

UDC 533.6.08:  
551.55(521.16)  
629.73.015

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-222

東北地方太平洋沿岸航空路上における乱気流観測

竹内和之・小野幸一・山根皓三郎

矢沢健司・外崎得雄

1970年10月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- |        |   |          |                                  |
|--------|---|----------|----------------------------------|
| TR-200 | <p>フライングテストベッドの高度制御システムの検討<br/>                     (II) シミュレーションによる二、三の問題点の検討<br/>                     Analytical and simulation Studies on the Height Control System of Flying Test Bed (II) On Some Problems</p> | 1970年6月  | 堀川勇壯, 甲斐忠夫                       |
| TR-201 | <p>FA-200 改機の風洞試験<br/>                     (III) 地面効果<br/>                     Low Speed Wind Tunnel Test of the FA-200-XS Airplane Model Influenced with Ground Effects</p>  | 1970年7月  | 広末健一, 高橋 宏<br>小野孝次, 桑野尚明         |
| TR-202 | <p>過酸化水素分解ロケットモータの実験<br/>                     The Experimental Investigation of Monopropellant Hydrogen Peroxide Reactor</p>  | 1970年7月  | 清水昭紀, 種村利春                       |
| TR-203 | <p>固体ロケット多分力テストスタンドの精度について<br/>                     On the Accuracy of the Multi-Component Test Stand</p>   | 1970年7月  | 石井進一, 山田 晃<br>鎮西信夫, 引地豊三<br>工藤賢司 |
| TR-204 | <p>ジェットエンジン燃焼器の燃焼性能の研究<br/>                     Investigation of Combustion Performance of Turbojet Combustor</p>   | 1970年7月  | 大塚貞吉, 堀内正司<br>本間幸吉               |
| TR-205 | <p>差分法による2次元非定常ノズル流の数値計算<br/>                     Finite Difference Calculations of Two-dimensional Nonsteady Nozzle Flows</p>  | 1970年8月  | 石黒登美子                            |
| TR-206 | <p>航空機の横操縦を行なう人間の動特性についてのシミュレータ実験(1自由度の場合)<br/>                     A Simulator Experiment to Investigate the Human Behavior in Tracking Tasks</p>  | 1970年8月  | 別府護郎, 坂井紀穂<br>吉田純一               |
| TR-207 | <p>境界層内圧力変動による板の振動解析(I)<br/>                     一周辺単純支持板<br/>                     Response Analysis of the Simply Supported Plate to Boundary Layer Pressure Fluctuations</p>                                      | 1970年9月  | 藤森義典                             |
| TR-208 | <p>ガスタービン燃焼器<br/>                     Gas Turbine Combustors</p>  | 1970年9月  | 鈴木邦男, 田丸 卓<br>堀内正司, 齊藤 隆         |
| TR-209 | <p>フライングテストベッド用偏向ジェットパイプの模型実験<br/>                     Mode Test on Deflected Jet Pipes of NAL Flying Test Bed</p>  | 1970年10月 | 田辺義一                             |
| TR-210 | <p>自由飛行模型 FFM-10 の空力特性について<br/>                     On the Aerodynamic Characteristics of a Free Flight Model FFM-10</p>  | 1970年8月  | 河崎俊夫, 齊藤秀夫<br>河本 巖               |
| TR-211 | <p>ジェット・フラップロータのホバ特性に関する一模型実験<br/>                     A Model Test on Hovering Characteristics of Jet-Flapped Rotor</p>  | 1970年9月  | 古茂田真幸, 戸田亘洋<br>岡 遠一, 高沢金吾        |
| TR-212 | <p>二重噴流の空力的騒音<br/>                     Aerodynamic Noise of a Circular Double Jet</p>   | 1970年10月 | 河野長正                             |
| TR-213 | <p>ジンバルエンジン駆動用 DPF 方式油圧サーボの試作研究<br/>                     A Study of Gimbal-Engine Actuated Hydraulic Servomechanism with DPF Hydro-mechanical Compensation Network</p>  | 1970年9月  | 畑山茂樹, 輿石 肇                       |

# 東北地方大平洋沿岸航空路上における乱気流観測\*

竹内和之\*\*・小野幸一\*\*・山根皓三郎\*\*  
矢沢健司\*\*\*・外崎得雄\*\*

## Measurements and Analysis of Atmospheric Turbulence on the Pacific Coast Air Route of the TOHOKU District

By Kazuyuki TAKEUCHI, Koichi ONO, Kosaburo YAMANE,  
Kenji YAZAWA and Tokuo SOTOZAKI

Measurements on atmospheric turbulence were made on air route AMBER 7 along the ABUKUMA Mountains, which was thought to be comparatively gusty among domestic air routes, and on east-west course from SHIRAKAWA to the sea crossing air route AMBER 7.

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. Temperatures, 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 atmospheric temperature.

### 1. はじめに

航空機、とくに大型高速の輸送機の構造強度、乗心地、あるいは操縦安定性にとって、大気の流れは、もっとも重要な荷重要因の一つである。乱気流に対して航空機をどのように設計し、また運航するかについては、多くの研究がなされているにもかかわらず、なお未解決な、不明な問題が山積している。わが国においては、その国土の特徴から、とくに地形性乱気流が発生しやすいような場所で航空路に含まれている所が多いが、乱気流の実測資料は少ない。

筆者らは昭和43年2月に気象庁気象研究所と共同で鈴鹿山脈を横断する航空路 Green-4 付近において始めて大規模な観測を行なった。その観測結果を補充し再確認し、また異った地形の場合の特殊性をうるために、同じく気象研究所と共同で昭和44年1月に那

須連峰の風下（西風の場合）をそれとほぼ平行に走る航空路 Amber-7 付近について、実験用航空機を用いて乱気流の観測を行なった。

この観測によって、大気温度の水平方向分布が急変している場所には必ず乱気流が存在すること、また、山頂近くの風下に生じる強い乱気流は上下方向と水平方向の強さには差があること等を認めた。

### 記号

- $a$ : 揚力傾斜  
 $a_x, a_y, a_z$ : 機体重心位置の前後、左右および上下方向加速度  
 $c$ : 平均幾何学的翼弦  
 $f$ : 周波数  
 $h$ : 高度  
 $g$ : 重力の加速度  
 $K_g$ : 突風軽減係数  
 $l_1, l_2$ : 迎え角、横り角計の機体重心位置を通る $y$ 軸からの距離（図17参照）

\* 昭和45年9月11日受付

\*\* 機体第一部

\*\*\* 飛行実験部

- $n$ : 突風荷重倍数
- $p, q, r$ : 機体重心位置まわりの横揺れ, 縦揺れ  
および偏揺れ角速度
- $T_1, T_2$ : 抵抗線および熱電対温度計で計測した  
大気温度
- $T_h$ : スロットルレバーの位置
- $U, \bar{U}$ : 対気速度(T.A.S.), およびその平均値
- $U_{de}$ : 有効突風速度
- $u_g, v_g, w_g$ : 乱気流速度の前後, 左右および上下成  
分
- $V_e$ : 等価対気速度 (E.A.S.) ノット
- $W/S$ : 翼面荷重
- $\hat{P}_{w_g w_g}$ : 乱気流速度の上下成分パワースペクト  
ル
- $|A|$ : 振幅ゲイン
- $\rho$ : 関連度 (コヒーレンシー)
- $\hat{R}$ : 相対誤差
- $\alpha$ : 迎え角
- $\beta$ : 横り角
- $\delta_a$ : 補助翼舵角
- $\delta_e$ : 昇降舵舵角
- $\mu_g$ : 飛行機質量比

- $\rho$ : 空気密度
- $\sigma$ : 二乗平均値の平方根 (R.M.S.)

## 2. 観 測

### 2.1 観測概要

図1 に示す航空路 Amber-7, および平市の上空を通り Amber-7 と交わる東西の両コースで, 西風が強い 1 月下旬 (昭和 44 年) に, 航空機による乱気流の観測ならびに気球およびチャフ (アルミ箔片, 厚さ 15  $\mu$ , 幅 0.5 mm, 長さ 16 mm) 散布による乱気流の観測 (気象研究所担当) を並行して行なった。

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乱気流の比較的短い波長成分を観測するのに適している, と考えられる。

### 2.2 気球およびチャフによる観測

気球は, つぎに示すものを福島県白河市南湖公園より放球し, 同所と福島県小名浜三崎公園において観測した。この観測は気象研究所の担当で行なはれたもので詳細は本報告では省略する。

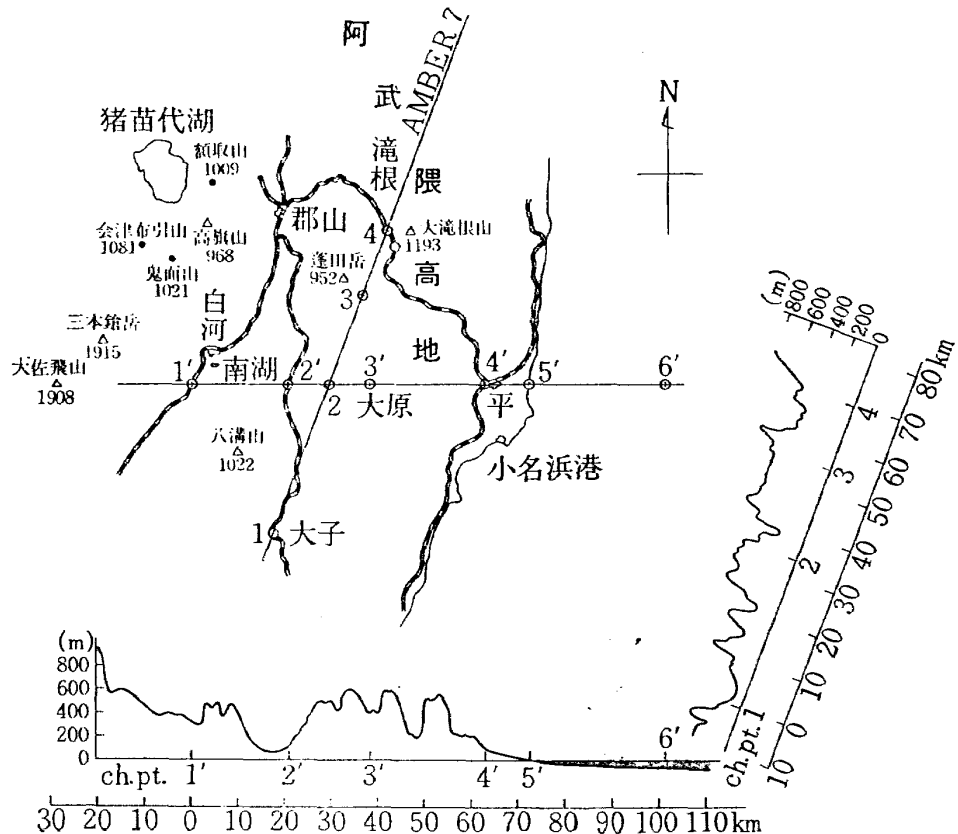


図1 観測航路

(1) スーパープレッシャー気球 (定容積気球)

1 回の飛行中に、高度 2,000m 用と 4,000m 用各 1 個を放球し、つりさげた精密気圧ゾンデ (気温、湿度、振動等を含む) の資料と共に飛跡の追尾解析により高度 2,000m および 4,000m 付近における水平および上下方向風速と、風向の水平分布を計測した。

(2) レーウィンゾンデ観測

期間中毎日 9 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 までの水平方向の風速、風向および大気温度、湿度の鉛直分布を計測した。

このほかチャフ散布による乱気流の観測も同時に行なわれた。

2.3 航空機による乱気流観測

2.3.1 航空機および飛行径路

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 (ビーチクラフト 65 型クインエア、操縦士 2 名、計測員 2 名、計測機材約 260 kg、主要諸元を表 1 に示す) で、宇都宮飛行場を基地として、航空路 Amber-7 上と、平市の上空を通り Amber-7 と交わる東西のコース上に、図 1 に示すような check point 1~4 (距離 69km)、および 1'~6' (距離 102km) 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 130kt (241 km/h) I.A.S.) 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 Amber-7 上を 1 往復 (コース No. 1 および 5) と東西コースを 1 往復半 (コース No. 2, 3 および 4) した。

表 1 実験機主要諸元

翼面積	25.74 m <sup>2</sup>
翼面荷重 (総重量)	135.84 kg/m <sup>2</sup>
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.	昭和 44 年 1 月				コース No.							
					1	2	3	4	5			
	日	時	分	時	分	飛行方向	S→N	W→E	E→W	W→E	N→S	
1	22	10	19	~	12	40	飛行高度 (km)	3.5	3.5	2.6	1.7	1.7
2	23	10	34	~	13	08		3.5	3.5	2.6	1.7	1.7
3	24	10	21	~	12	52		3.5	3.5	2.6	1.8	1.8
4	27	11	56	~	14	15		3.5	3.5	2.6	1.7	1.7

飛行方向 S↔Nは AMBER 7 の中心に沿う。

表 3 計測項目一覧

計 測 項 目	計 測 方 法
1. 補助翼舵角	操縦索の動きをひずみゲージを用いて検出
2. 昇降舵舵角	
3. 迎 え 角	機首および翼端に突出してつけたペーンの動きをポテンシオメータで検出
4. 横 じ り 角	
5. 上下加速度	機体の重心位置に置いたひずみゲージ型加速度計
6. 左右加速度	
7. 縦揺れ角速度	3 軸用角速度計
8. 横揺れ角速度	
9. 偏揺れ角速度	
10. 高 度	胴体側面の静圧孔より検出
11. 速 度	機体のピトー管より検出
12. 温 度 1	胴体側面につけた抵抗線温度計
13. 温 度 2	
14. ス ロ ッ ト ル	スロットルレバーの動きをポテンシオメータで検出

2.3.2 観測項目および機材

観測項目は表 3 に示す 14 項目であるが、これに check point の通過、雲の状態、機体の揺れ具合等必要事項の音声記録を合せて、計 15 項目を 14 トラック (音声はスロットルレバーの位置と重畳) の磁気記録機に連続記録した。この計測ブロック図を図 2 に示す。

迎え角および横じり角はポテンシオメータ型ペーンを用い、これを機首および右翼端につけたブームの先端 (図 3 参照) にそれぞれ取り付けて計測した。

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、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り付けて計測した。

機体の角速度は 3 軸用レートジャイロによって、飛

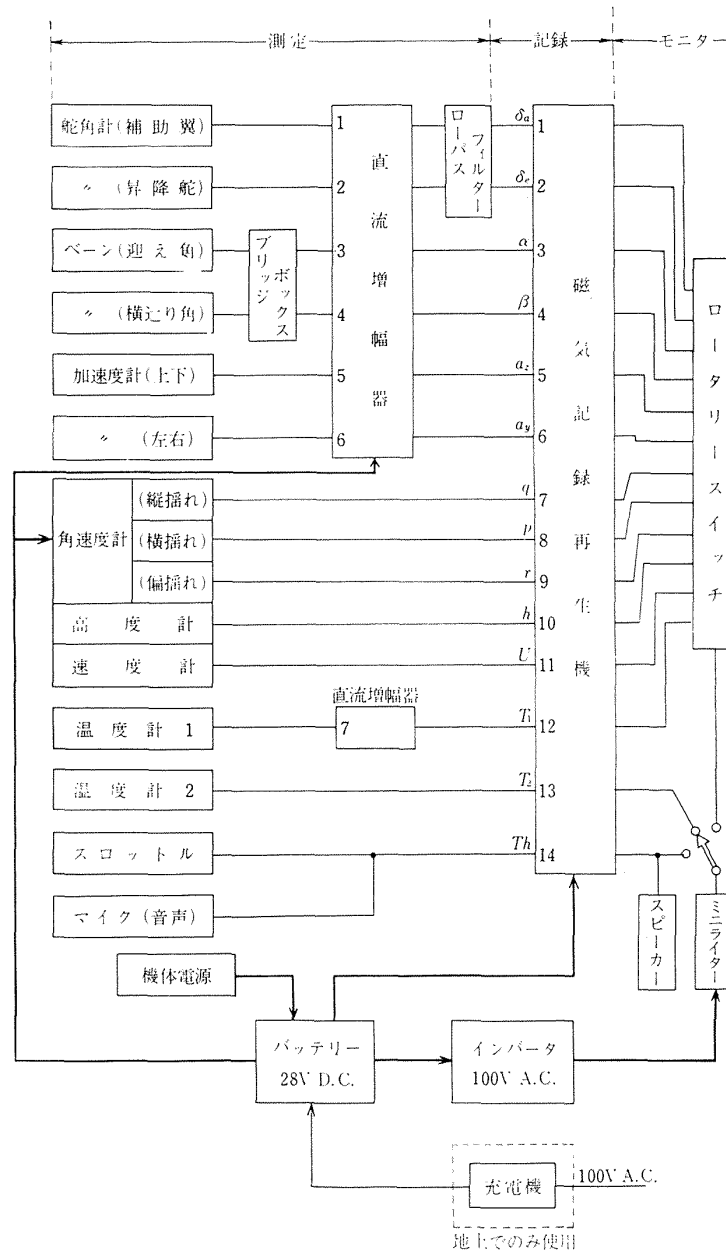


図 2 計測系統図

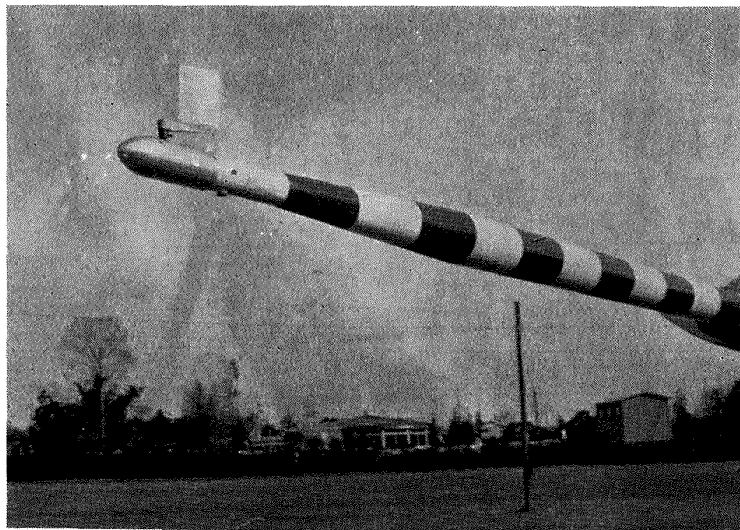


図 3 横送り角計取付状態

行高度は胴体側面の静圧孔から、また飛行速度は機体のピトー管より計測した。

大気温度は、気象研究所で開発された抵抗線温度計を図4に示すように操縦席横の胴体右側に取り付けて計測した。

舵角は、補助翼、昇降舵の両舵角とも図5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。

以上は、昭和43年鈴鹿山脈付近で行った乱気流の観測方法<sup>10)</sup>とほぼ同じであるが、大気温度観測の正確さを期するため、前記温度計（以後温度  $T_1$  と表わす）に加えて、当研究所原動機部で開発した熱電対温度計を図6に示すように客席の胴体上面に取り付けて

計測し（温度  $T_2$  と表わす）、両者を比較対照した。

また、比較的長い波長の乱気流の存在をスロットルレバーの動きから知るために（水平定常飛行状態を保持するために、操縦士はスロットルレバーを用いて、エンジン出力をコントロールする）、スロットルレバーに取り付けたポテンショメータでその動きを計測した。（図7参照）

機体内の機器配置を図8に示し、各機器の総合感度を表4に示す。

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（以後“Flt. No. 3-3”と表わす）のすべての観測項目を図9に示す。

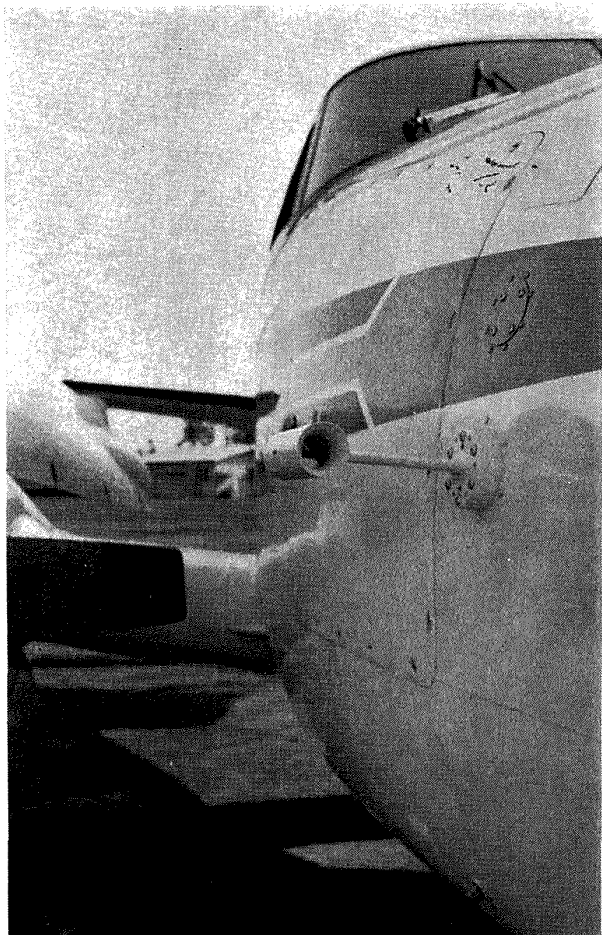


図4 抵抗線温度計機体取付状態

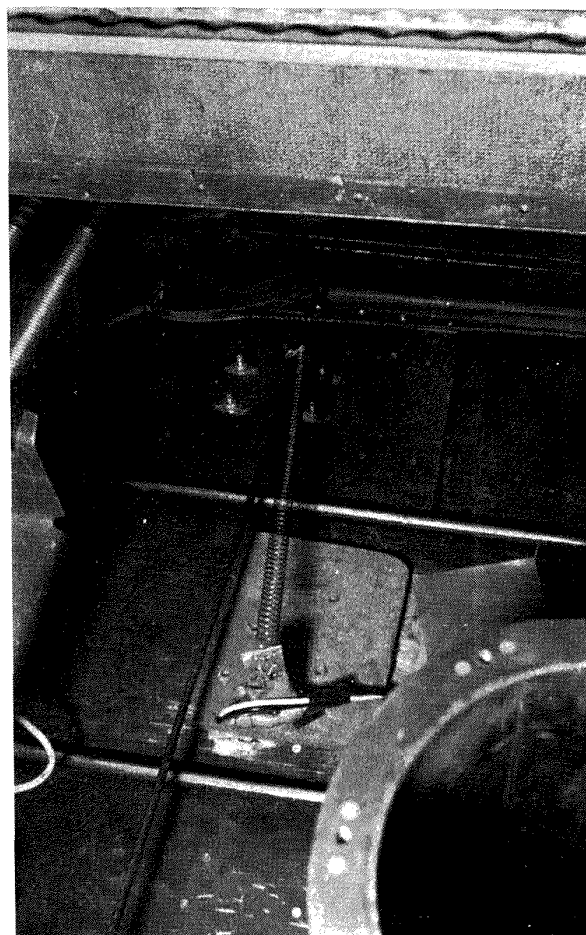


図5 舵角計取付状態

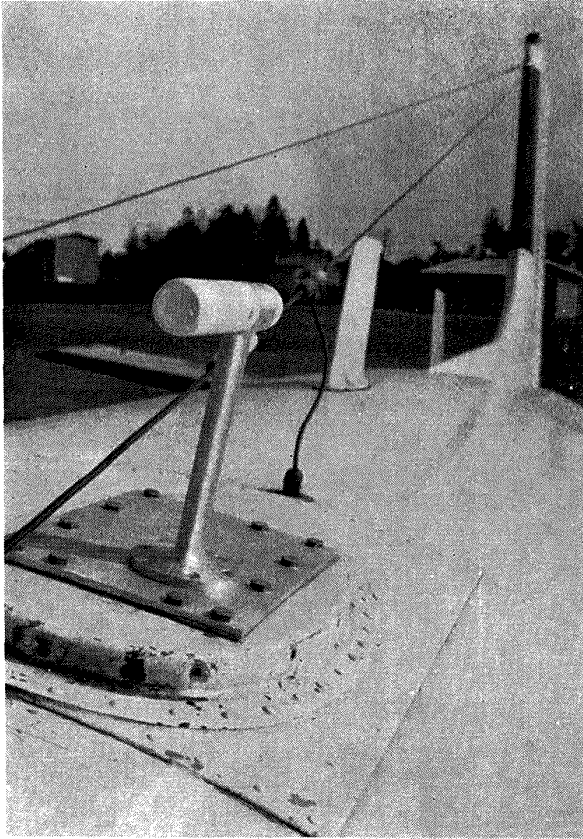


図 6 熱電対温度計機体取付状態

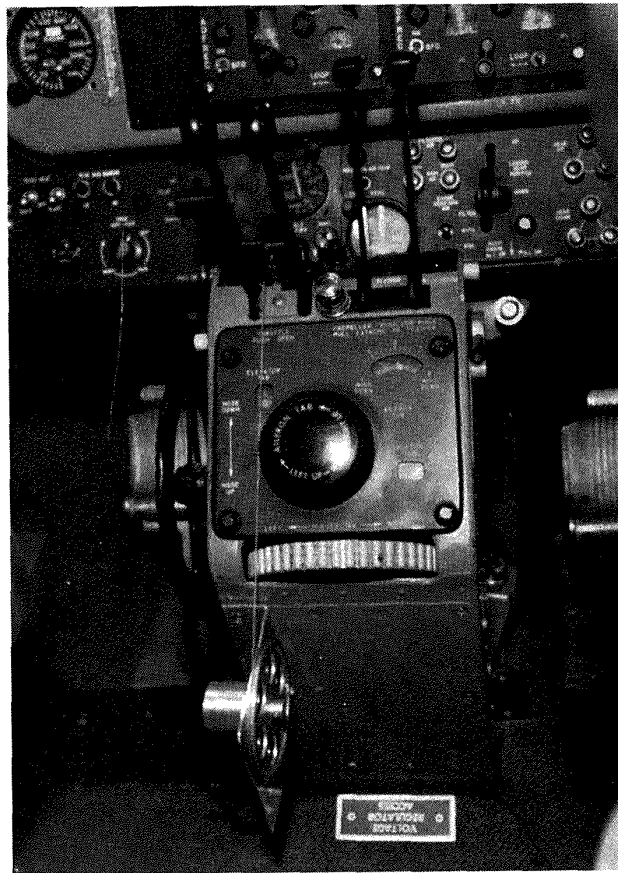


図 7 スロットルレバー位置計測状態





図 8 計測器の機内配置

表 4 計測機総合感度

観測項目	総合感度	備考
補助翼舵角	0.1 V/deg	} 抵抗約 2 kΩ, 周波数特性約 15 Hz まで平坦
昇降舵舵角	0.1 V/deg	
迎え角	0.15 V/deg	
横にり角	0.15 V/deg	
上下加速度	1.1 V/g	2 g 用加速度計, 周波数特性約 20 Hz まで平坦
左右加速度	3.5 V/g	0.5 g 用加速度計, 周波数特性約 20 Hz まで平坦
縦揺れ角速度	0.2 V/deg/s	
横揺れ角速度	0.08 V/deg/s	
偏揺れ角速度	0.2 V/deg/s	
高度	1.2 V/1000m	
速度	0.08 V/kt	
気温 1	0.16 V/°C	測温部抵抗 13Ω
気温 2	0.18 V/°C	
スロットル	0.06 V/inchHg	

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

### 3. 観測結果

#### 3.1 観測当日の天候状態

観測飛行は1日1回, 約2時間半 (総飛行時間約3時間半), 表2に示す4日間にわたり行なわれた。航空機観測による当日の風速を9時に放球したレーヴィンゾンデの観測値と共に図10に示す。航空機による観測値は check point 間の通過時間と航空機の対気速度からもとめたもので, 東西方向(270°)の風速成分を示す。

観測飛行中の大気温度を, 1つのコースを飛行中の大気温度変動幅およびレーヴィンゾンデの観測値と共に図11に示す。図より明らかなように Flt. No. 3では大気温度の送転層が存在した。

雲の状態は, Flt. No. 1では高度約7kmに図12に示すような薄雲があり, Flt. No. 2はかすみがかかっていたが雲はほとんどなかった。Flt. No. 3は高度約6kmに図13に示すような雲があり, Flt. No. 4は図14に示すように東西コースの北側は一面の積雲であった。

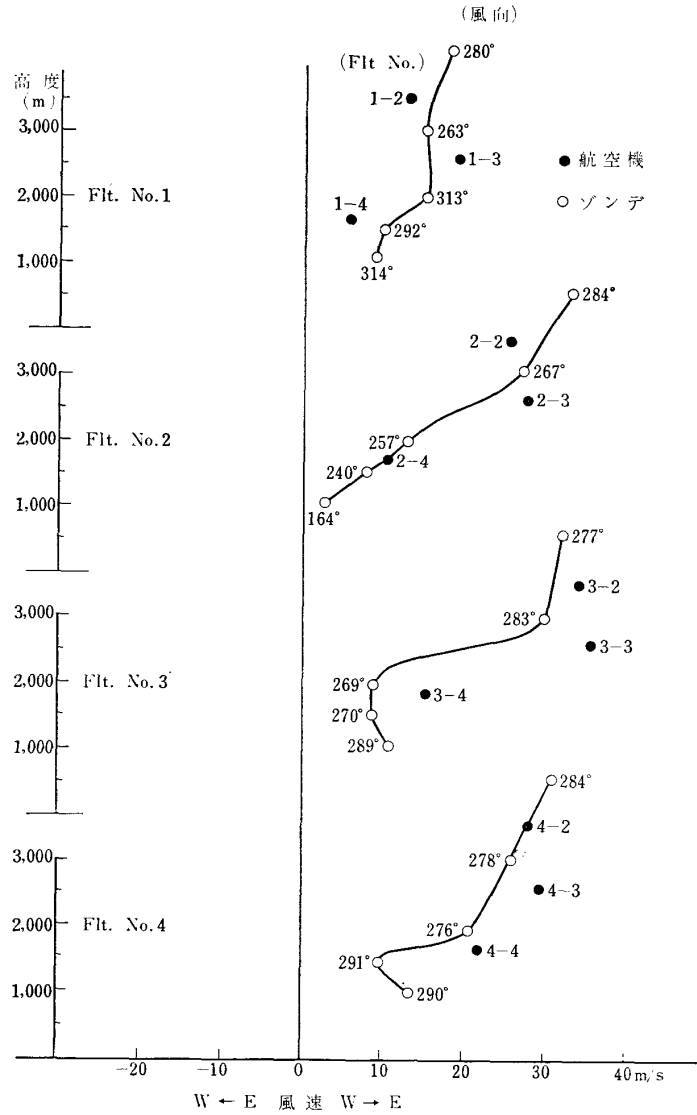


図 10 風速観測資料

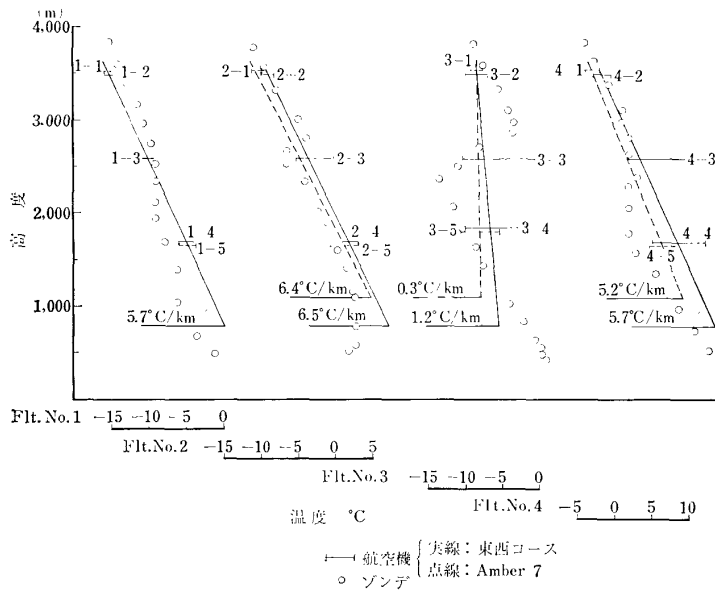


図 11 大気温度観測資料



図 12 Flt. No. 1 における雲の状態 (高度 3.5 km より撮影)



図 13 Flt. No. 3 における雲の状態 (高度 2.7 km より撮影)



図 14 Flt. No. 4 における雲の状態 (高度 2.6 km より撮影)

これらの天候状態を表5にまとめて示す。

3.2 乱気流の強さの観測結果

航空機による観測で短波長乱気流（航空機に上下加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（航空機の水平飛行を保つためのエンジンパワーコントロールの程度、すなわちスロットルレバーの位置から判断したもので数百m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。

乱気流は Flt. No. 3 において最も強く、ついで Flt. No. 4 でも相当強いものを経験した。この両者の観測日は、ともに風速および Wind shear が相当大きい日であった。さらに Flt. No. 3 においては、大気温度の逆転層の存在が影響しているのではないかと考えられる。

波長の短い乱気流は特に Flt. No. 3-4 の那須連峰に近い check point 1' の付近が激しく（高度を 1.7km に下げるのは危険と判断し高度 1.8km で観測した）、

表5 観測結果概略

Flt. No.	風		大気温度		雲の状態	乱気流の存在	
	風速 (m/s)	Wind Shear	Lapse Rate (°C/km)	コース中の変動 (°C)		短波長	長波長
1	6~19	小	5.7	1.4~2.4	高度 6.5~7km に薄雲 雲量約 7	高度 2km 以下で 2m/s 程度	小
2	10~28	中	6.5	1.2~5.4	ほとんどなし	高度 2.6km 以下で 4m/s 程度	中
3	15~36	中	0.3	1.9~10.2	高度 6~6.5km で雲量約 3	高度 2.6km 以下で 10m/s 程度	大
4	22~30	中	5.5	2.2~7.8	高高 2.5~3km に積雲、東西コースの北側一面雲、南側は晴	高度 2km 以下で 7m/s 程度	中

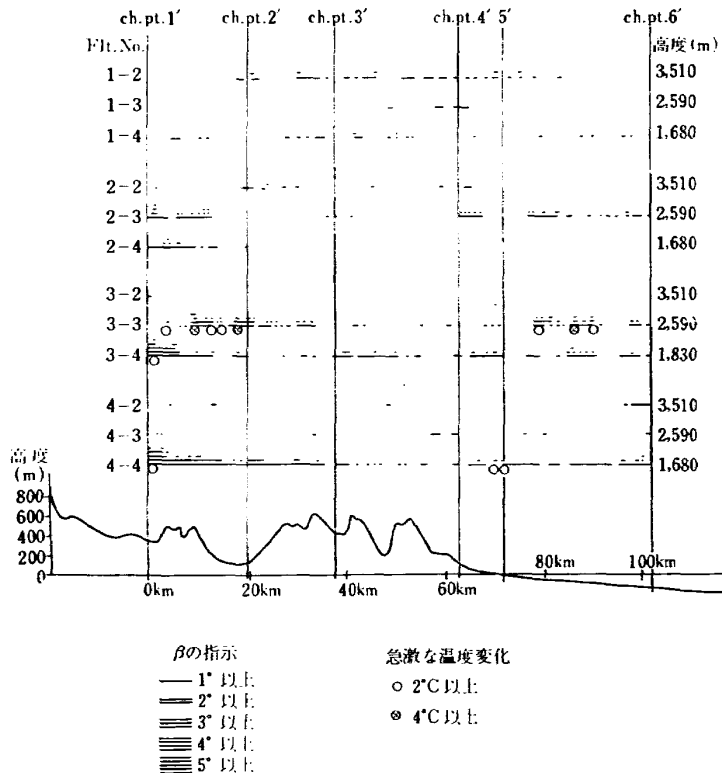


図15 飛行経路に沿った乱気流の分布（東西コース）

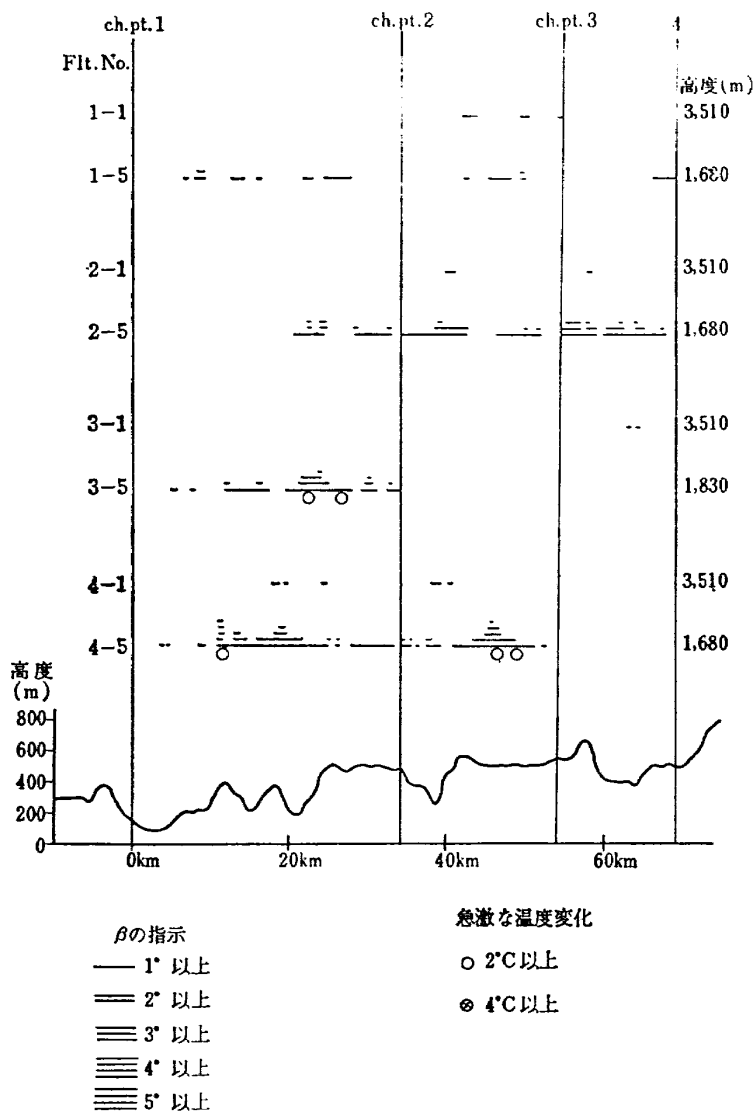


図 16 飛行経路に沿った乱気流の分布 (AMBER 7)

また Flt. No. 3-5 では check point 2~4 間の観測を断念した。なお Flt. No. 4-5 の check point 3-4 間は雲のため視界不良で観測は行なわれなかった。

各々の飛行経路中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  $\beta$  を整理したものの一例を図 15, 16 に示す。 $(\beta$  の指示は、そのままで相当良く乱気流の左右速度成分を表現していると考えられる。)

図 15, 16 は記録したデータから  $\beta$  の変動値を読みとりおのおの Flt. No. について示したものである。 $(\beta$  の角度 1° は乱気流の左右速度成分として約 1.3m/s に相当する) また、これらの図には、大気温度が急激に 2°C 以上と 4°C 以上変化した場合も同時に示している。両図をみると、2.6km 以下の高度では、それ以上の高度に比べて、強い乱気流を経験して

いる。これは、地形による影響がこの程度の高度まで及んでいるものと考えられる。

### 3.3 大気温度の観測結果

昭和 43 年に行なった鈴鹿山脈付近の乱気流観測の結果<sup>10)</sup>、航空機の飛行経路に沿っての大気温度の変動と、乱気流の存在との間には、かなりの関連性が認められた。そこで、今回の観測においては、大気温度計測の信頼性を高めるために、抵抗線温度計による計測 ( $T_1$ ) に加えて、当研究所原動機部で開発した熱電対温度計による計測 ( $T_2$ ) を同時に行なった。

観測結果の代表的なものは図 9, 図 18 および図 19 で見ることができるが、大気温度  $T_2$  の変化は  $T_1$  に比べて滑らかである。これは、 $T_2$  計測に用いた熱電対温度計の時定数が大きい(約 0.8 秒)ため、これを考慮すると両者はよく一致している。両者の観測位

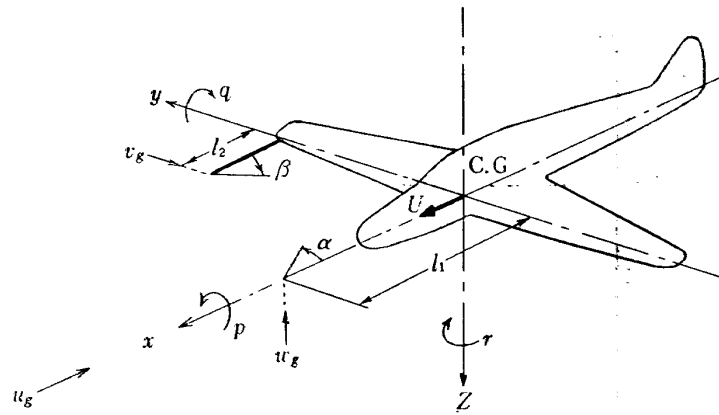


図 17 機体運動に対する記号

置は、航空機の前胴の横腹および天頂部で、約2mはなれているが、このような両者の観測結果の一致から、大気温度の変動は十分に正しく計測しえたと言うことができる。

このような大気温度変動の計測データの例として、Flt. No. 3-3 の場合を、他の観測項目と共に見ると(図9) check point 6'~5' の海上2ヶ所と check point 3' を過ぎてから大きな大気温度変動が認められ、これらの場所では、上下、左右加速度  $a_x$ ,  $a_y$  および対気速度  $U$  の変動は、いずれも大きな値で、大きな乱気流の存在を示している。この Flt. No. 3-3 において見られた大気温度変動と乱気流存在との関係は、ほかの Flt. No. の場合については図15, 図16によってもその傾向を知ることができるが、すべての計測データ(ここでは示していない)を観察して、つぎのように述べることができる。

すなわち、大気温度(飛行経路に沿って)が急激に変動している場所には必ず乱気流が存在している。逆に乱気流が存在している場所は、急激な大気温度変動が存在している場所であるか、または、少し広い範囲で大気温度が変化している(計測値にゆるやかな温度変化が認められる)場所であって、その程度は両者共(温度変動が急激であろうとゆるやかであろうと)温度変化  $3^{\circ}\text{C}$  程度以上が乱気流速度  $4\text{m/s}$  程度以上に対応している場合が多い。

### 3.4 乱気流速度の上下、左右および前後成分

航空機の飛行経路上の乱気流分布を測定するには、機体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  $\alpha$  および横回り角  $\beta$  の変化と対気速度  $U$  から、乱気流速度の上下成分  $w_g$ , 左右成分  $v_g$  および前後成分  $u_g$  を ( $w_g = U\alpha$ ,  $v_g = U\beta$ ,  $u_g = (U - \bar{U})$  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。

機体は  $w_g$  に対しては上下移動および縦揺れ運動のみを生じ、 $v_g$  に対しては横回り、横揺れおよび偏揺れ運動のみを生じ、 $u_g$  に対しては前後方向および縦揺れ運動のみを生ずると仮定すれば、 $w_g$ ,  $v_g$  および  $u_g$  は機体の運動による補正項を付け加えて、(1), (2) および (3) 式で表わされる。(図17)

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

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

$$u_g = (U - \bar{U}) - \int a_x dt + g \int \int q dt dt \quad (3)$$

計算は、計測したデータをサンプリング速度  $0.01$  秒で A-D 変換して電子計算機 (HITAC 5020 F) で行ない、図18~22は、計算結果を X-Y プロッターで描かせたものである。

このようにして(電子計算機を用いて)求めた  $w_g$ ,  $v_g$  および  $u_g^*$  の結果を  $\alpha$ ,  $\beta$ , 上下加速度  $a_x$ , 左右加速度  $a_y$ , 大気温度  $T_1, T_2$  とともに図18, 19に示す。図から見て明らかに  $w_g$  には  $\alpha$  が、 $v_g$  には  $\beta$  がよく対応しており、 $a_x$  は  $w_g$  と、 $a_y$  は  $v_g$  とやや対応している。

また、 $w_g, v_g$  を求めた (1), (2) 式の各補正項の影響を知るために  $w_g, v_g$  と  $U\alpha, U\beta$  および各補正項を計算した結果を図20, 21に示す。

図より明らかのように波長の短い(約  $100\text{m}$  以下)  $w_g$  はほぼ  $U\alpha$  で定まり、補正項は  $\int a_x dt, U \int q dt$  の

\*  $u_g$  は磁気記録機のトラック数不足のために  $a_x$  を計測していないので  $u_g = (U - \bar{U})$  で求めた。

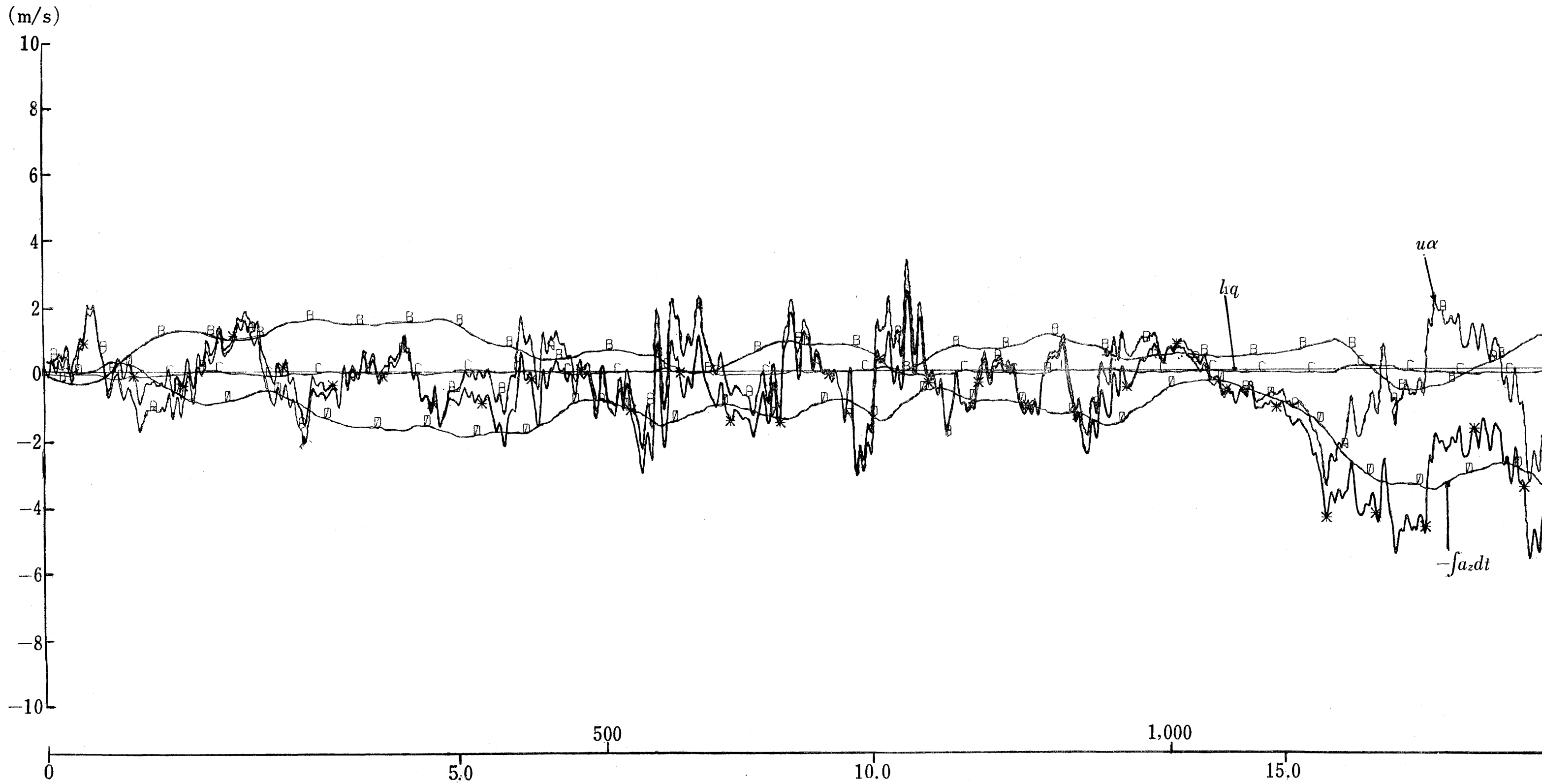
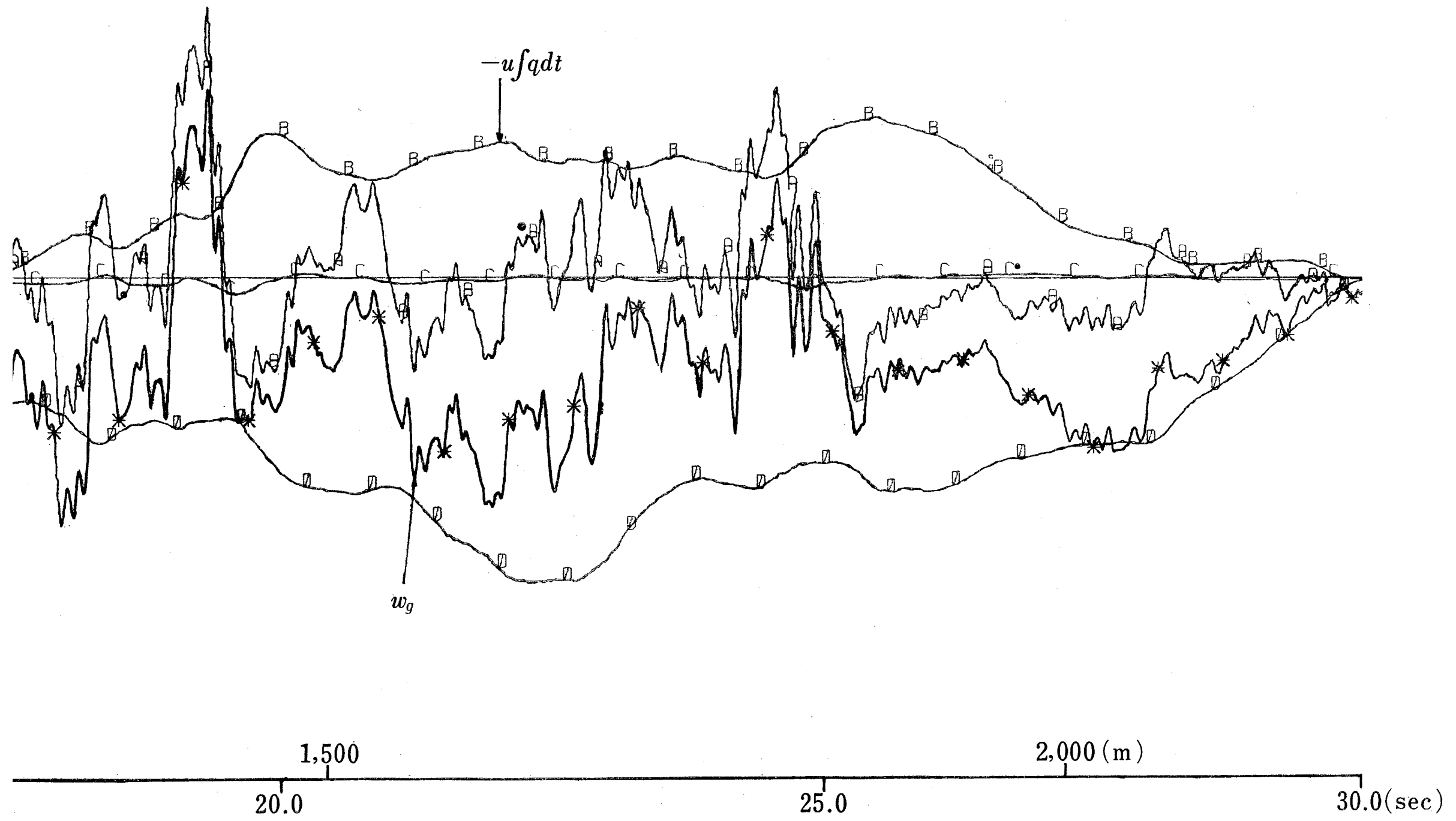


図 20 上下方向乱気流速度の計算— $U\alpha$  と他の補正項の貢献度

- \* :  $w_g$
- A :  $u\alpha$
- B :  $-u\int q dt$
- C :  $h_1 q$
- D :  $-\int a_z dt$





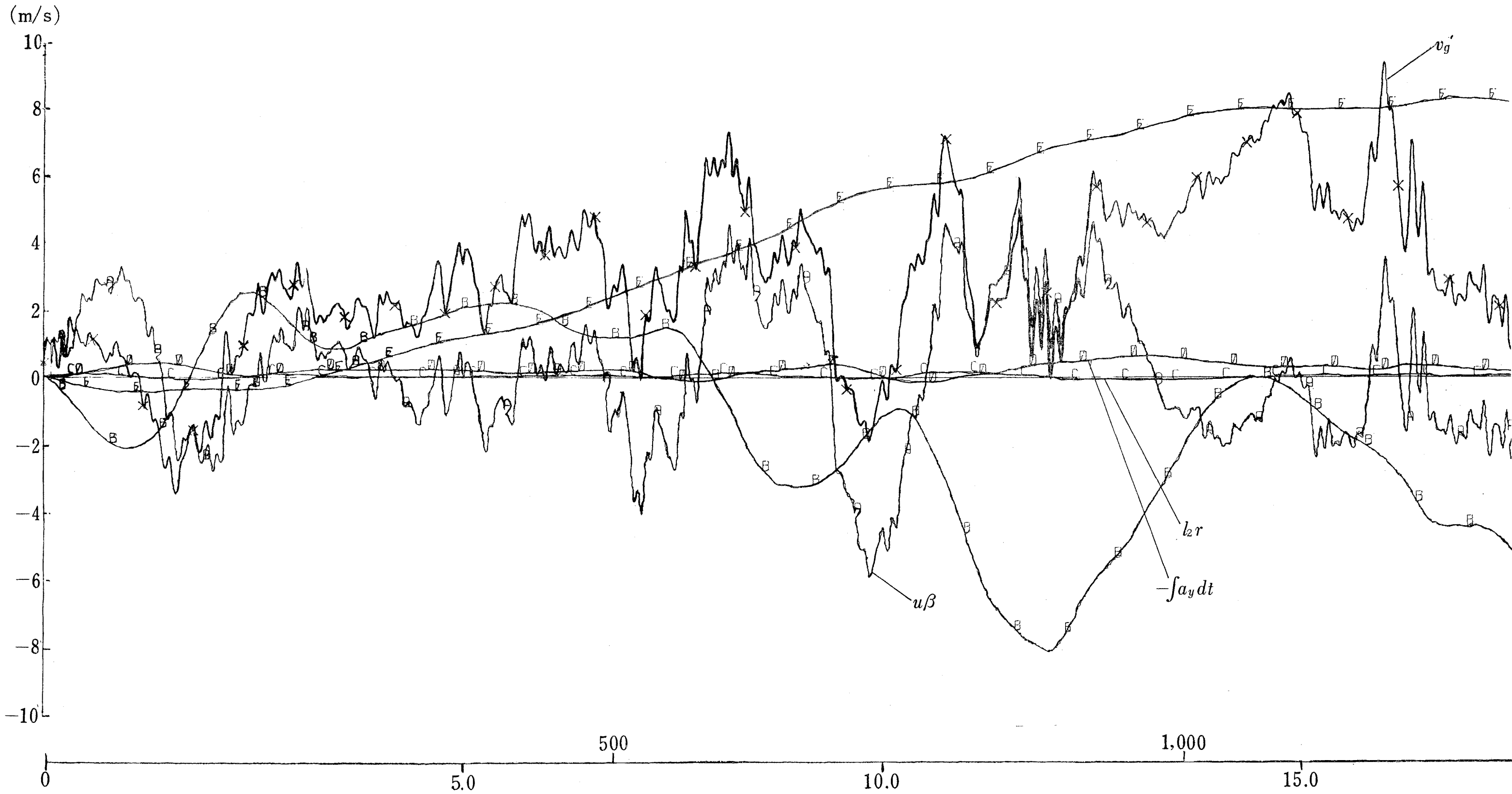
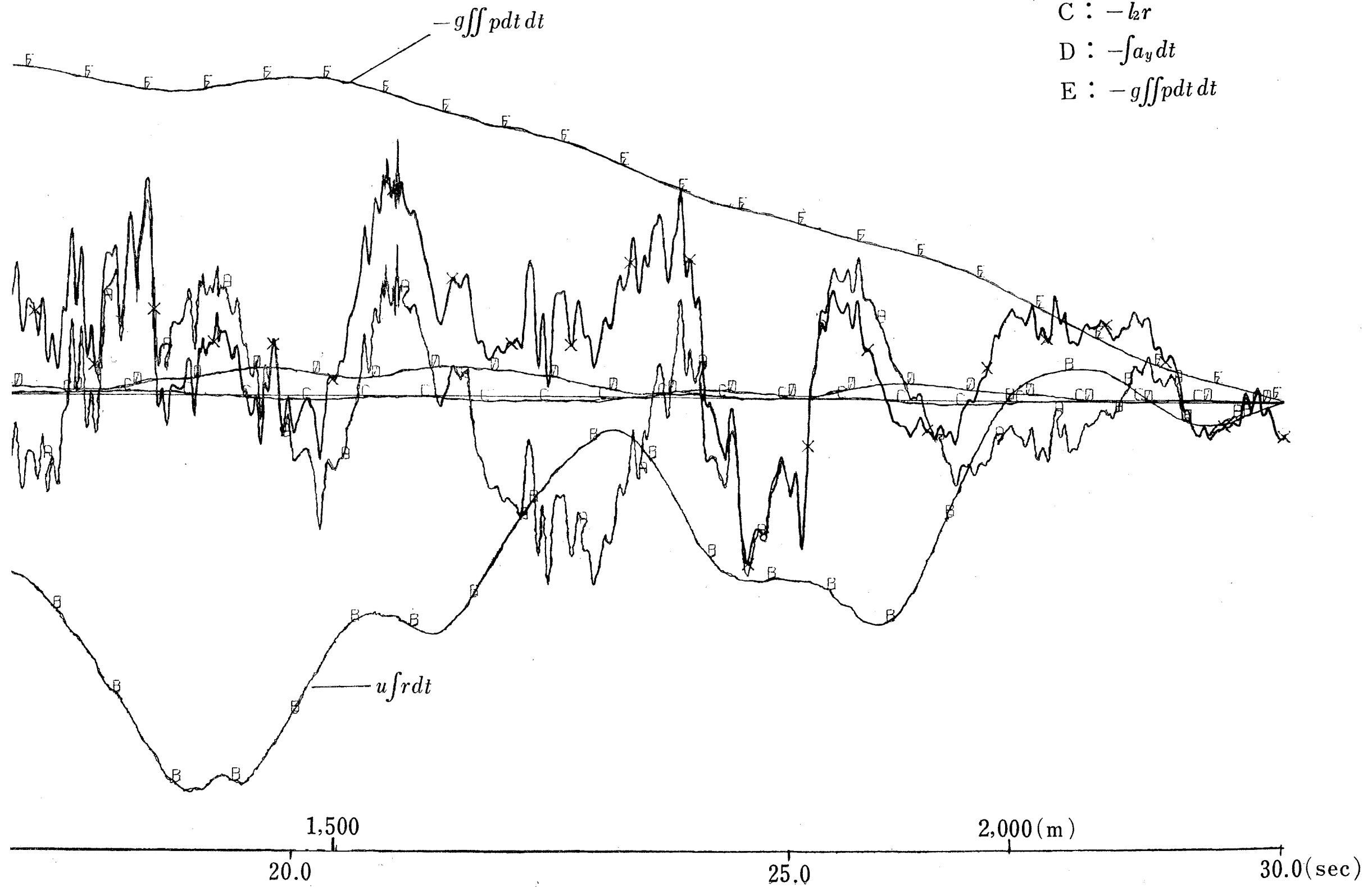


図 21 左右方向乱気流速度の計算— $U\beta$  および他の補正項の貢献度

- × :  $v_g$
- A :  $u \cdot \beta$
- B :  $u \int r dt$
- C :  $-l_2 r$
- D :  $-\int a_y dt$
- E :  $-g \int \int p dt dt$



Flt. No. 3-3(2) ch. pt. 2'-ch. pt. 1'

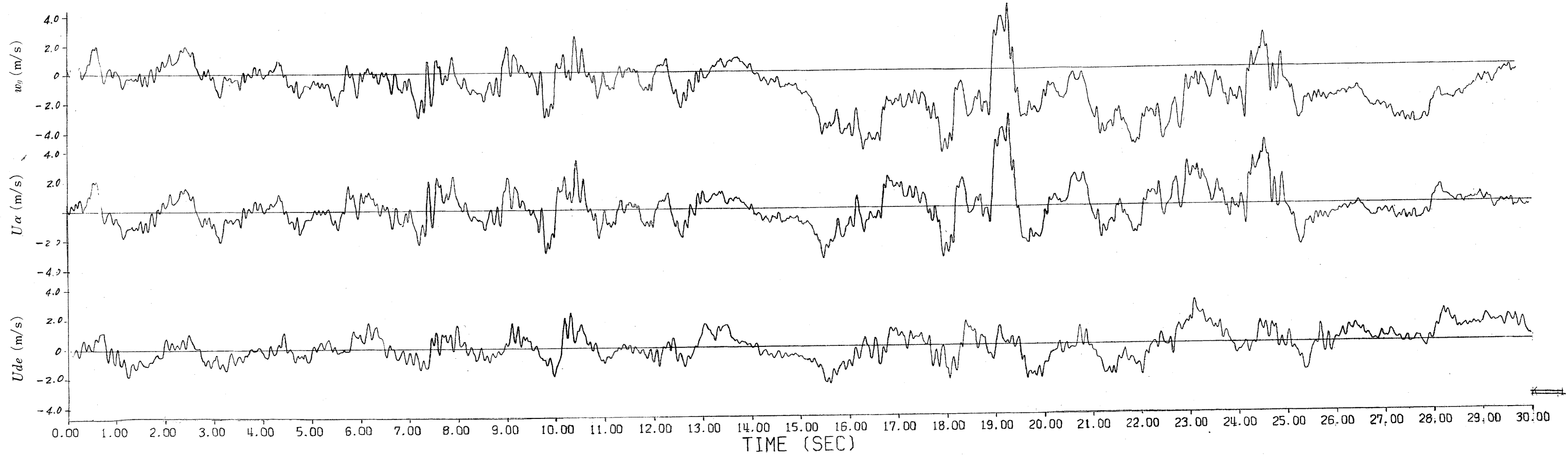


図 22  $w_y, U_\alpha$  および  $U_{de}$

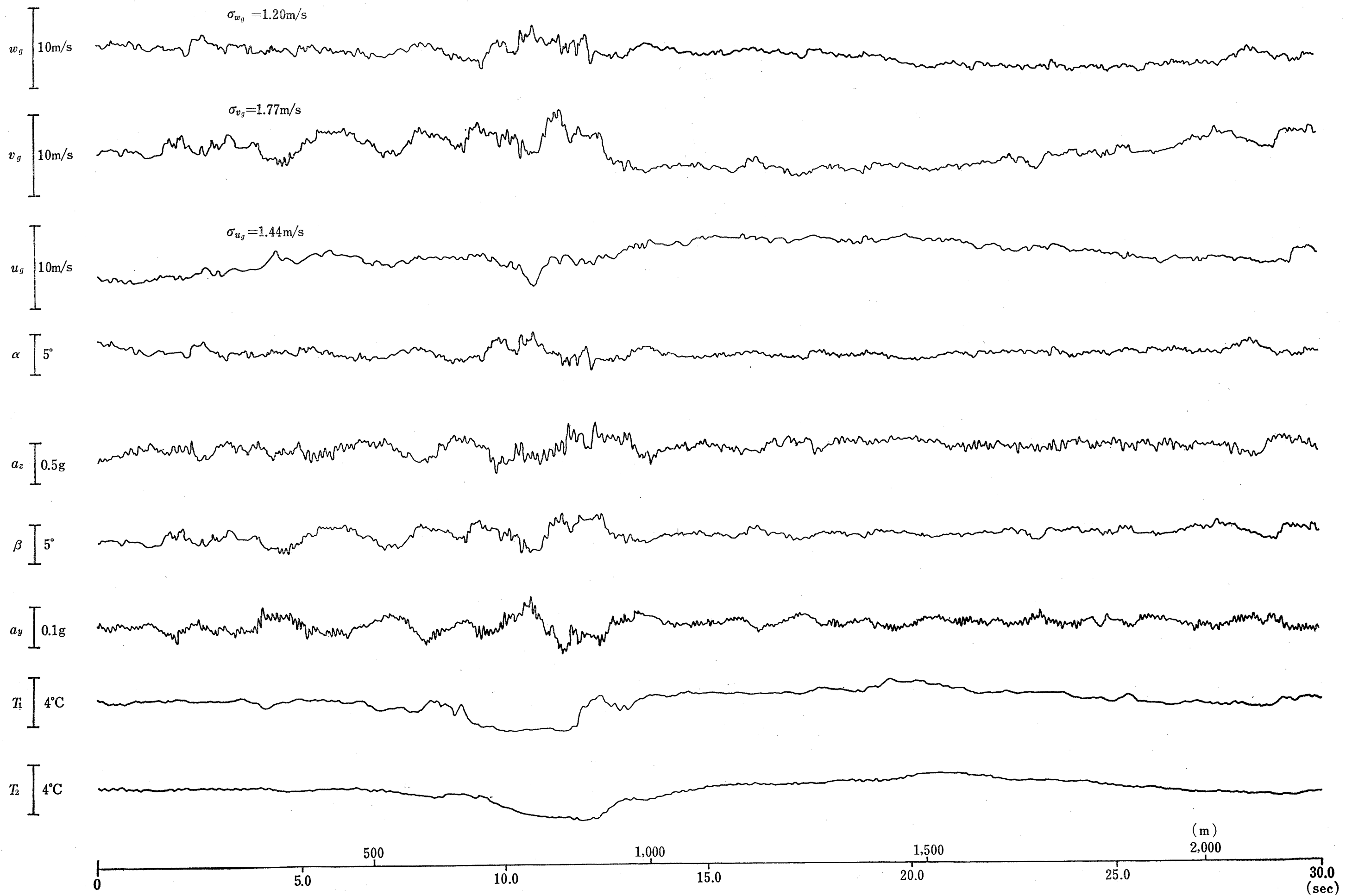


図 18 乱気流の三方向速度成分と計測記録 (その1)

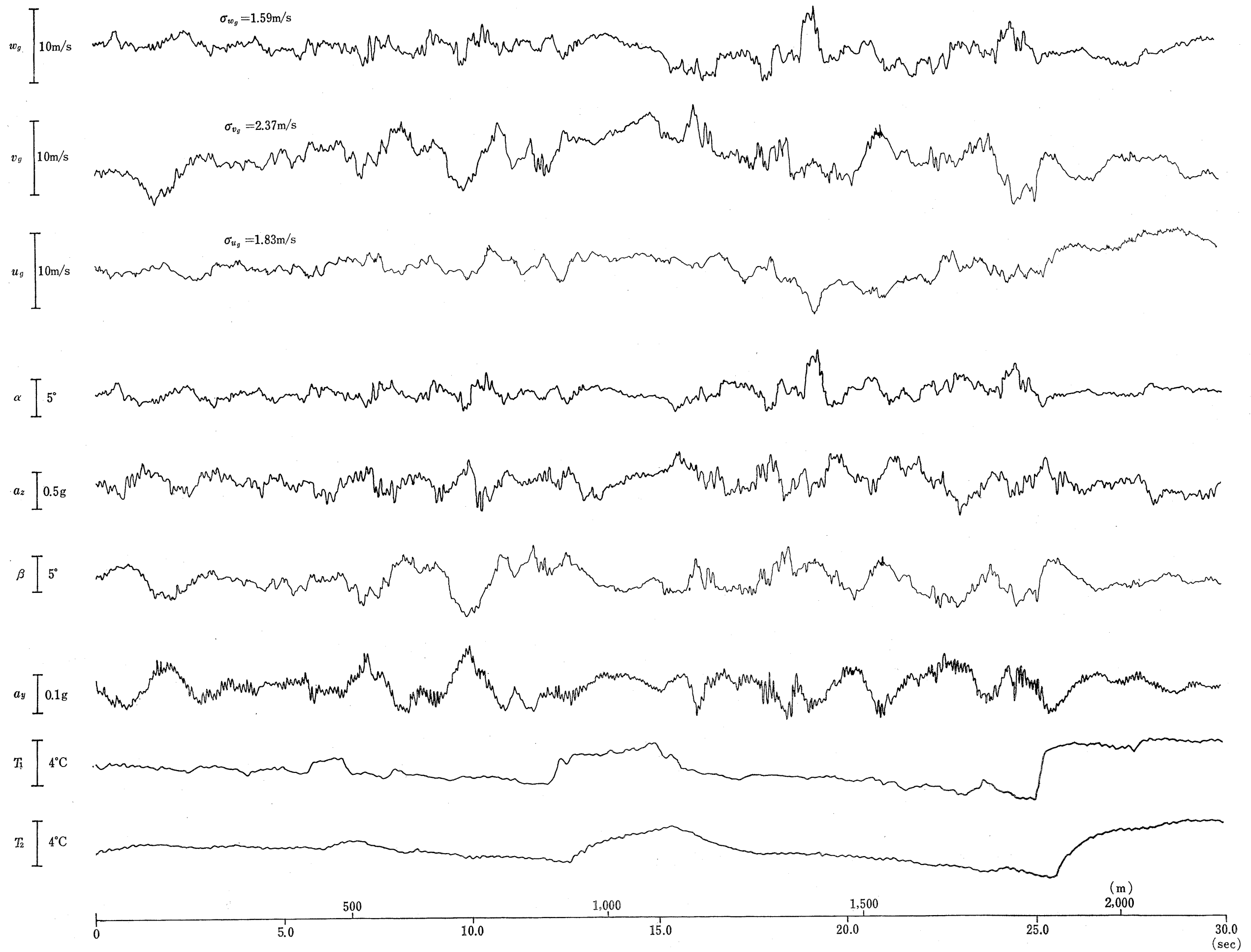


図 19 乱気流の三方向速度成分と計測記録 (その2)

順で  $w_g$  の長い波長 (約 100 m 以上) に作用し、補正項  $l_1 q$  の値は小さく無視できる。一方  $v_g$  の方は、短い波長 (約 100 m 以下) に対しては  $U\beta$  ではぼ定まり、補正項  $U \int r dt, q \int \int p dt dt$  が  $v_g$  の長い波長 (約 100 m 以上) に関係し、 $l_2 r$  と  $\int a_y dt$  の補正項の値は小さくその影響は無視できる。

このようにして求めた乱気流速度の上下成分  $w_g$  と耐空性審査要領<sup>6)</sup> に従って計測された  $a_z (=nq)$  から求めた有効突風速度  $U_{ae}$  を比較することを試みた。すなわち、耐空性審査要領に強度判定の基準として掲載している式 ((4) 式) から計算した  $U_{ae}$  を  $w_g$  と  $U\alpha$  とともに一例として図 22 に示す。

$$n=1 + \frac{k_g U_{ae} V_{ca}}{31.1(W/S)} \quad (4)$$

ただし

$$k_g = \frac{0.88 \mu_g}{5.3 + \mu_g}, \quad \mu_g = \frac{2(W/S)}{\rho c a g}$$

図 22 を見ると、 $U_{ae}$  と  $w_g$  は全体として比較的良好に対応しているようであるが、詳細に見ると相当の相違が見られる。

(1) まず、 $U_{ae}$  には乱気流の長波長成分が含まれていない。したがって、 $U_{ae}$  と  $w_g$  の大きさに大きな差が存在する場所がある。これは、航空機の強度に対しては、乱気流によって生じる機体の  $a_z$  のみが重要であることから、 $U_{ae}$  が強度判定の基準として用いられることは適切であるが、乱気流の計測に用いた航空機機体の特性と、強度を判定しようとする機体の特性に相違があれば、(4) 式を用いると誤りをおかす怖れがある。ことを示している。

このような場合には、(4) 式によらず、機体応答の周波数特性を考慮して解析を行なわなければならない。

(2) このように機体の周波数応答特性を考慮しなければならないことは、短波長成分についても見られる。すなわち、 $U_{ae}$  は  $w_g$  に比べて 6~7 Hz の波が強調されて出ている。これは主翼の曲げ一次固有振動数の影響であると考えられる。

(3) 長波長成分を除いて、 $w_g$  と  $U_{ae}$  を比較すると、両者は大略同じであるが、 $w_g$  の方が、時には数倍の高い値を示している。これは機体応答の周波数特性(特に機体の縦揺れ応答)、非定常空気力を含めた応答の非線型性などによるものと考えられる。

### 3.5 クロススペクトル法による解析とその結果

前節で計算した乱気流速度の上下成分  $w_g$ 、左右成

分  $v_g$  および前後成分  $u_g$  の周波数特性および、これらの乱気流速度と機体の迎え角  $\alpha$ 、横回り角  $\beta$  と対気速度  $U$  から求めた  $U\alpha$ 、 $U\beta$ 、上下加速度  $a_z$ 、左右加速度  $a_y$  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)、 $P_{yy}(f)$ 、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)  $r^2(f)$ 、相対誤差  $R(f)$  を求めた。計算に用いたパラメータの値を表 6、7 に示す。(計算方法の詳細は参考文献 (10) の付録参照。)

計算した入力  $x$  と出力  $y$  は、 $w_g, v_g, u_g, U\alpha, U\beta, a_z$  および  $a_y$  の組合せでその組合せを表 8 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のみ行なった。(使用計算機は HITAC 5020 F)。計算結果の一例を図 23~図 29\* に示す。

図 23, 24 は Flt. No. 3-3 の check point 2'~1 の間の図 18 に示した部分(表 8 の計算場所(1)で示す)、図 25, 26 は同じ Flt. No. 3-3 のさらに check point 1' に近い図 19 に示した部分(表 8 の計算場所(2)で示す)の計算結果であり、図 27~図 29 は前二者と全く同じ部分の  $w_g, v_g$  および  $u_g$  についての結果である。

表 6 計算に用いたパラメータの値

$\Delta t$	データのサンプリング間隔	0.04 s
$M\Delta t$	データの長さ	30 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
$\delta$		0.95
$a_n$	スペクトルウィンドウの係数	表 7 参照

表 7 スペクトルウィンドウの係数  $a_n$

ウィンドウの種類	$W_1$	$W_2$	$W_3$
$a_0$	0.5132	0.6398	0.7029
$a_1 = a_{-1}$	0.2434	0.2401	0.2208
$a_2 = a_{-2}$	0	-0.0600	-0.0891
$a_3 = a_{-3}$	0	0	0.0149
$a_4 = a_{-4} = \dots$	0	0	0

\* 対気速度  $U$  の計測は機体常備のピトー管で行なっているため周波数応答特性は約 1 Hz 以下と考えなければならない。図 28, 29 は参考資料として掲載したものである。

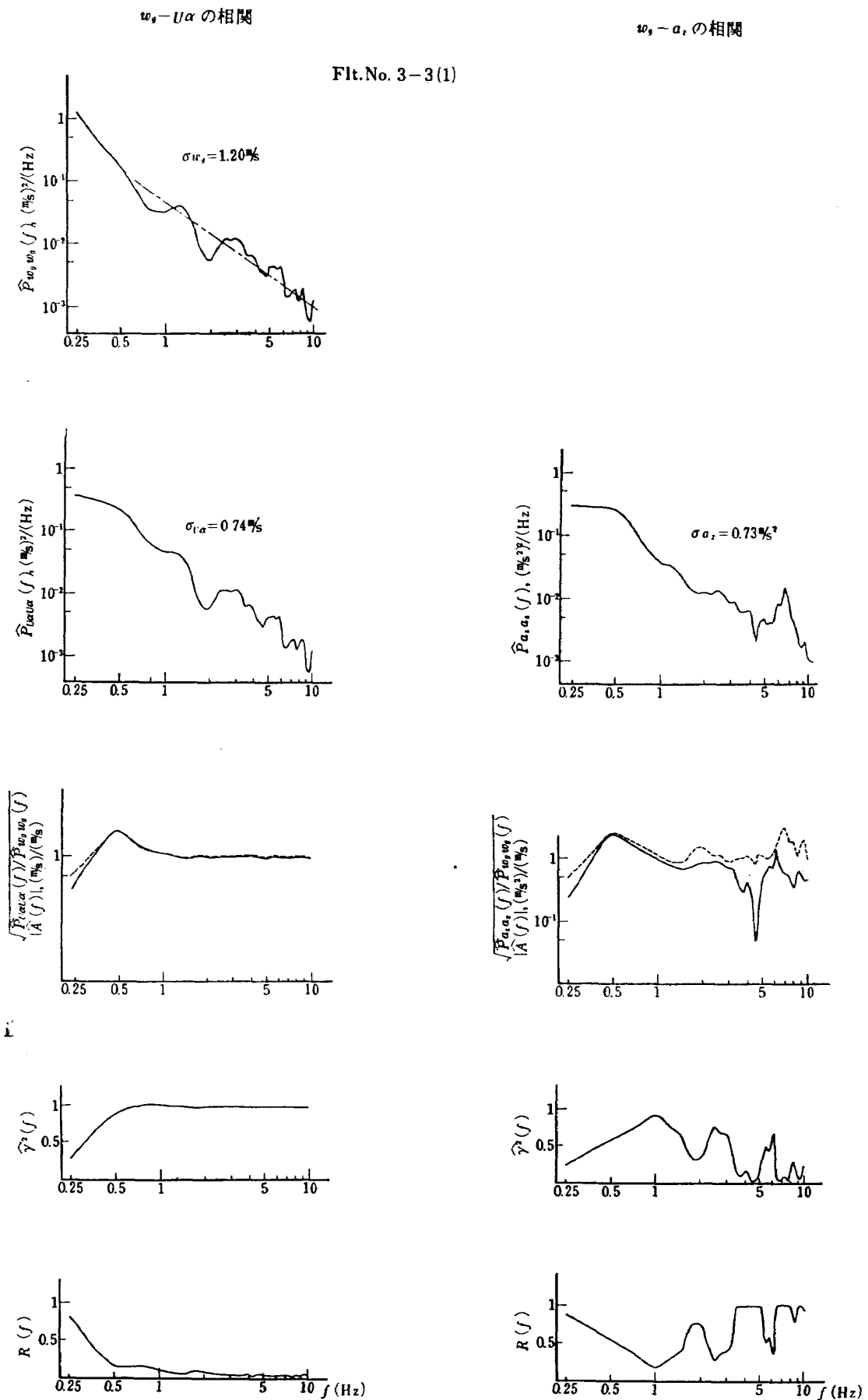


図 23 パワースペクトル計算結果 (その 1)

$v_y - U\beta$  の相関

$v_y - a_y$  の相関

Flt. No. 3-3(1)

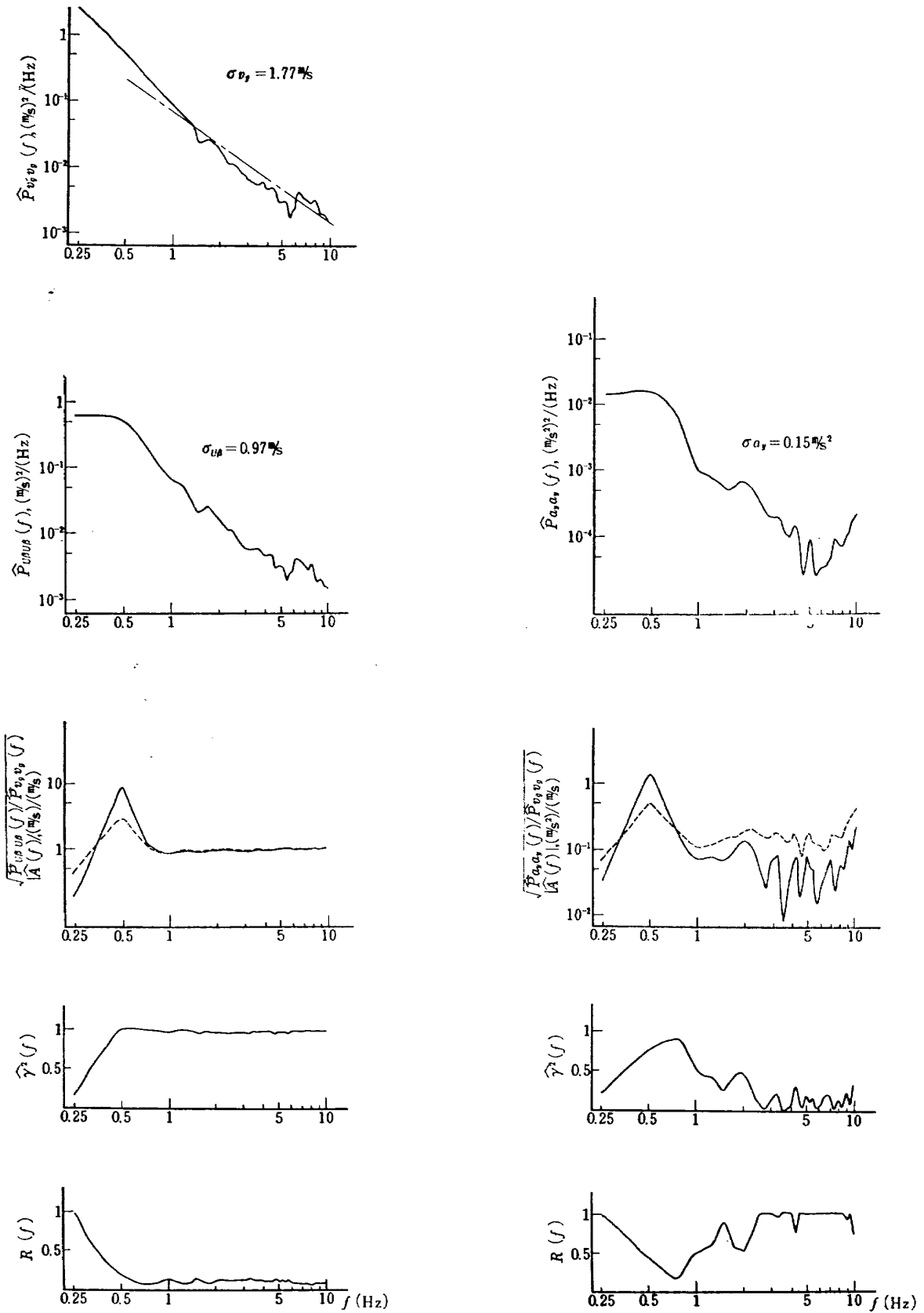


図 24 パワースペクトル計算結果 (その 2)



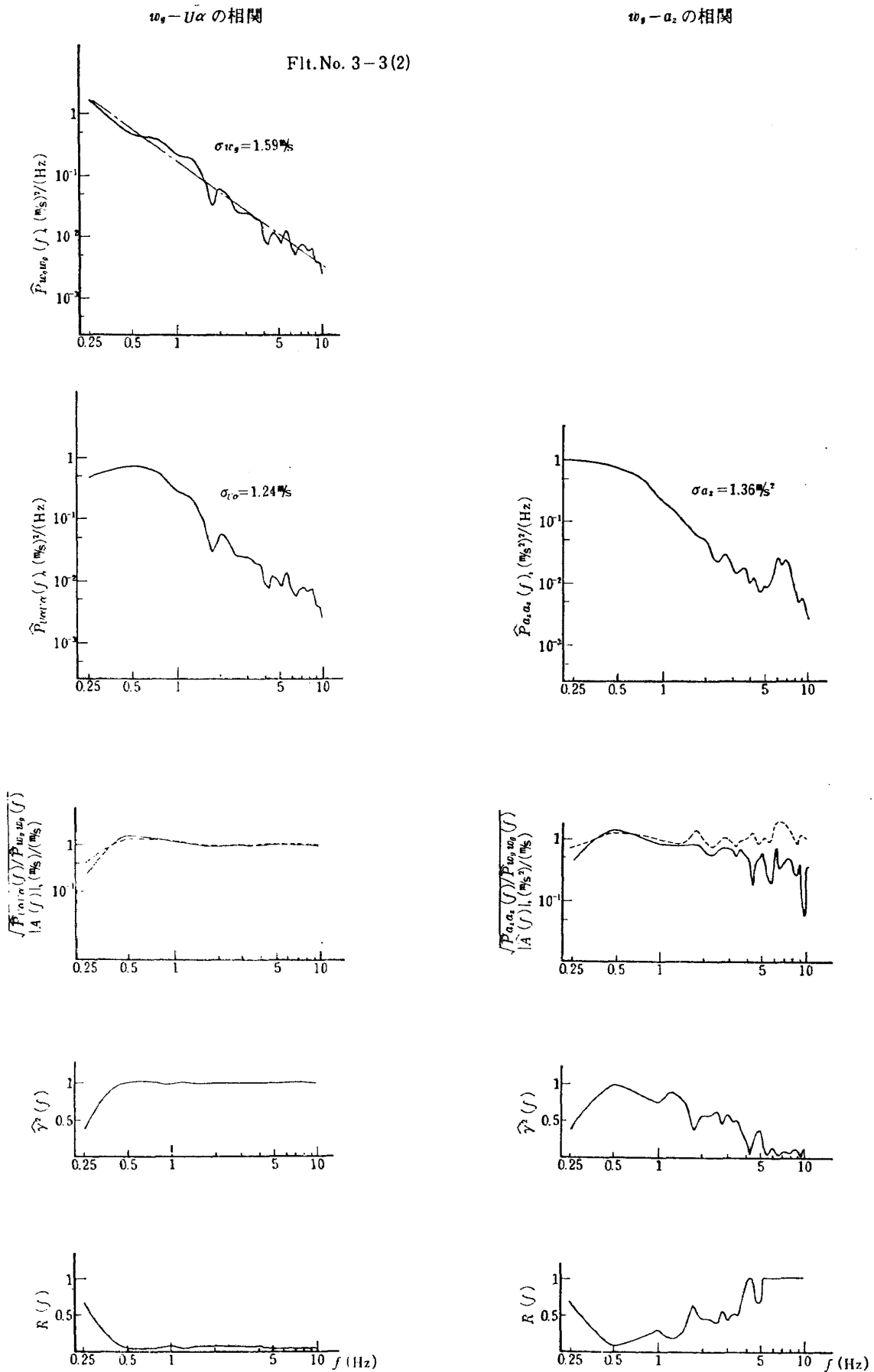


図 25 パワースペクトル計算結果 (その 3)

$v_y - U\beta$  の相関

Flt. No. 3-3(2)

$v_y - a_y$  の相関

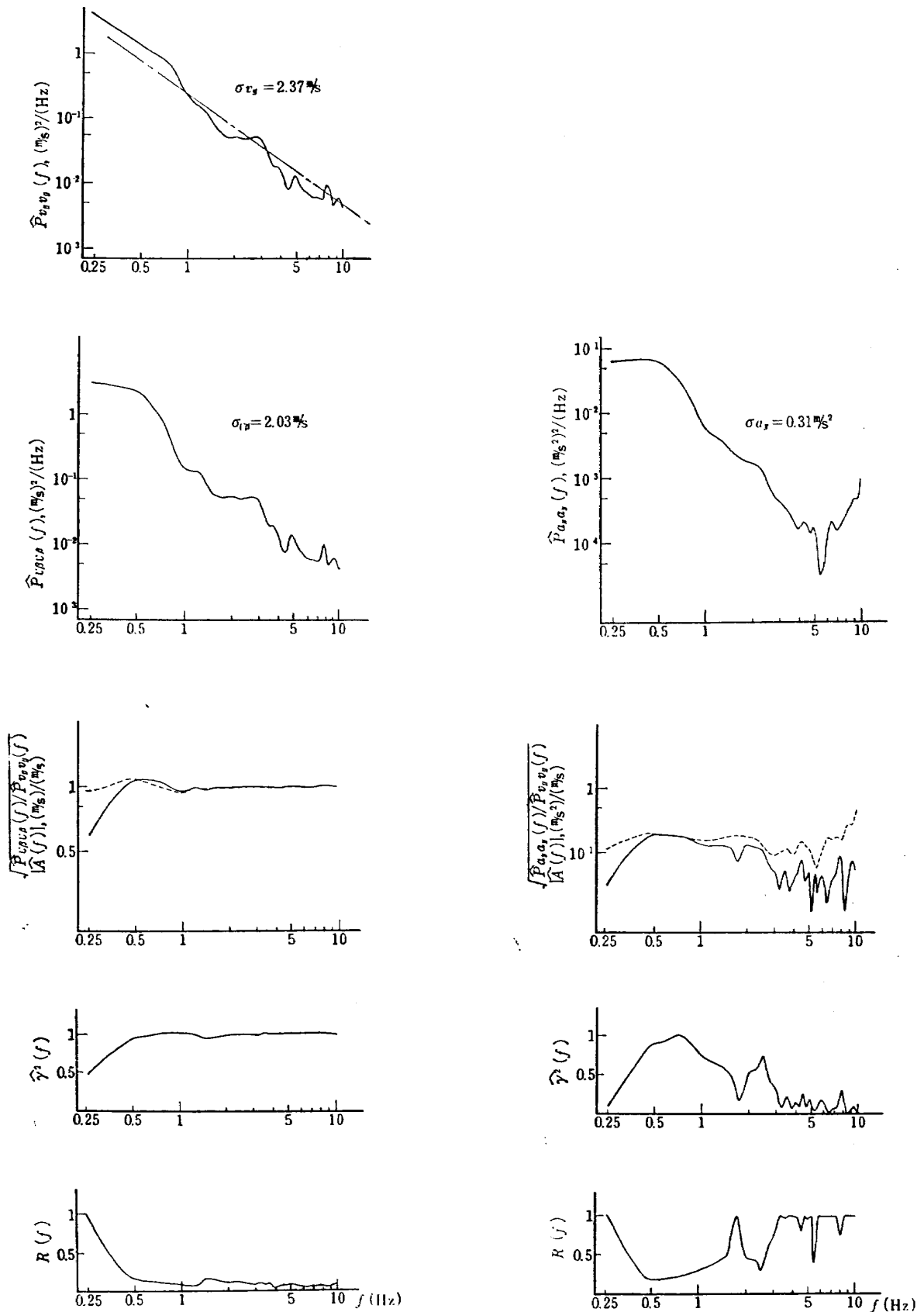
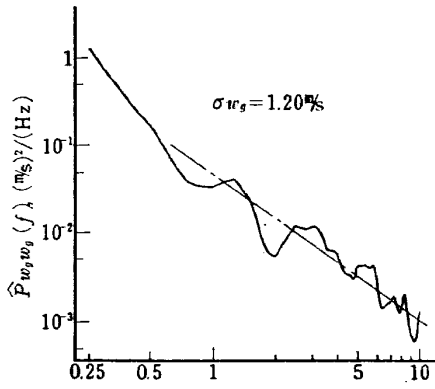


図 26 パワースペクトル計算結果 (その 4)

$w_y - v_y$  の相関

Flt. No. 3-3(1)



Flt. No. 3-3(2)

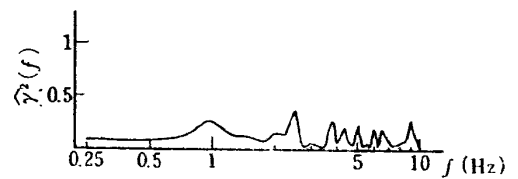
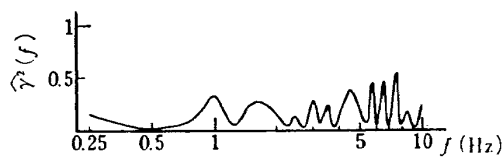
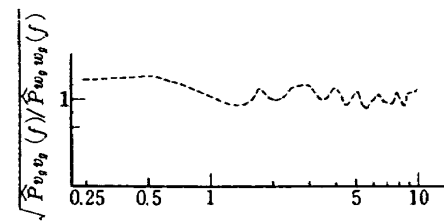
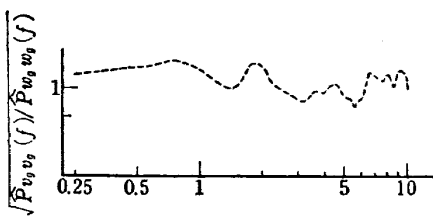
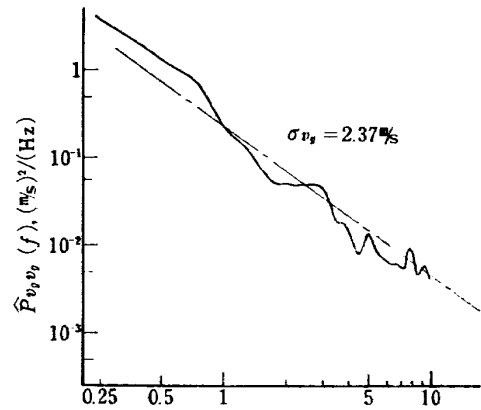
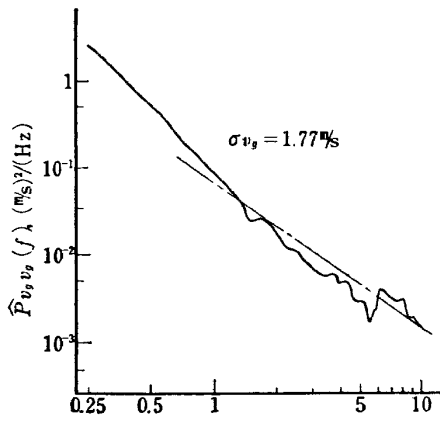
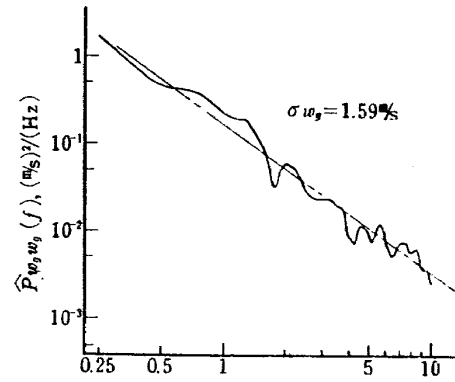


図 27 パワースペクトル計算結果 (その 5)

$w_y-u_y$  の相関

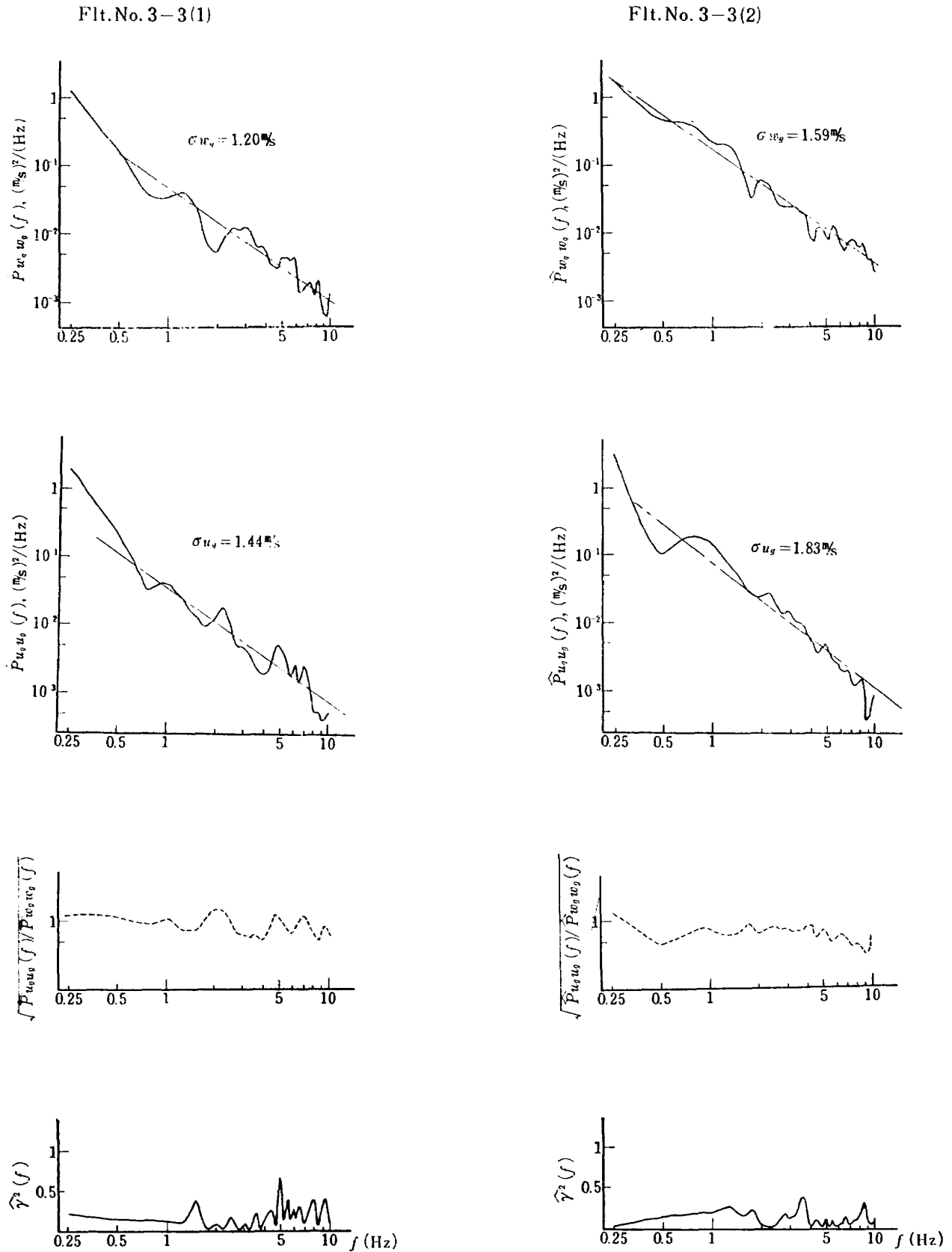
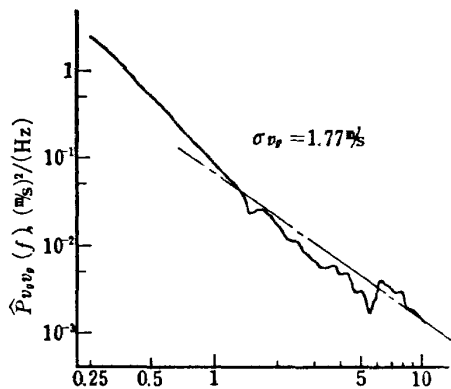


図 28 パワースペクトル計算結果 (その6)

$v_y - u_y$  の相関

Flt.No.3-3(1)



Flt.No. 3-3(2)

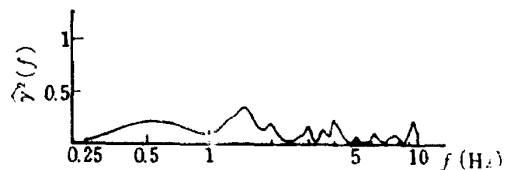
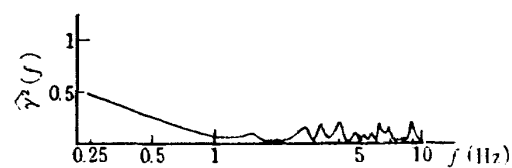
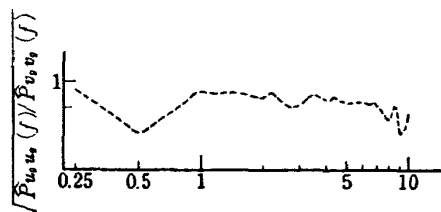
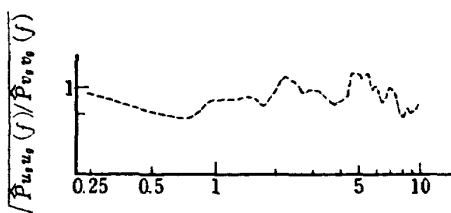
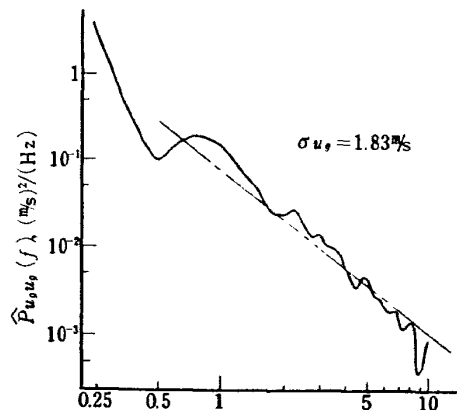
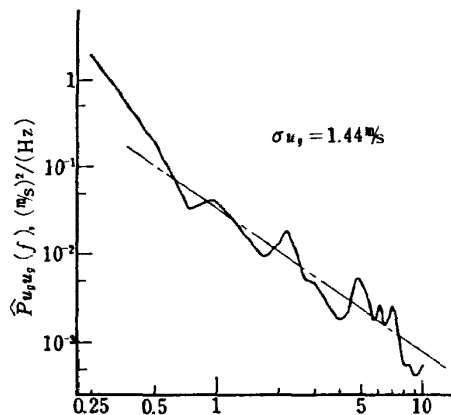
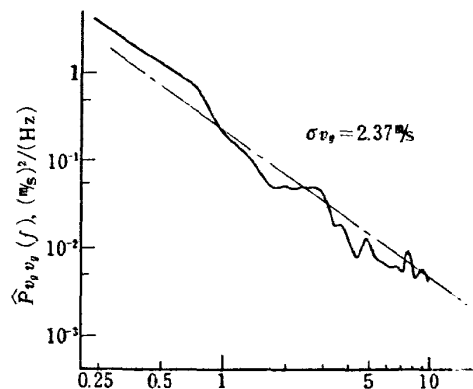


図 29 パワースペクトル計算結果 (その7)

表 8 クロススペクトル計算を行なった入出力項目

$x$ (入力)	$w_g$		$v_g$		$w_g$		$v_g$		$w_g$		$w_g$		$v_g$	
$y$ (出力)	$U\alpha$	$a_x$	$U\beta$	$a_y$	$U\alpha$	$a_x$	$U\beta$	$a_y$	$v_g$		$u_g$		$u_g$	
計算場所	(1) (図 18)				(2) (図 19)				(1)	(2)	(1)	(2)	(1)	(2)
参照図	図 23		図 24		図 25		図 26		図 27		図 28		図 29	

R.M.S値	陸 上			海 上		
	(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)
$\sigma_{x_y}$	1.20 <sup>m/s</sup>	1.59 <sup>m/s</sup>	0.35 <sup>m/s</sup>	0.96 <sup>m/s</sup>	0.99 <sup>m/s</sup>	0.30 <sup>m/s</sup>
$\sigma_{v_g}$	1.77	2.37	0.32	1.02	1.13	0.33
$\sigma_{u_g}$	1.44	1.83	0.37	1.20	0.86	0.35

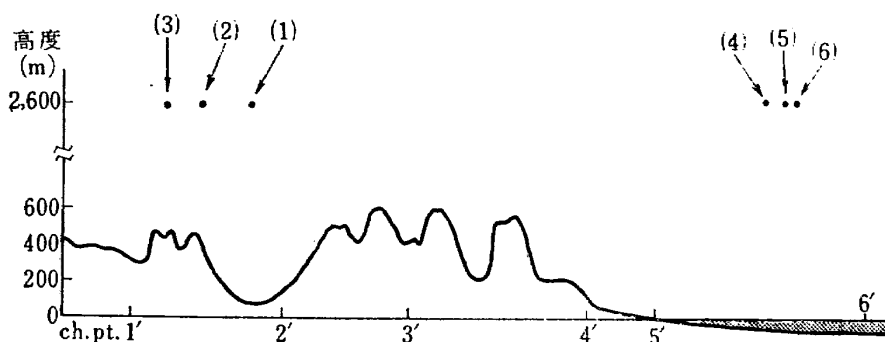


図 30 乱気流の R.M.S. 値 (Flt. No. 3-3)

これらの計算結果からつぎのようなことがわかる。

(1)  $w_g, v_g$  および  $u_g$  の三者のトータルパワー (図 27~図 29) には差が認められ、 $v_g$  が  $w_g$  よりも大きい。(ここにパワースペクトルは掲載しなかったが同じ Flt. No. 3-3 の check point 5'~6' の海上の部分の計算結果 (図 30 参照) にはこのような差は認められなかった。) これは山に近い所の激しい乱気流では等方性が成立せず山から離れるにつれ等方性が回復することを示すものと考えられる。

(2)  $w_g$  のパワースペクトル  $\hat{P}w_g w_g(f)$ 、 $v_g$  のパワースペクトル  $\hat{P}v_g v_g(f)$  および  $u_g$  のパワースペクトル  $\hat{P}u_g u_g(f)$  は多少の凹凸はあるが (図 23~図 29)、大略  $f^{-5/3}$  に比例して減少している (図中の一点鎖線は  $f^{-5/3}$  の傾斜を示す)。これは一般に認められている Kolmogoroff の  $-5/3$  乗説に一致することを示している。

(3)  $w_g$  と ( $\alpha$  および  $U$  から求めた)  $U\alpha$  との関係性 (図 23, 図 25) をみると、 $\hat{P}w_g w_g(f)$  と  $\hat{P}u_g u_g(f)$  はほとんど同じ (周波数 1~10Hz の区

間で) で、 $\hat{A}(f)$  はほぼ平坦で 1 に近く、 $\hat{f}^2(f)$  もほとんど 1 に近く  $R(f)$  も小さい。このことは  $w_g$  を評価する場合に、(1) 式の計算を行なわなくても  $U\alpha$  によって相当正しく (周波数 1~10Hz 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)  $w_g$  と  $a_x$  との関係性 (図 23, 図 25) は、 $\hat{A}(f)$  は 3Hz 以下では比較的 1 に近いが、前述の  $w_g$  と  $U\alpha$  の関係に比べると低く、また  $\hat{f}^2(f)$  も低く、 $R(f)$  は高い、従って  $w_g$  で  $a_x$  を評価するのは (特に周波数 3Hz 以上では) 適当でない。

(5)  $v_g$  と ( $\beta$  および  $U$  から求めた)  $U\beta$  との関係性 (図 24, 図 26) をみると、 $\hat{P}v_g v_g(f)$  と  $\hat{P}u_g u_g(f)$  は 1~10Hz ではほとんど同一であり、 $\hat{A}(f)$ 、 $\hat{f}^2(f)$  ともほとんど 1 で、 $R(f)$  は低い、すなわち、 $U\beta$  によって相当正しく  $v_g$  (1~10Hz) を評価できることを示している。

(6)  $v_g$  と  $a_y$  (図 24, 図 26) については、 $\hat{f}^2(f)$  は  $w_g$  と  $a_x$  の場合よりもさらに小さい、相対誤差も大きいので  $v_g$  を評価するのに  $a_y$  を用いることは不

適当である。

以上 (3), (4), (5) および (6) は 3.4 節の定性的な判断に対する一つの定量的な解析結果であり, 定性的判断の正しいことを示している。

以上は, 測定した資料の乱気流が比較的強い代表的な小部分についての解析であるが, これらのことから比較的強い乱気流においても, すなわち, 機体の運動量が比較的大きくても  $w_0$  に対しては  $U\alpha$  を,  $v_0$  に対しては  $U\beta$  を用いても周波数 1~10Hz の範囲では十分に信頼しうる資料となりうる事が確認された。

これら (2)~(6) 項は前回の鈴鹿山脈付近での観測結果<sup>10)</sup>と同じであり, (1) 項は前回の観測では認められなかったことである。

#### 4. ま と め

気象庁気象研究所と共同で, 那須連峰の東側をそれとほぼ平行に走る航空路 Amber-7 付近の乱気流を, 実験用航空機を用いて 4 日間にわたって観測した。えられた観測結果を例記すると。

(1) 激しい乱気流は, 風速および Wind Shear が大きい時に, また大気温度の鉛直分布が不安定 (逆転層が存在している) な場合に認められた。

(2) 飛行径路にそって相当急激な大気温度の変動が存在する場合には必ず短波長乱気流を経験し, またゆるやかな大気温度の変動が大きいコースにも短波長乱気流が存在した。

(3) 乱気流速度の上下, 左右および前後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。

(4) 山に近い所の激しい乱気流ではその速度の上下成分のパワーよりも, 左右成分のパワーが大きいことが認められ, 等方性が成立しない。下流に行くに従って, 等方性に近づく。

上記 (1)(2) および (3) は先に鈴鹿山脈付近で行なった観測結果と同じ傾向であり (2) 項については大気温度計測が先の観測では 1 点であったのに対して今回の計測は 2 点をとってその精度を増し, 先の実験結果を再確認したものである。(4) 項については先の計測では特に顕著に表われなかった (山頂付近でさほど激しい乱気流に遭遇しなかったためと考えられる) ものである。

以上のことから先回の鈴鹿山脈付近の観測と今回の観測から地形性乱気流は (1)(2)(3) 項については一般的特性であると考えられる。なお, 地形, 天候等に差が

ある両地方について, 発生する乱気流の特性で特に異なるものは発見されなかった。

#### 5. む す び

宇都宮飛行場を基地として行なった乱気流の観測に際しては, 富士重工業(株)飛行整備部(日高盛康部長), 海上自衛隊宇都宮基地(教育航空軍司令, 影浦定俊 1 等海佐)の方々には一方ならぬお世話をいただいた。

この研究にあたっては, 終始気象研究所の各位(大田正治\*, 相馬清二\*\*氏等) および荒木浩部長\*\*\*の御指導をいただき, 大気温度測定について松木正勝部長\*\*\*\*よりの御指導を, 西尾健二室長\*\*\*\*, 能瀬弘幸技官\*\*\*\*等には温度計を製作して御協力を頂いた。また, 航空機操縦担当の後藤芳夫課長\*\*\*\*, 照井祐之専門職\*\*\*\*には, 実験上にも種々の適切な助言をいただいた。各位に厚くお礼申し上げる次第である。なお観測には峰岸技官\*\*\*, 観測データ処理に小岩井技官\*\*\*\*, 計算に堀内技官\*\*\*の協力があった。

#### 文 献

- 1) John C. Houbolt, Roy Steiner, and Kermit G. Pratt: Dynamic Response of Airplanes to Atmospheric Turbulence Including Flight Data on Input and Response. NASA TR R-199, 1964
- 2) Hirotugu Akaike: Statistical Measurement of Frequency Response Function. Annals of the Institute of Statistical Mathematics, Supplement III, 1964
- 3) Shun Takeda: Experimental Studies on the Airplane Response to the Side Gusts. Annals of the Institute of Statistical Mathematics, Supplement III, 1964
- 4) J.W. Jones: High Intensity Gust Investigation. Boeing Flight Test Activities Report D-12373, 1964
- 5) James Taylor: Manual on Aircraft Loads. AGARDograph 83, Pergamon Press. 1965
- 6) 耐空性審査要領 運輸省令第45号, 昭和35年
- 7) 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

\* 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

\*\*\*\* 原動機部

\*\*\*\*\* 飛行実験部

\*\*\*\*\* 計測部

- 8) 小野幸一, 山根皓三郎: 垂直突風および航空機の突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
- 9) 竹内和之, 山根皓三郎: 航空機に関する突風について, 日本航空学会誌, 第16巻 第173号, 1968年6月
- 10) 竹内和之, 小野幸一, 山根皓三郎, 岡 遠一, 外崎得雄: 鈴鹿山脈付近における乱気流の観測, 航空宇宙技術研究所報告 TR-180, 1969年8月



TR-214	軸流圧縮機動翼機植込部の疲労についての実験的研究 (隙間のあるピン接合) Experimental Investigation of Fatigue Strength of Axial Flow Compressor Blade Root —Point Joint Lug Having Clearance between Pin and Pin-Hole—	1970年9月	池田為治, 山岸 崇
TR-215	ジェット輸送機の操縦のタスクアナリシス Task Analysis of Jet Transport(DC-8)	1970年10月	樋口一雄, 百名盛之 三好範子, 岡部正典 川原弘靖
TR-216	横風中の3次元乱流ジェットの湾曲と発達 Bending and Development Three-dimensional Turbulent Jets in a Gross Wind	1970年9月	遠藤 浩, 中村正義
TR-217	人工粘性付 Lax-Wendroff およびその変形差分法に関する数値実験 Numerical Test on Lax-Wendroff Difference Scheme with Artificial Viscosity and Its Variations by the Two-Step Method	1970年9月	安喜隆幸
TR-218	軸流回転機の翼の振動について II 翼根部による振動減衰 On the Vibration of Axial-flow Turbo-machine Blade. II Vibration Damping Capacity of the Blade Mounting.	1970年10月	宮地敏雄, 星谷昌二 祖父江清, 網干三郎 熊谷隆王
TR-219	二次元非圧縮性乱流境界層の近似について On an Approximation of Two-Dimensional Incompressible Turbulent Boundary Layer	1970年10月	尾形吉和
TR-220	T Application of Dorodnitsyn's Technique to Compressible Two-Dimensional Airfoil Theories at Transonic Speeds	1970年10月	Junzo SATO
TR-221	先端のふいフレイヤつき物体の空力特性 Aerodynamic Characteristics of a Flared Body with Blunt Nose	1970年10月	谷 喬, 河本 巖 榊原盛一, 野田順一 樋口 博 (東京大学)

---

## 航空宇宙技術研究所報告222号

昭和45年10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

---

