月 小島 清史
- TR-159 T型結合板の振動
The Vibration of T-Shape Plates Structure 1968年7月 埜 武敏, 築地 恒夫
越出 慎一
- TR-160 梁, 板結合構造物の振動 (II)
On the Natural Vibration of Plate-Beam Com-
bination Structures (II) 1968年8月 埜 武敏, 築地 恒夫
多田 保夫, 越出 慎一
林 洋 一, 日下 和夫
- TR-161 宇宙飛しょう体の直接式最適誘導法
An Optimal Explicit Guidance Equation for
Space Vehicle 1968年8月 新田 慶治, 松島 弘 一
大坪 孔治, 志 甫 徹
- TR-162 よどみ点領域での非定常空力加熱の測定
Measurements of Unsteady Aerodynamic Heat-
ing at Stagnation Region 1968年9月 野村 茂昭
- TR-163 双発プロペラ STOL 機の安定操縦性に関する考
察
Investigation on the Stability and Control
Characteristics of a Twin-propeller STOL
Airplane 1968年9月 別府 護郎
- TR-164 熱伝導を考慮した空力加熱による薄肉機体外板の
温度上昇とその電気抵抗アナログ回路
Investigation of the Streamwise Heat Conduction
Effect on the Transient Aerodynamic Heating
of Thin-skinned Bodies by the Resistance Net-
work Analog Method 1968年10月 小川 鉦一
- TR-165 有限要素法による箱型梁の解析
Applications of the Finite Element Method to
Box Beams 1968年11月 三本木 茂夫

TR-166	ジンバルエンジン駆動用バルブの基礎的解析 Fundamental Analyses of DPF Valves for Controlling a Gimbal-Engine	1968年11月	興石 肇, 畑山茂樹
TR-167	アブレーションによる空力加熱の減少の測定 Measurements of Heat Transfer Reduction by Ablation	1968年11月	野村茂昭
TR-168	角度測定周波数測定併用のトラッキングシステムの計算処理に関する研究 On the Orbit Determination Procedures for the Doppler Frequency Measurement with Angular Measurement Tracking System	1968年11月	鳥海良三, 松本一夫 樋口一雄, 戸川隼人 木村武雄
TR-169	VTOL 機操縦研究設備 Design and Construction of VTOL Flight Simulator System	1968年11月	樋口一雄, 百名盛之 三好範子, 岡部正典 山本六郎, 川原弘靖
TR-170	STOL 機の縦の自動安定制御方式に関する研究 (I) 姿勢制御方式の解析 System Studies on Automatic Longitudinal Stabilization Control Systems for STOL Aircraft. Part 1 Automatic Attitude Control Systems.	1968年12月	堀川勇壯, 森 幹彦
TR-171	T Simple Flow Characteristics Across a Strong Shock Wave	Feb. 1969	Kenneth K. Yoshikawa
TR-172	高速における円錐体および三角翼の動安定微係数の測定 Measurement of Dynamic Stability Derivatives Cones and Delta-Wings at High Speed	1969年2月	柳沢三憲
TR-173	T Coupling Effect of Radiative Heat on Convective Heat Transfer	Feb. 1969	Kenneth K. Yoshikawa
TR-174	Navier-Stokes 方程式に対する差分法 Difference Method for Navier-Stokes Equation	1969年4月	三好 甫
TR-175	低レイノルズ数における NACA 0012 翼型の失速特性について —失速フラッタの研究— Stalling Characteristics of the NACA 0012 Aerofoil Section at Low Reynolds Numbers	1969年6月	中村泰治, 磯貝紘二 江尻 宏
TR-176	軸流回転機の翼の振動について (I) 固有振動数, 振動形および振動応力分布 On the Vibration of Axial-flow Turbomachine Blades (I) Natural Frequency, Mods and Vibratory Stress Distribution	1969年7月	宮地敏雄, 星谷昌二 祖父江 靖, 網干三郎 岩部柱相, 武田克巳
TR-177	固体ロケットモータの推力大きさ制御の研究 —特性と小型モータによる実験— Thrust Magnitude Control of Solid Rocket Motors	1969年7月	五代富文, 湯沢克宜 伊藤克弥, 西村久雄
TR-178	測度最大の可制御領域を与える二次形式評価関数の最適重みマトリクスに対する必要条件 Necessary Conditions for the Optimal Weighting Matrices of Quadratic Performance Index to Maximize the Measure of the Controllable Set	1969年7月	川幡長勝
TR-179	テフロン非定常アブレーションの測定 Measurements of Transient Ablation of Teflon	1969年8月	野村茂昭

航空宇宙技術研究所報告180号

昭和44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町1880
電話武蔵野三鷹(0422)44-9171(代表)☎182

印刷所 株式会社東京プレス
東京都板橋区桜川 2~27~12
