

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

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

竹内和之・小野幸一・山根皓三郎

1964年1月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- | | | | |
|--------|---|--------------|--|
| 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 Blow-down 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 | 1 m×1 m 吹出式超音速風洞の計画と構造
On the Design and Construction of the
1 m×1 m 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11月 | 川井忠彦, 埴 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 a 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
Reported 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— | 1963年1月 | 松木正勝, 大山耕一
宮地敏雄 |
| 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— | 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 |
| 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 | 1963年1月 | 和田 勇, 松崎利一 |
| TR-37T | Studies of the Flow in a Low Pressure
Hypersonic Shock Tunnel Using an
Electron-Beam Densitometer | January 1963 | Isamu Wada |
| TR-38 | 鑄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 | 1963年2月 | 佐藤和郎, 永井文雄 |
| 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— | 1963年2月 | 大塚貞吉, 鈴木邦男 |
| 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 | 1963年2月 | 竹内和之, 川島矩郎
野原利雄 |
| TR-41 | 輻射熱量計の較正
Calibration of Radiometer | 1963年2月 | 竹中幸彦, 江川幸一
小川敏一 |
| 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 | 1963年7月 | 小橋安次郎, 恩地 瑛 |
| 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 | 1963年2月 | 河崎俊夫 |

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*

竹内和之**・小野幸一**・山根皓三郎**

Measurements and Analyses of Gust Velocities from 500 to 10,000 Feet Altitude

Kazuyuki TAKEUCHI, Koichi ONO
and Kōsaburo YAMANE

Up and down gust velocities at 500~10,000 feet altitude were measured by an accelerometer at the center of the gravity of an airplane, flying on the plains of northern Kanto, Japan, and analysed by the power spectrum method and some others.

The usual hypotheses and experiences for gust analyses were ascertained and supplied. A guide for the tendency of gust velocities with altitude were also given.

1. はじめに

航空機の設計において疲労強度を考える場合、種々の繰返し荷重のうちで突風荷重は、とくに輸送機において、その寿命にもっとも大きな影響をおよぼし、他の機種においても重要な因子の一つである。さらに V/STOL あるいはロケットにおいては、操縦安定性、静強度問題に対して突風は重要な問題である。これに対して英国や米国では民間輸送機あるいは軍用機に加速度積算器を付けて相当量の資料をえており、規格の中に盛り込まれているものもあるが、その係数のとり方等に不明確な点も多い。また、主として低空の突風に対しては、英米で気象に関係しての実験的研究が行なわれており、大気の乱れに対してのモデルを提案しているものもある。

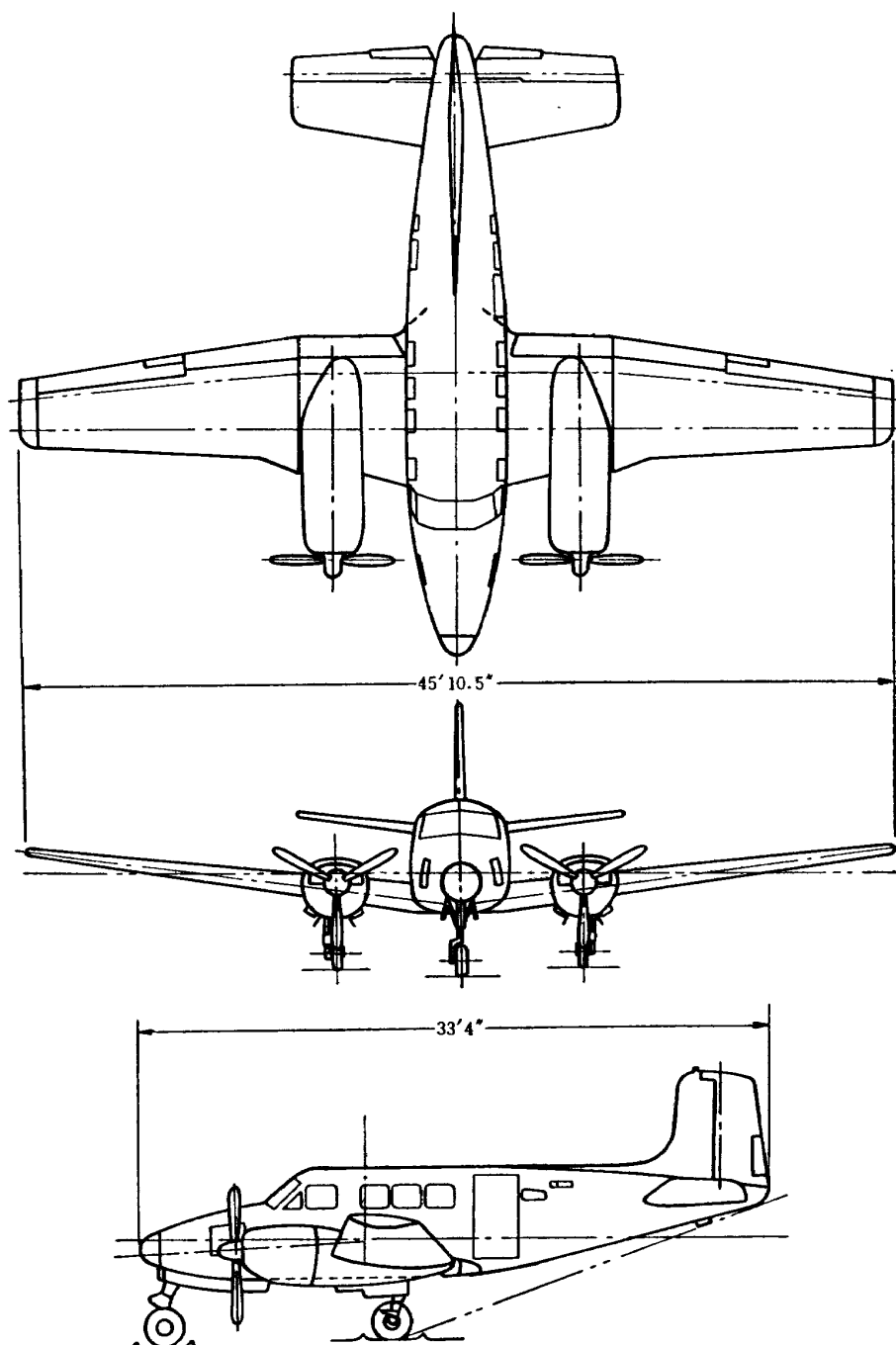
かかる研究は、その膨大な資料の集積と相まって着々とその成果をあげているが、わが国においてはかかる問題に関する実験的研究はほとんど行なわれていない。そこで著者等はその手始めとして、関東平野北部における突風を、実験用航空機の重心付近につけた加速度計によって測定し、詳細に解析して若干の資料をうるとともに、今後の研究の方向、問題点を明らかにした。

* 昭和 38 年 12 月 17 日受付

** 機体部

第 1 表 実験機主要諸元

翼面積	277.06 ft ²
翼面荷重 (総重量)	27.8 lbs/ft ²
全幅	45 ft 10.5 in
全長	33 ft 4 in
全高	14 ft 2 in



第 1 図 実験用航空機 三面図

2. 実 験

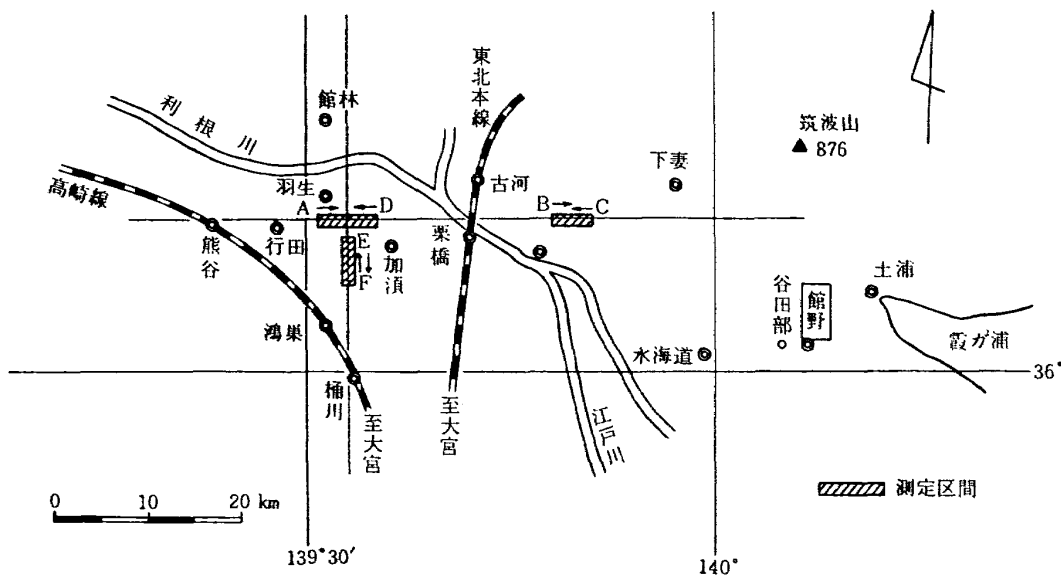
2.1 実験用航空機

実験に使用した航空機は、当研究所所属のビーチクラフト 65 型機で、その要目、主要諸元を第 1 表および第 1 図に示す。

2.2 飛行航路、飛行形態

飛行は昭和 38 年 7 月 8 日 10 時より 13 時にわたって行ない、航路は北関東の熊谷—下妻間（東西）を海面上 650, 1,000, 2,000, 5,000, 10,000 フィートの各高度で各 1 往復し、1 分間の計測を片路 2 回、往復で 4 回行ない、また二貫野—江黒間（南北）を 2,000 フィートの高度で 1 往復して片路 1 回の計測を行なった。各高度における飛行径路は第 2 図の地図にそれぞれ ABCD および EF の符号で示している。実際に飛行した時間および雲の状態等を第 2 表および第 3 図に、また当日の上層風資料および天気図（気象庁発表のもの）を第 3 表および第 4~6 図に示す。

計測中の飛行は速度 160 mph(IAS) エンジン回転数 2,750 rpm の水平定常飛行とし、操舵はで



第 2 図 飛行径路

第 2 表 飛行時間表 (昭和 38 年 7 月 8 日)

高 度 (海面上) フィート	飛 行 径 路					
	A(西→東)	B(西→東)	C(東→西)	D(東→西)	E(北→南)	F(南→北)
	時 分					
650	10.44	10.49	10.56 ⁽¹⁾	11.01	—	—
1,000	11.09	11.14 ⁽²⁾	11.21	11.27	—	—
2,000	11.36	11.41 ⁽³⁾	11.48	11.53	12.03	12.07 ⁽⁶⁾
5,000	12.18	12.24 ⁽⁴⁾	12.29	12.35	—	—
10,000	12.48	12.52	12.58 ⁽⁵⁾	13.04	—	—

() 内の No. は第 3 図の写真撮影位置を示す

第 3 表 館野上層風資料 (昭和 38 年 7 月 8 日)

時 間	9 時		15 時	
	風向 (度)	風速 (ノット)	風向 (度)	風速 (ノット)
1,000	21	27	21	25
2,000	23	29	22	23
3,000	24	23	24	19
4,000	24	23	24	10
5,000	24	29	24	10
6,000	24	35	25	8
7,000	24	39	24	17
8,000	24	35	24	21
9,000	24	33	24	29
10,000	24	33	24	29
12,000	24	25	26	29
15,000	23	21	25	23
18,000	23	19	25	17
20,000	22	23	24	41

きうるかぎり行なわなかった。

2.3 測定機器および計算手順

測定は、機体のほぼ重心位置の床面上に上下方向加速度計を設置し、バッテリーを電源とする歪計増幅器を通して磁気記録再生機によって磁気テープに記録した。

データは、まずエンジン振動を除くために第 7 図に示す特性を有するアナログフィルターを通して再記録して解析し、あるいはその磁気テープを A-D 変換し、計数型電子計算機を用いてパワースペクトル計算を行なった。そのブロック図を第 8 図に示す。

写真 1.

高度 650 ft.

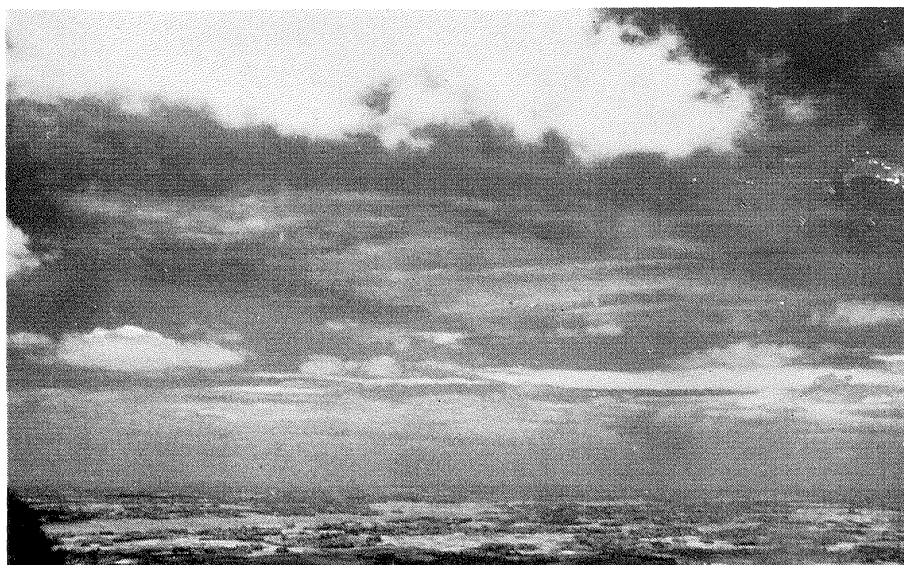


写真 2.

高度 1,000 ft.



写真 3.

高度 2,000 ft.



第 3 図 雲 状 態 写 真

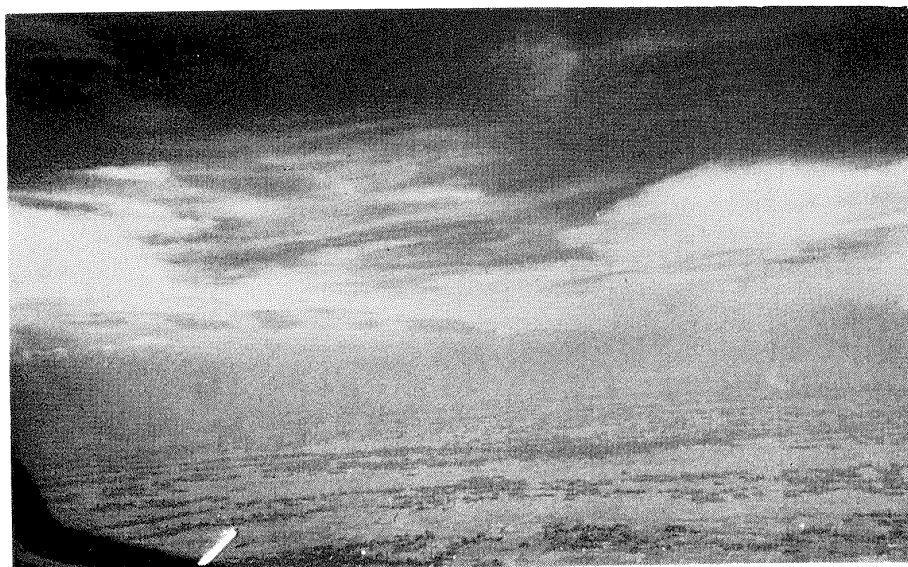
写真 4.
高度 5,000 ft.



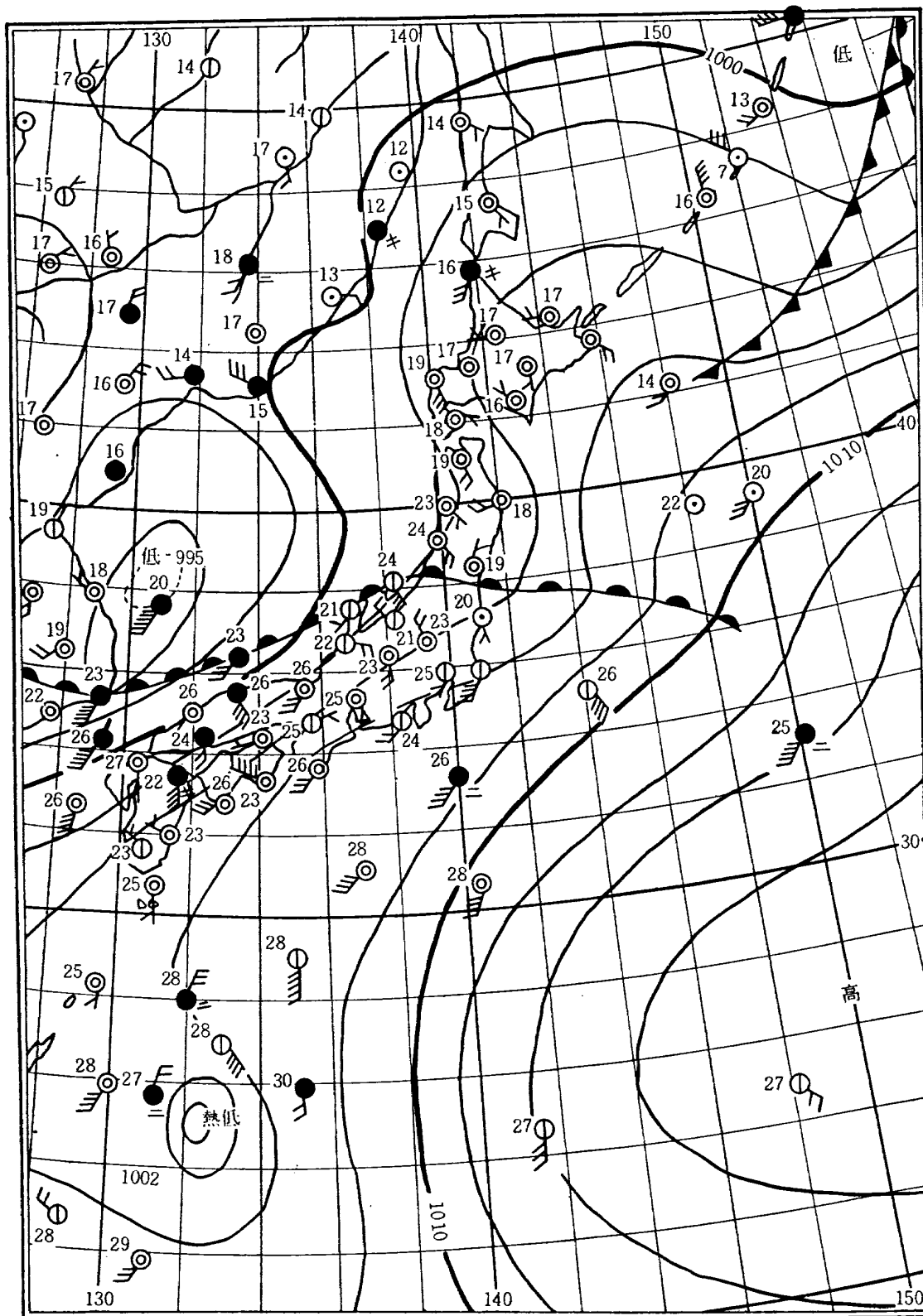
写真 5.
高度 10,000 ft.



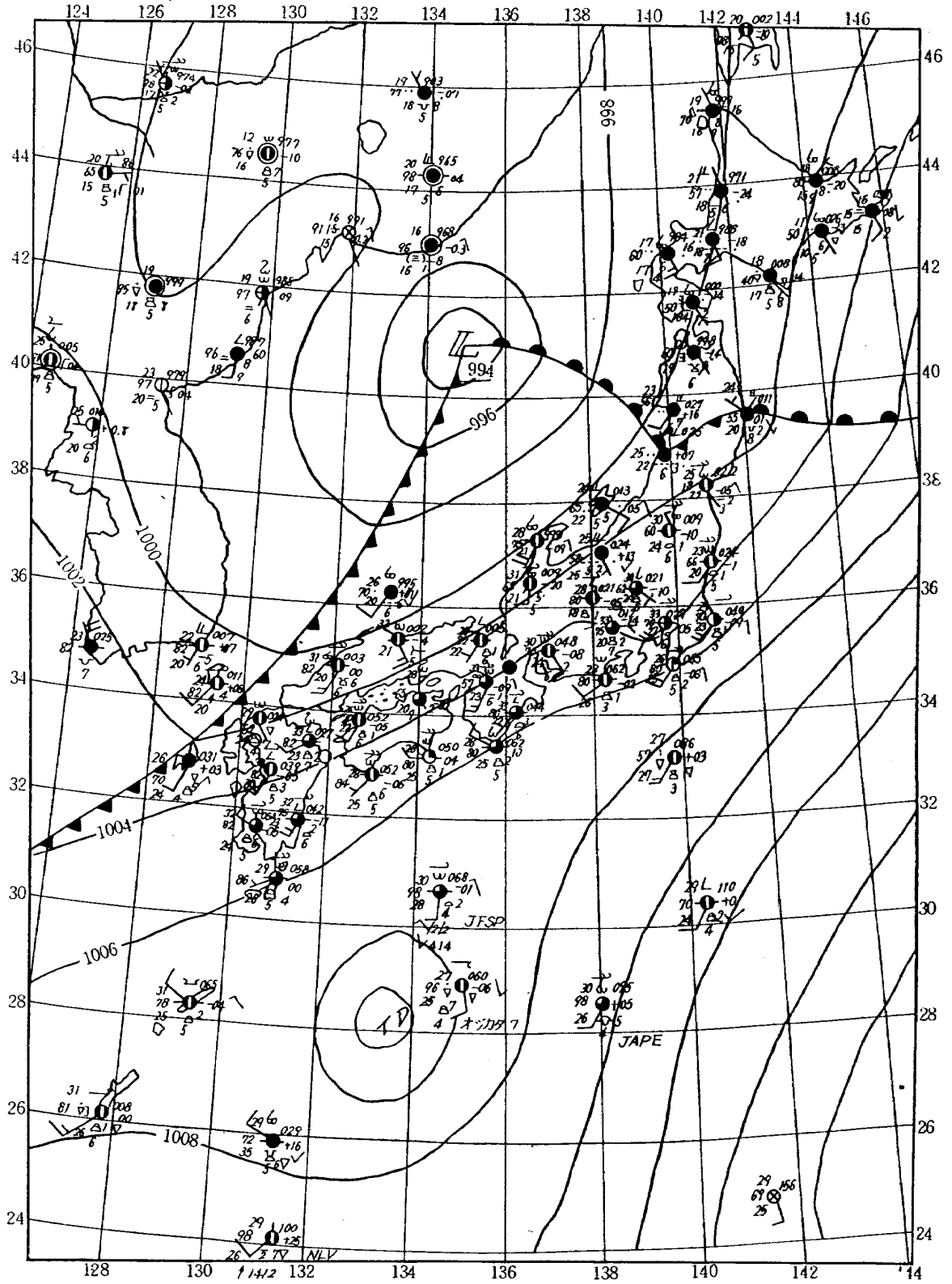
写真 6.
高度 2,000 ft.



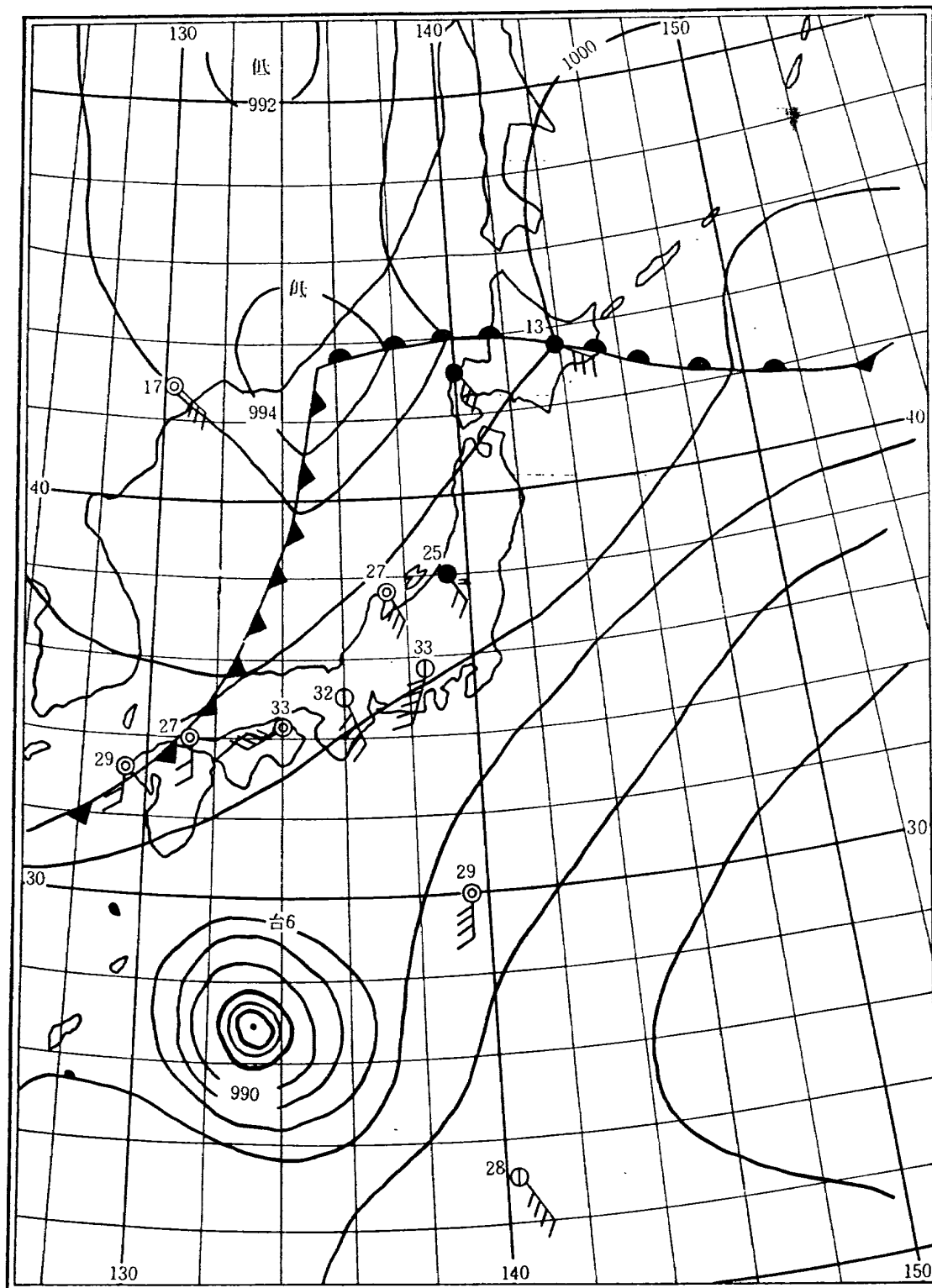
第3図 (つづき)



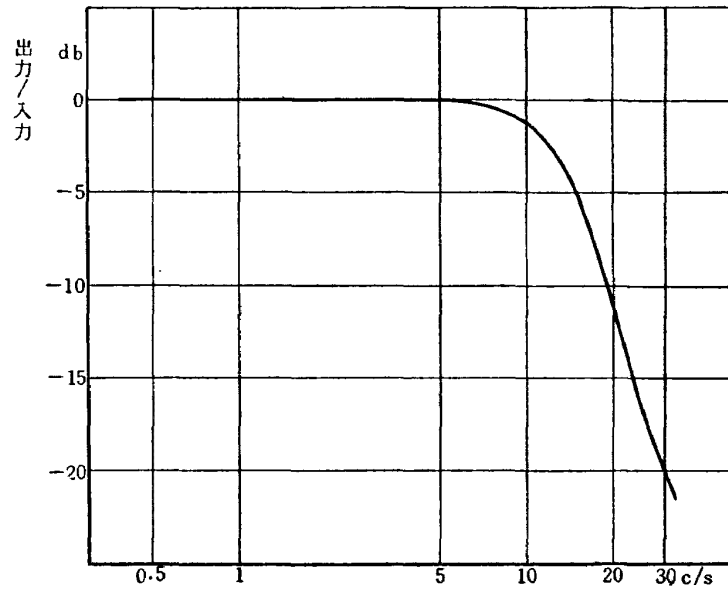
第 4 図 天 気 図 昭 和 38 年 7 月 8 日 3 時



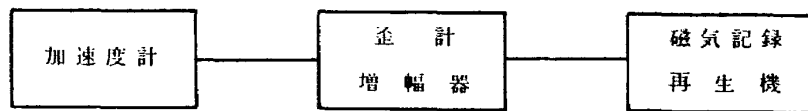
第 5 図 天 気 図 昭和 38 年 7 月 8 日 12 時



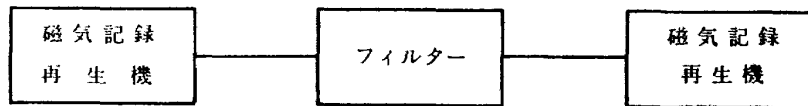
第6図 天気図 昭38年7月8日15時



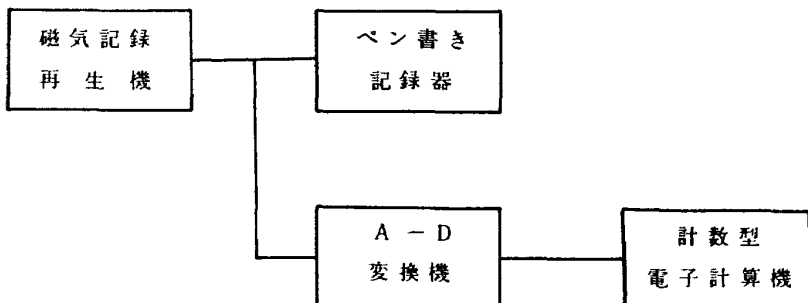
第 7 図 フィルターの特性



計 測



処 理



解 折

第 8 図 データ計測処理・解折ブロック図

3. 計 算

重心位置で測定した上下加速度のパワースペクトル計算結果を第 9~14 図に高度別に示す（付録 1 参照）。縦軸は上下加速度を R. T. SEWELL の方法⁽⁹⁾で突風速度に換算した目盛を示す（付録 2 参照）。各高度における航路による差は大きくなく、またこの差は各高度について特定の傾向を示していないので、高度別について単純に平均したものを第 15 図に示す。これによると高度が上るとともにスペクトル密度は明瞭に漸減することを示すが、パワースペクトルの形は同一と考えられる。これをさらに定量的に検討するために、上下加速度の測定データの零を正勾配（負の加速度から正の加速度へ）で横ぎる数 N_0 および上下加速度の 2 乗平均値 σ を次の 3 つの方法で計算した。

I) パワースペクトルによる方法（付録 3 参照）

$$\sigma = \left\{ \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} P(\omega) d\omega \right\}^{1/2} \quad (1)$$

$$N_0 = \frac{1}{2\pi} \left\{ \frac{\int_0^{\infty} \omega^2 P(\omega) d\omega}{\int_0^{\infty} P(\omega) d\omega} \right\}^{1/2} \quad (2)$$

ただし ω : 周波数 rad/s

$P(\omega)$: パワースペクトル密度関数

の式により、パワースペクトルから σ および N_0 を計算する。

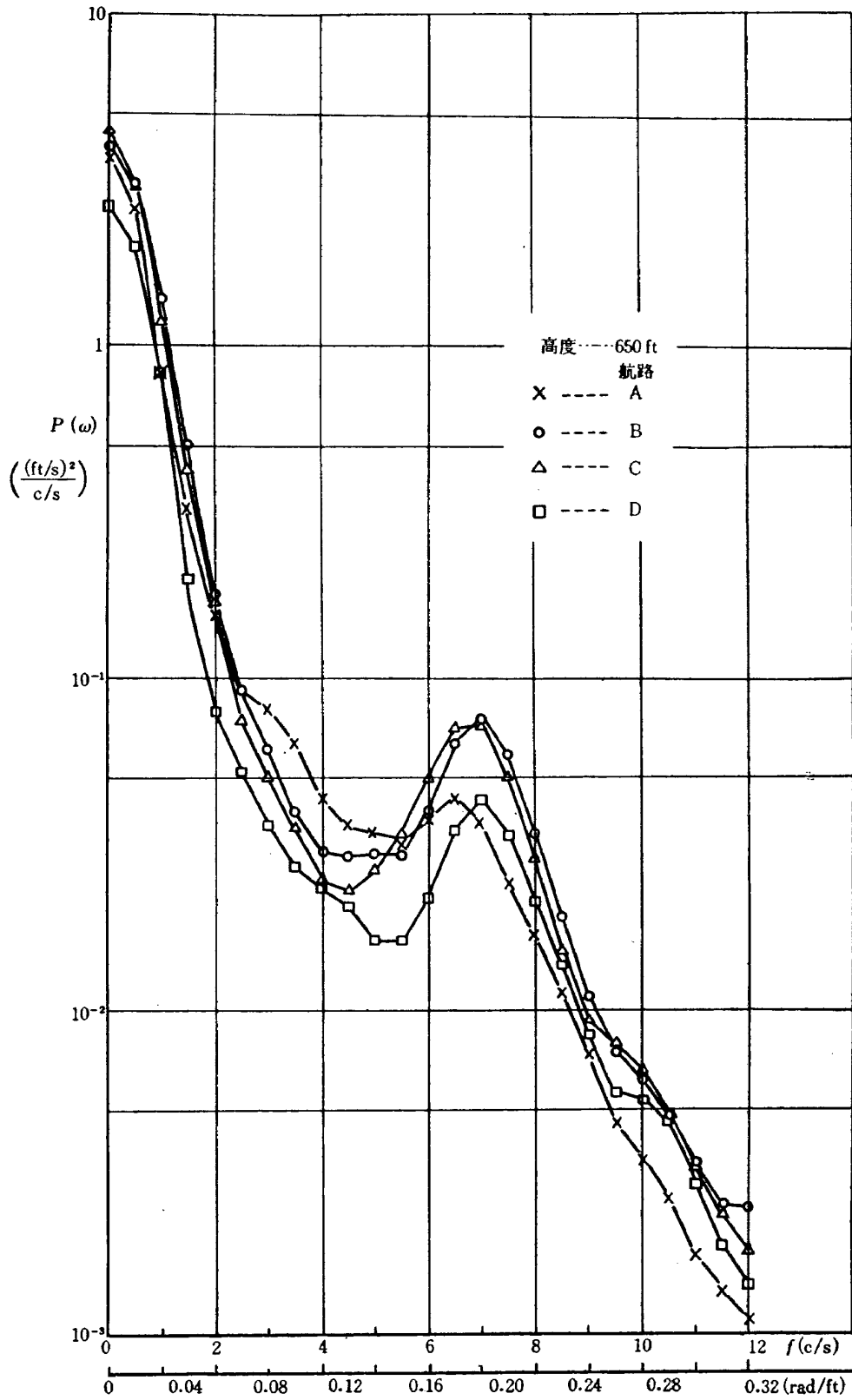
II) レベルクロス数を数える方法

磁気テープの記録をペンオッシロに再生記録し、最大上下加速度を約 30 等分して各レベルを正勾配で横ぎる回数を数えてその値から 2 乗平均 σ を求め、さらに N_0 はレベルクロスの数の分布が正規分布であるとして計算する。

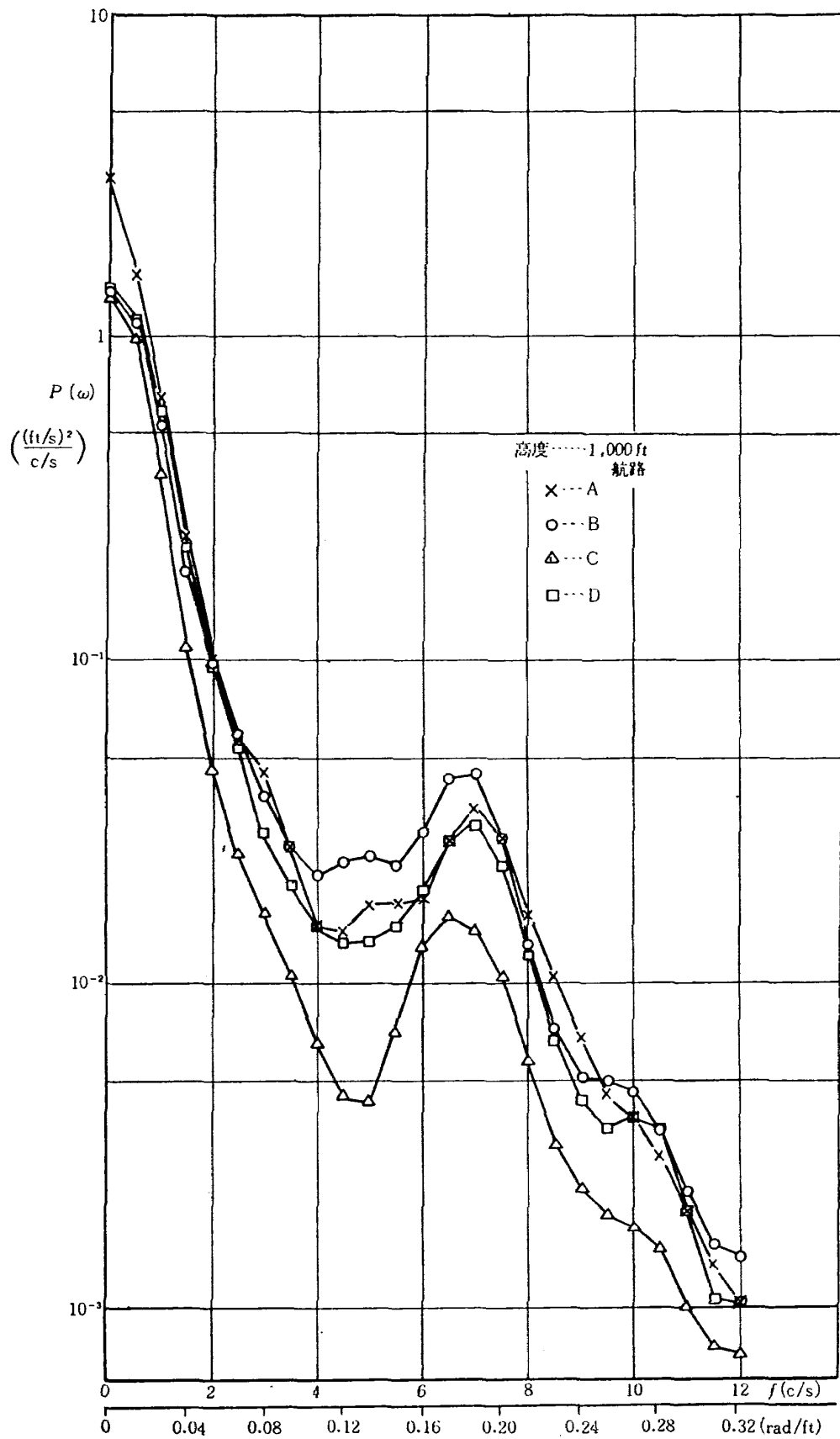
III) 正規確率紙より求める方法

II) の方法で数えたレベルクロスの数を正規確率紙にプロットして、その勾配から σ を求める。 N_0 は数えた 0 クロスの数そのものとする。

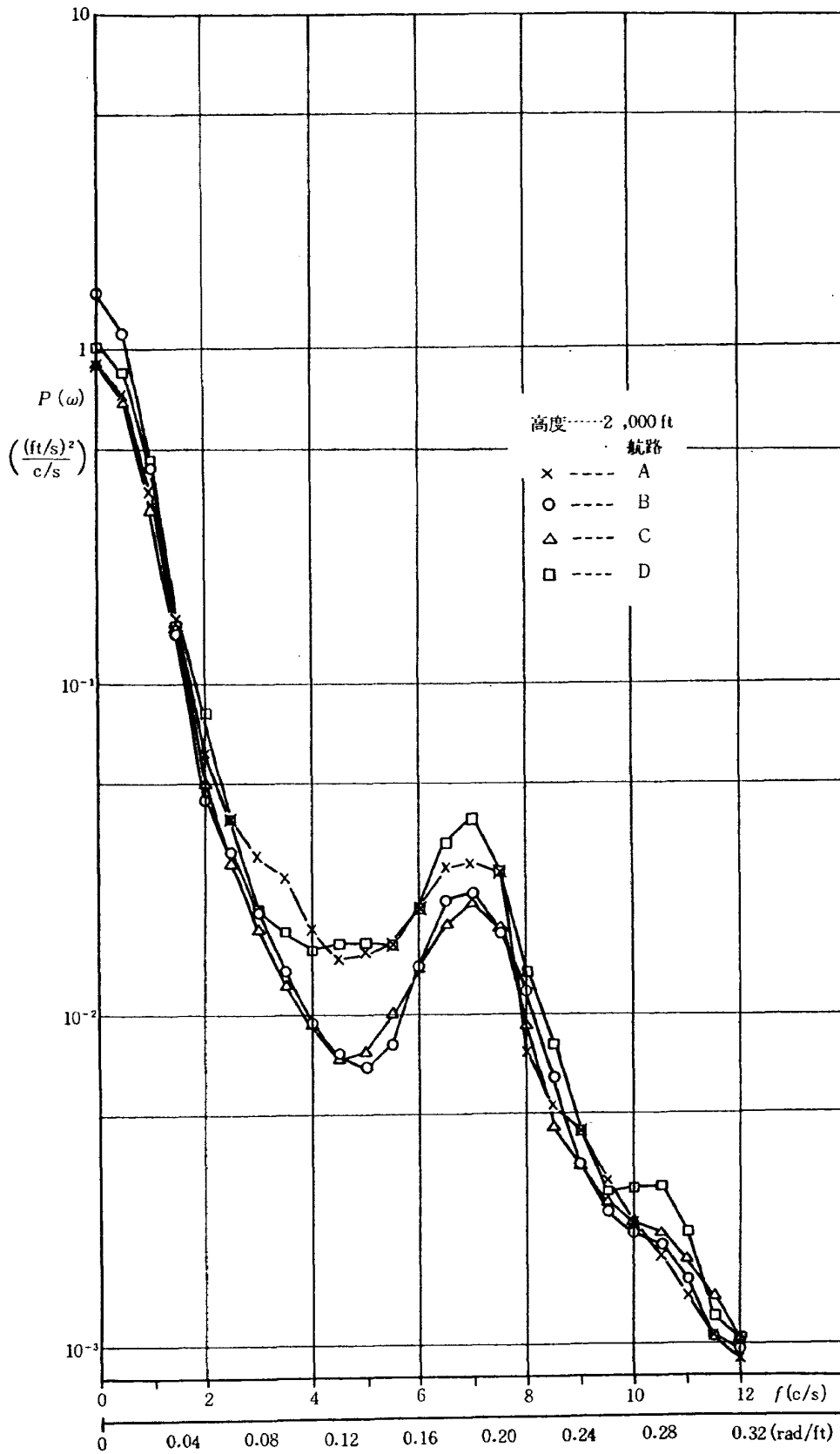
以上 3 つの方法で計算した σ および N_0 を第 4 表に示し、またそれらの値を高度 H に対して示したものが第 16~21 図である。



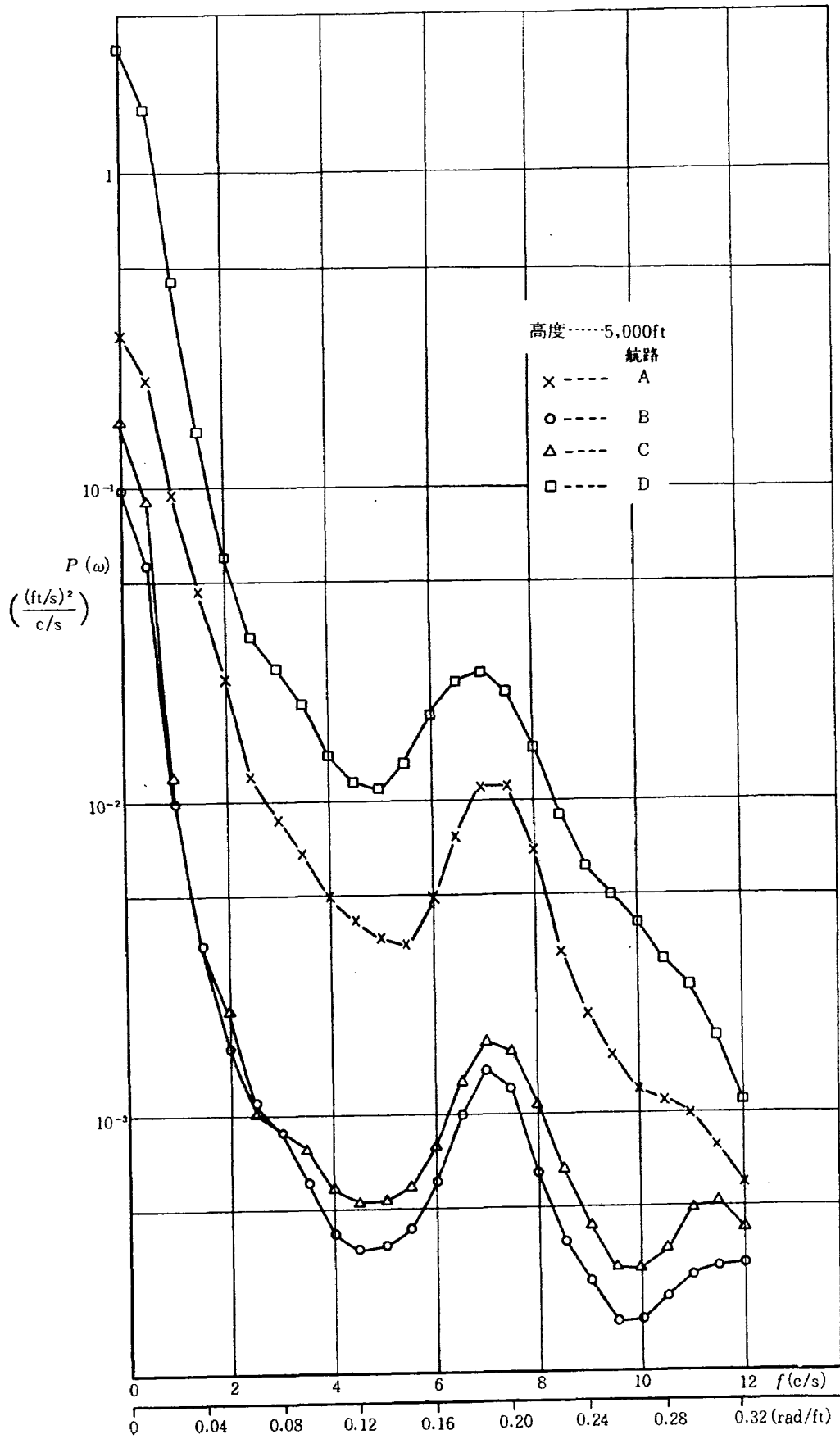
第9図 パワースペクトル



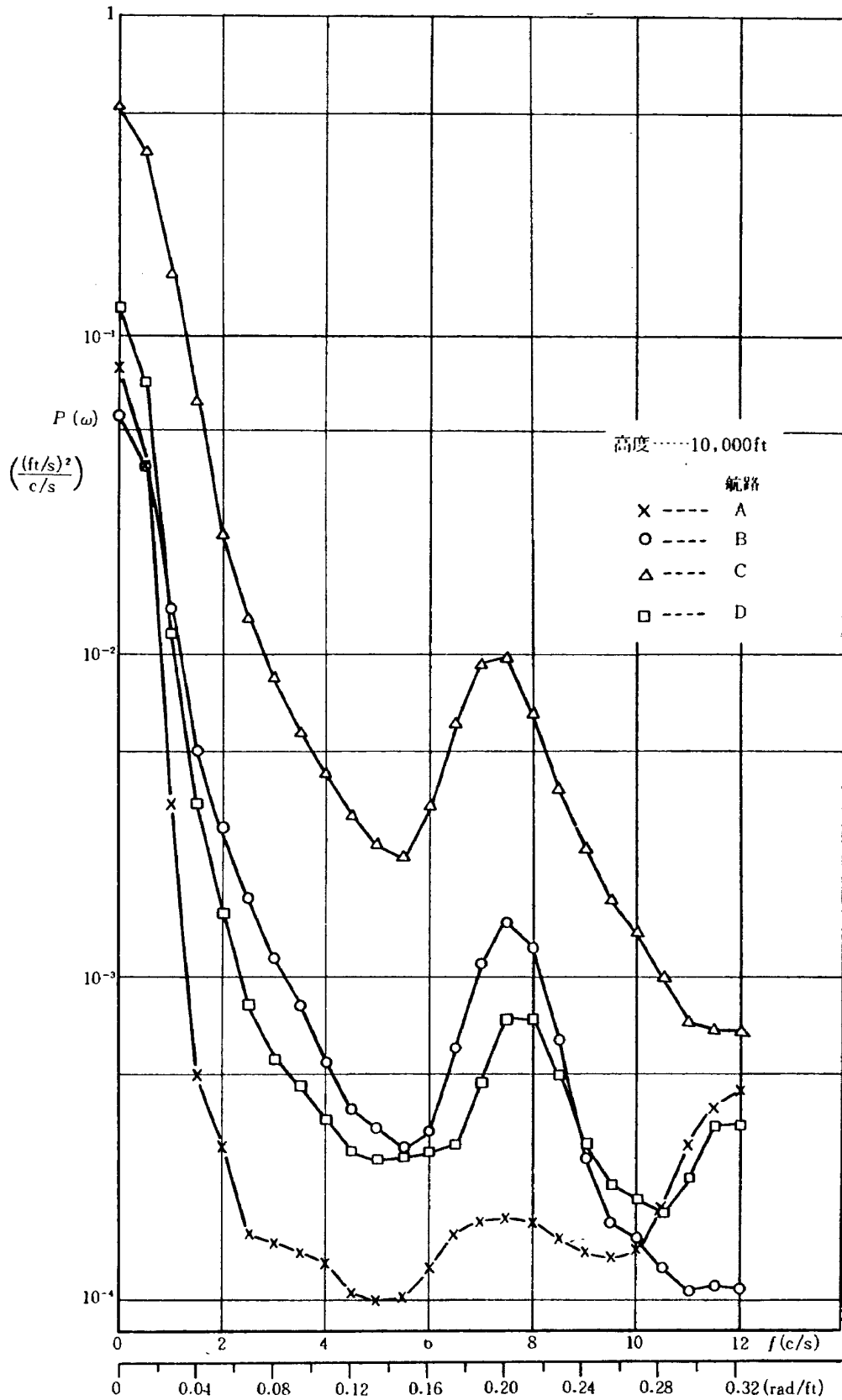
第 10 図 パワースペクトル



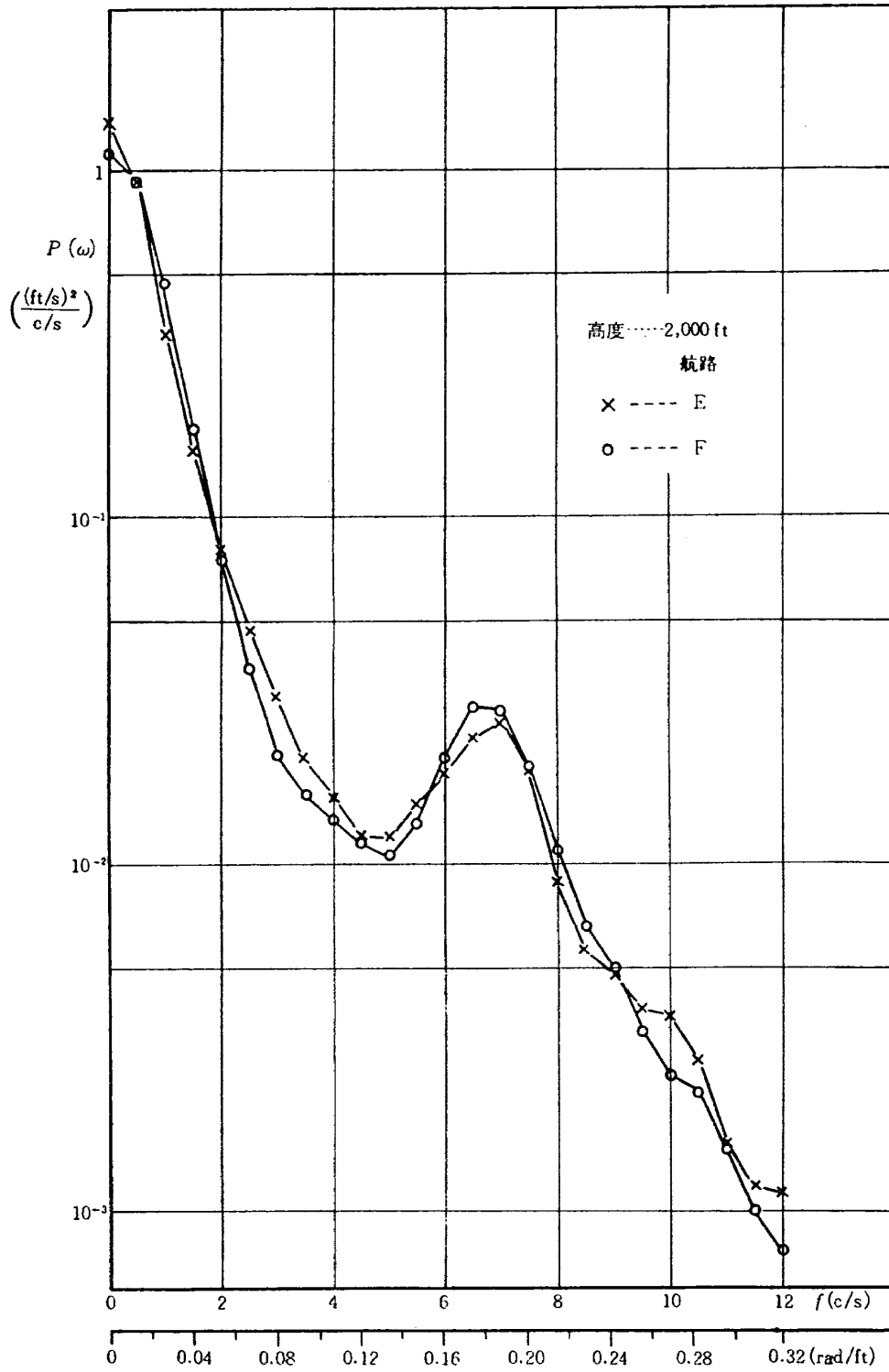
第 11 図 パワースペクトル



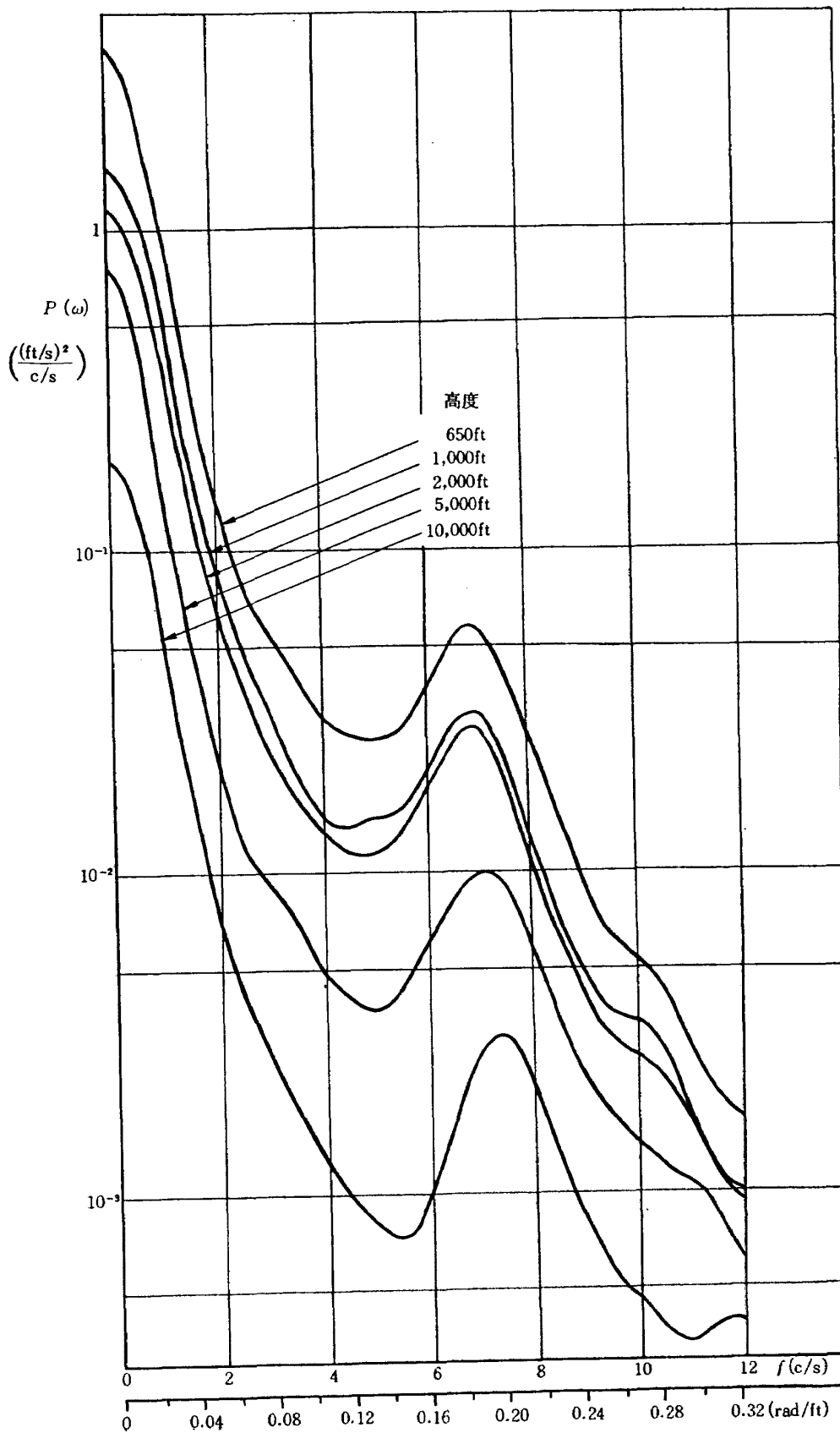
第 12 図 パワースペクトル



第 13 図 パワースペクトル



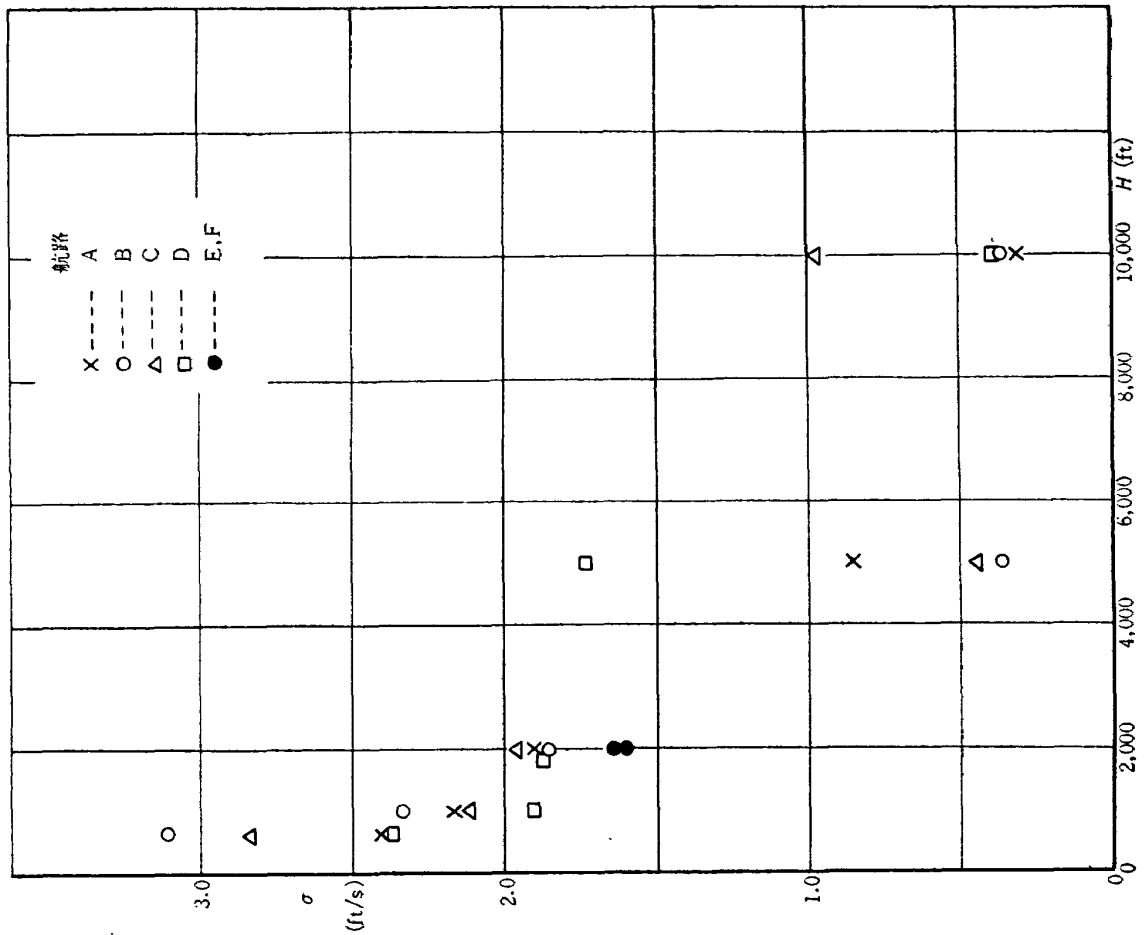
第 14 図 パワースペクトル



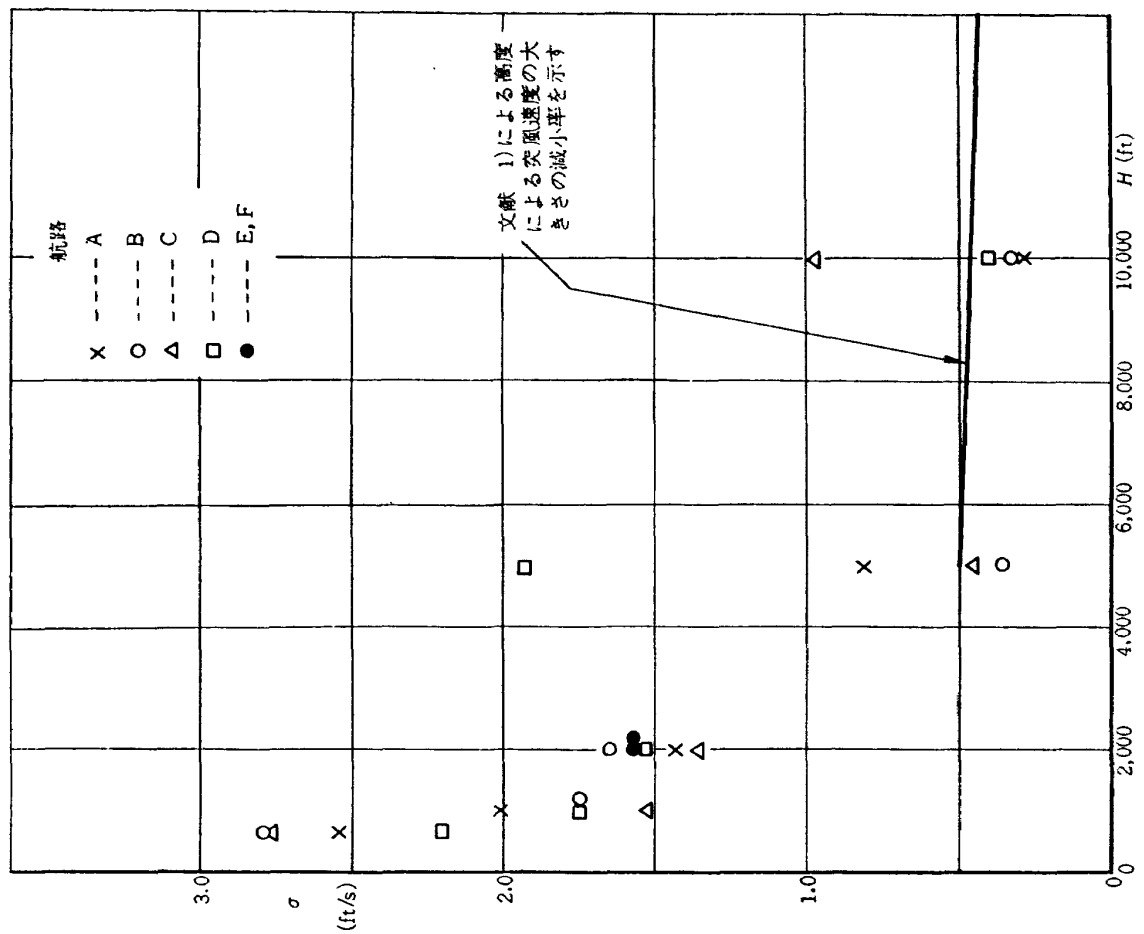
第 15 図 パワースペクトル

第 4 表 σ, N_0 の計算値

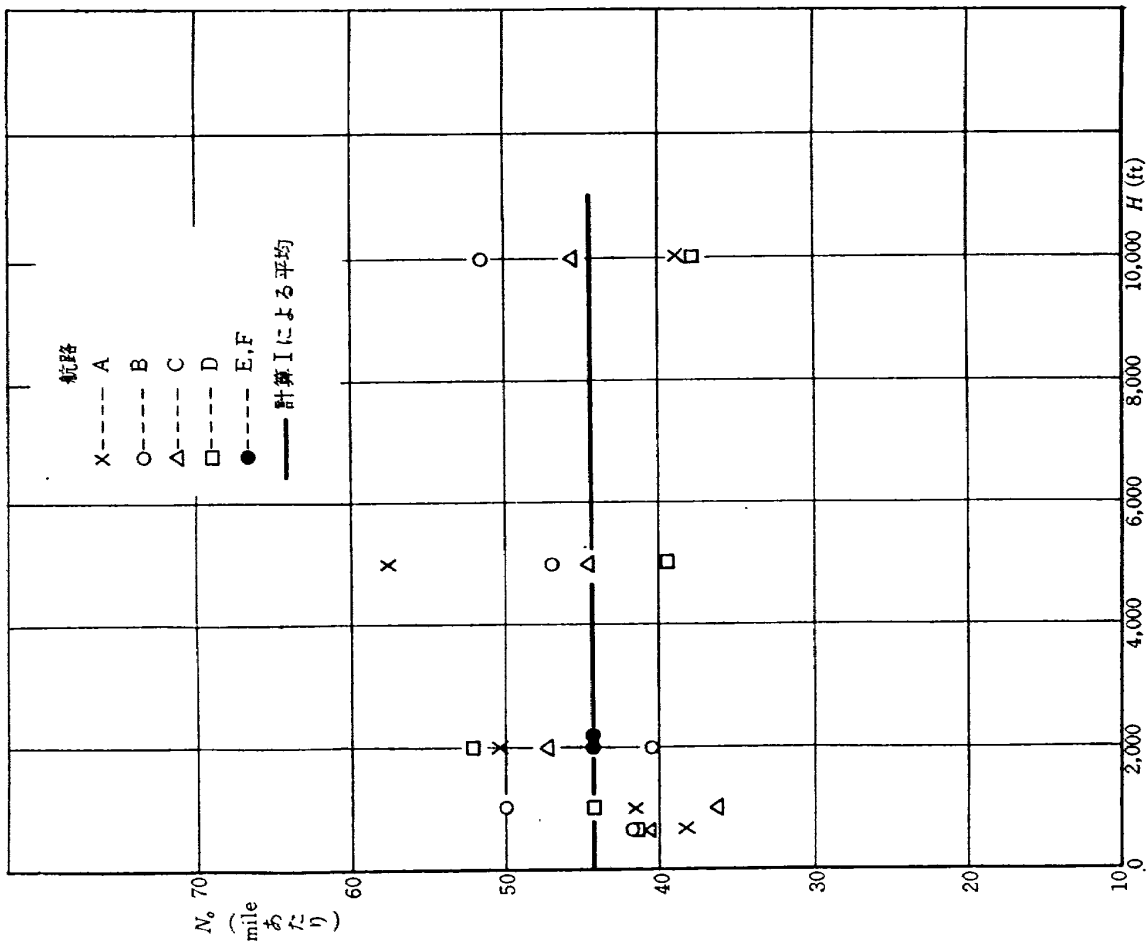
高 度 (海面上) フィート	飛 行 径 路	σ ft/s				N_0 (1 マイルあたり)			
		計 算 法			計算 I の平均	計 算 法			計算 I の平均
		I	II	III		I	II	III	
650	A	2.53	2.40	2.45	2.57	38.3	28.1	32.1	40.6
	B	2.79	3.11	3.01		41.7	34.6	40.8	
	C	2.77	2.84	3.01		40.8	35.1	40.8	
	D	2.20	2.38	2.40		41.4	35.5	38.5	
1,000	A	2.00	2.17	2.02	1.76	41.7	22.2	28.3	43.1
	B	1.75	2.34	2.31		50.0	25.4	27.2	
	C	1.53	2.12	2.12		36.2	23.3	25.4	
	D	1.75	1.90	1.93		44.4	22.4	22.0	
2,000	A	1.43	1.90	2.12	1.52	50.3	15.6	21.5	47.6
	B	1.65	1.86	1.88		40.5	16.8	22.6	
	C	1.36	1.95	2.35		47.3	14.9	19.9	
	D	1.53	1.88	2.59		52.1	31.7	41.9	
5,000	A	0.80	0.84	0.98	0.89	57.5	53.2	69.1	47.1
	B	0.36	0.36	0.34		46.9	67.2	67.9	
	C	0.45	0.45	0.45		44.6	36.2	41.4	
	D	1.93	1.73	1.54		39.4	38.7	50.3	
10,000	A	0.30	0.30	0.32	0.50	38.7	59.1	83.3	43.4
	B	0.32	0.37	0.26		51.4	23.8	36.7	
	C	0.98	0.97	0.89		45.5	31.5	37.8	
	D	0.40	0.39	0.39		38.0	45.3	48.2	
2,000	E	1.56	1.61	1.75	1.57	44.4	23.3	30.6	44.4
	F	1.57	1.63	1.70		44.4	25.8	27.8	



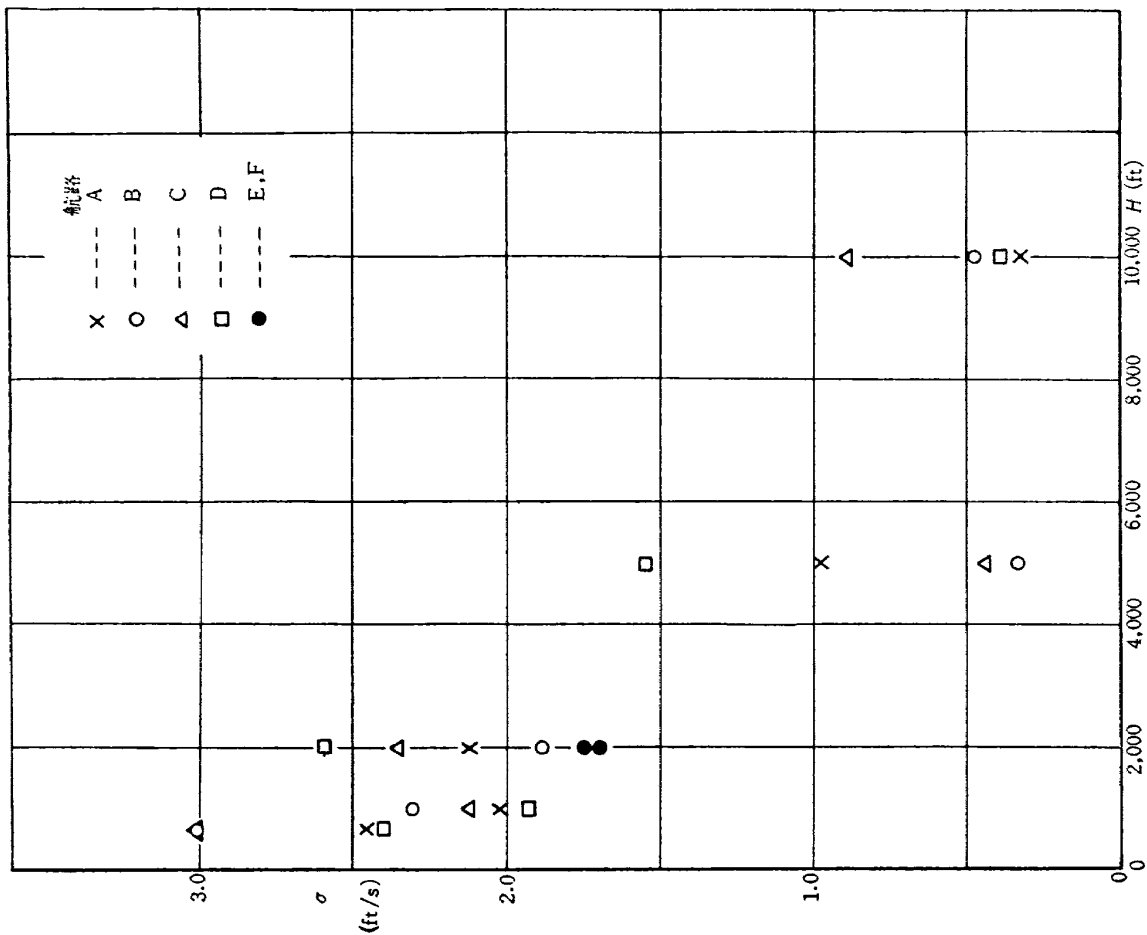
第 17 図 σ - H (計算 II による)



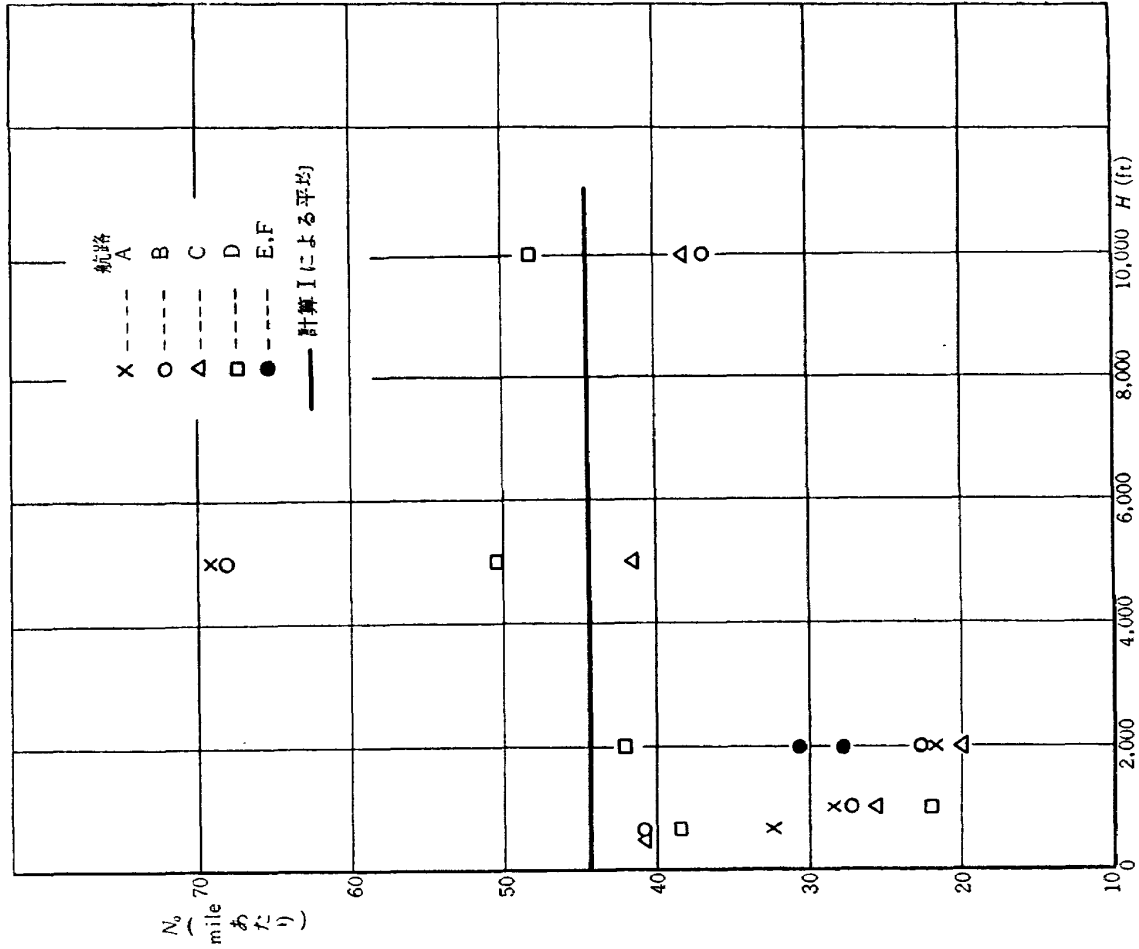
第 16 図 σ - H (計算 I による)



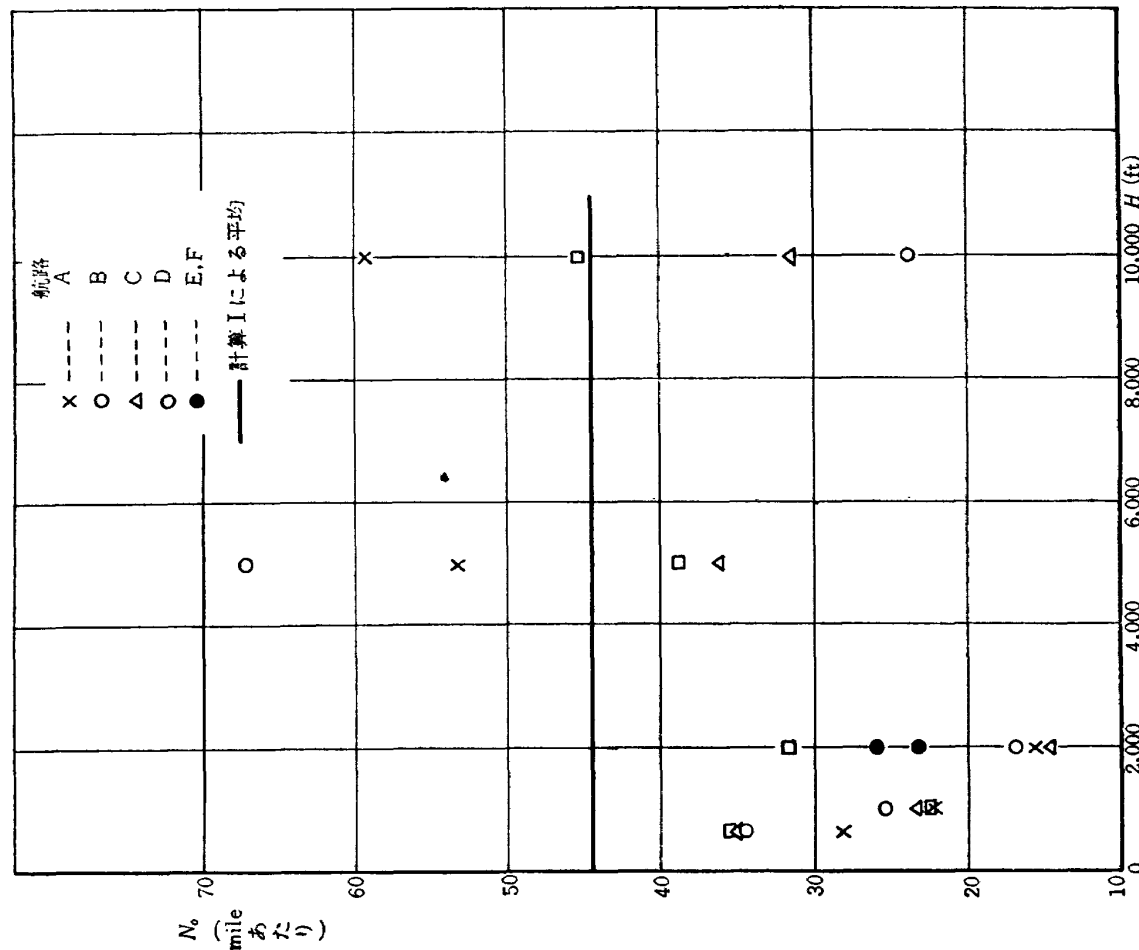
第 19 図 N_0-H (計算 I による)



第 18 図 $\sigma-H$ (計算 III による)



第 21 図 N_0-H (計算 III による)



第 20 図 N_0-H (計算 II による)

4. 考 察

4.1 パワースペクトルの傾向

大気乱れの上下成分の一次元的な解析によるパワースペクトルは、

$$G(\Omega) = \sigma_w^2 \frac{L(1+3\Omega^2 L^2)}{\pi(1+\Omega^2 L^2)^2} \quad (3)$$

ただし $\Omega = 2\pi/\lambda$

λ : 波長

L : 乱れの尺度

σ_w : 乱れの 2 乗平均値

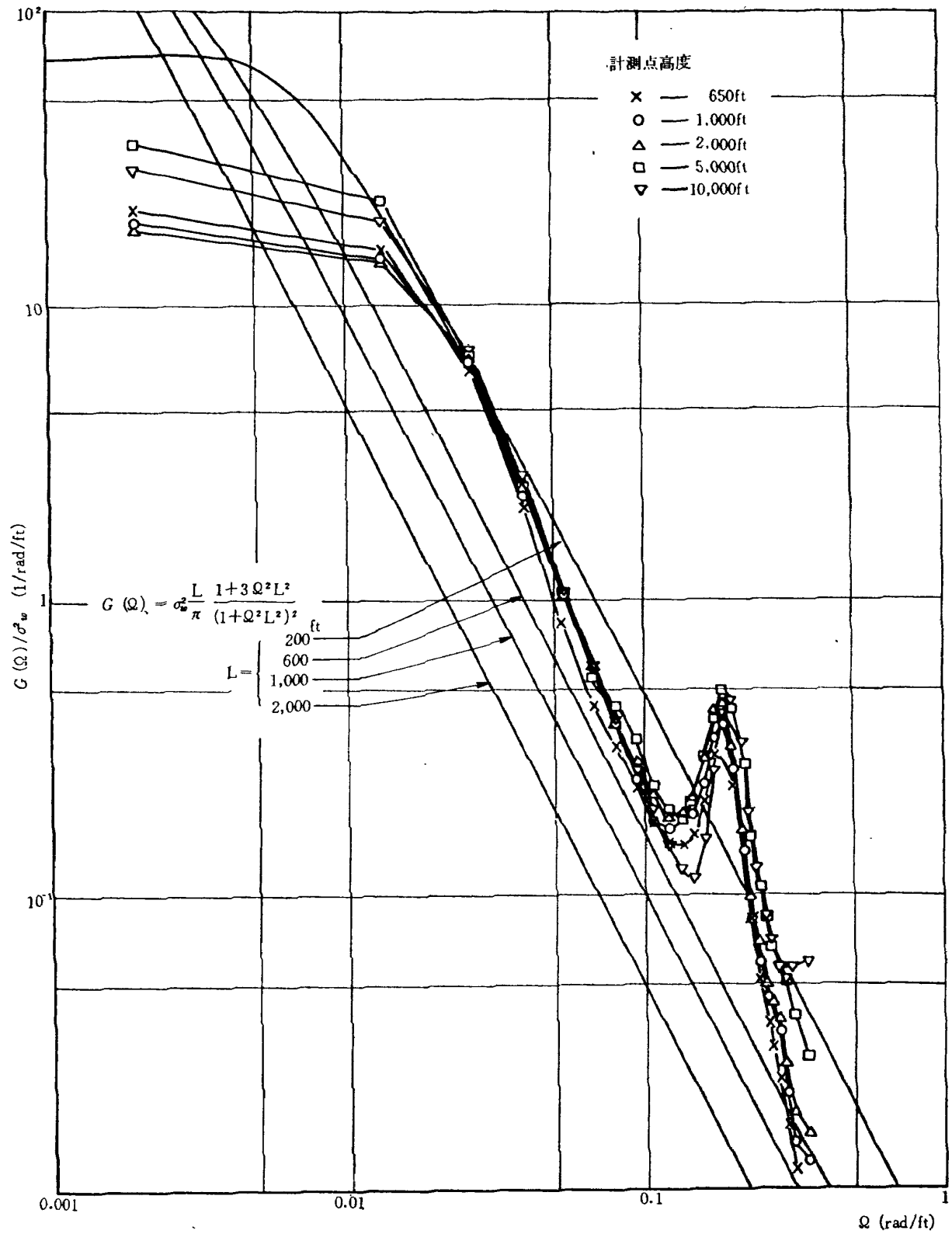
であって、これは現在乱れの解析にもっとも広く使用されている。われわれの実験結果と (3) 式との関係を第 22 図に示す、この測定値には使用した航空機の振動特性が突風の特性に重畳されているが、($\Omega=0.2$ rad/ft 付近のピークは機体主翼の曲げ一次固有振動と考えられる) 傾向としては (3) 式と同じであり、また高度 1,000 フィート以上の高度ではほとんど高度による差を示していない、高度 650 フィート (地表上 500 フィート) で若干の差が認められないことはないが、その差があるとしても非常に小さいことを示している。

4.2 突風速度の 2 乗平均値と高度との関係

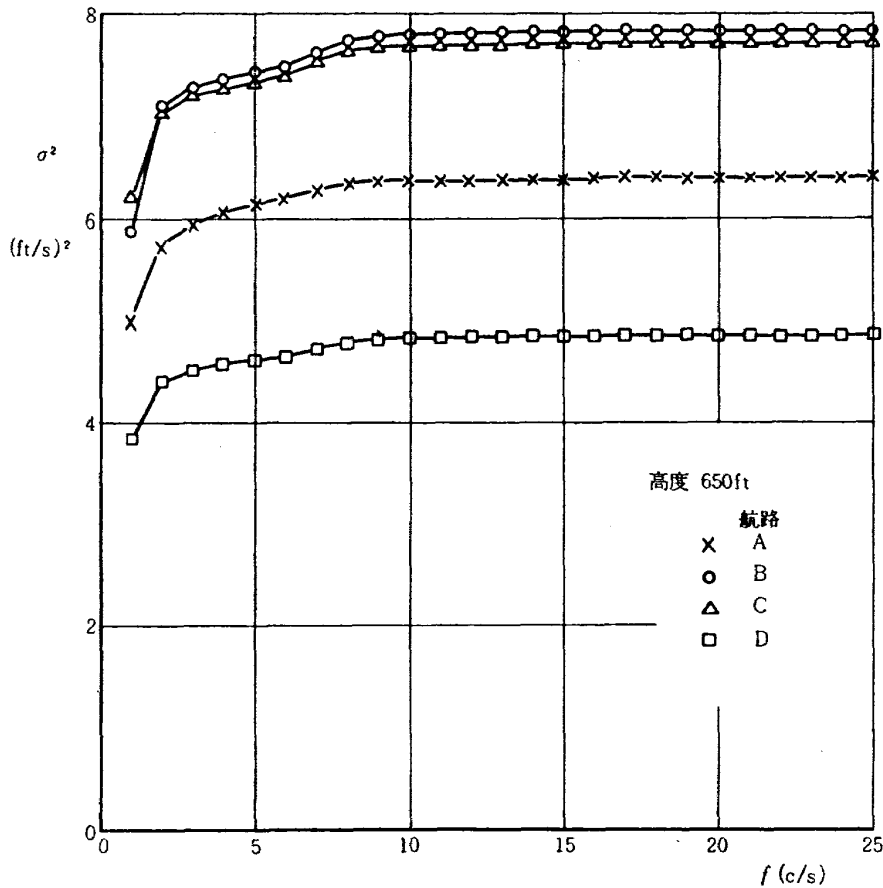
測定値による上下突風速度 (機体の上下加速度) の 2 乗平均値 σ と高度 H との関係は第 16~18 図にそれぞれ計算 I) II) III) によるものを示している。各航路別には σ の値は相当のばらつきを示しているが、高度による σ の変化は明瞭であり、計算法の違いによる差はほとんど認められない、したがって、最も簡単な計算法あるいは測定法によって相当量の資料を集めれば、統計的に信頼できる資料となりうることを示している。

高度による上下突風の強さの変化は、スーパーコンステレーション⁽⁷⁾ (Super Constellation) あるいはバイカウント⁽⁸⁾ (Vicount) 機による測定結果によれば、2,000 フィート以上の高度では 10 ft/s 以上の突風の対数頻度は高度に比例して減少することを示しており、また突風速度の大きさは高度 5,000 フィート以上では高度に比例して減少していることを示す報告⁽⁴⁾もある。われわれの測定結果によれば、高度 5,000 フィート以上においては、ほぼこの報告に見られるものと同じ比率で高度の上昇に対する σ の減少が見られる (第 16 図参照)、しかし高度 2,000 ないし 5,000 フィート以下では σ が急激に増加していることを測定結果は明瞭に示している。

また、測定器の周波数特性の差が σ の計算値におよぼす影響を見るために、パワースペクトル計算による σ の値が切断する周波数についてどのように変化するかの 1 例を第 23 図に示している。これによると高い周波数成分はほとんど σ に関係していないことを示し、 σ を測定するための



第 22 図 突風のパワースペクトル



第 23 図 切断周波数に対する σ の傾向

測定器の周波数特性に対しての目安を与えるものである。

4.3 零クロスの数 N_0 と高度との関係

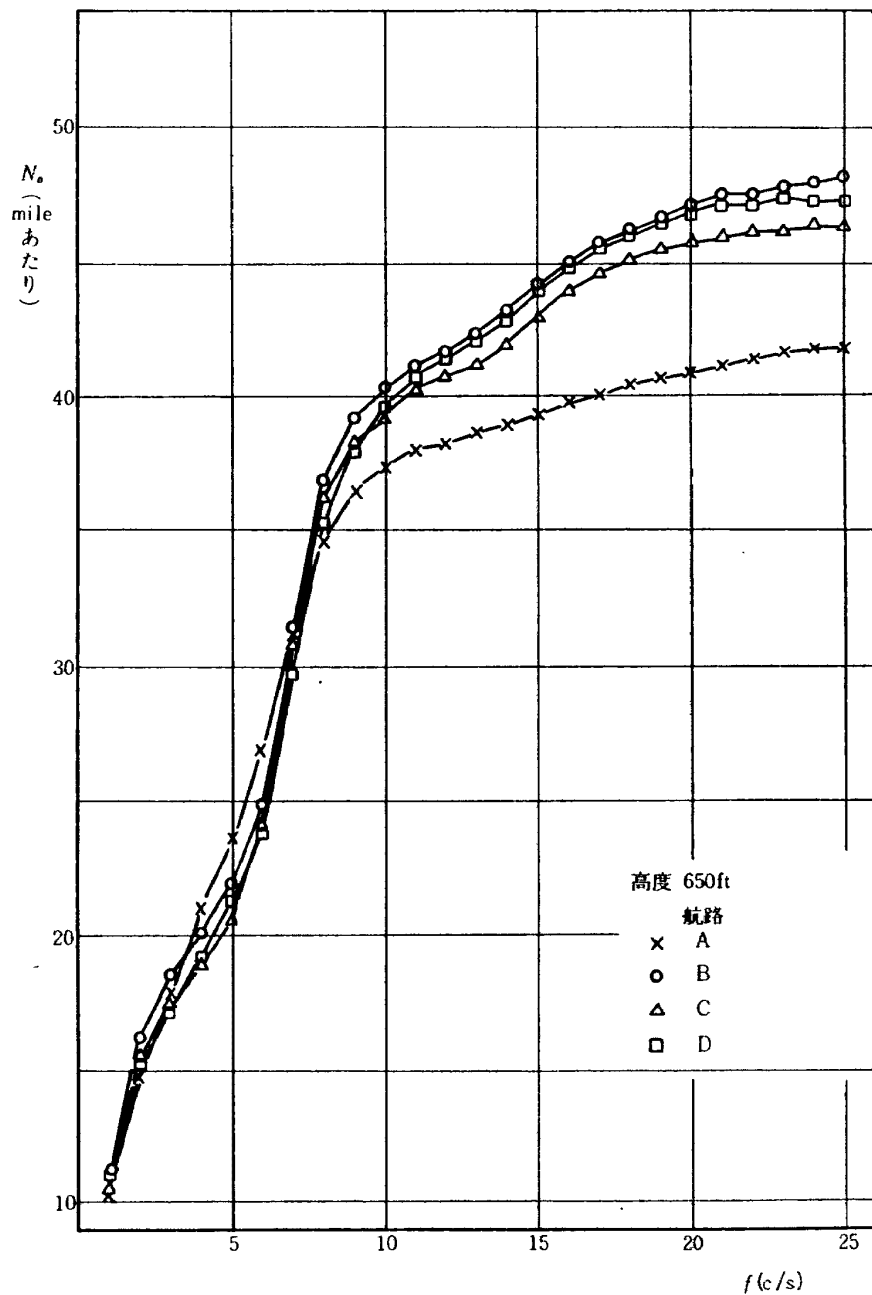
測定値による上下突風速度（機体の上下加速度）の零点を正勾配で横ぎる数 N_0 と高度 H の関係は第 19~21 図にそれぞれ計算 I) II) III) によるものを示している。

パワースペクトル計算による計算値は、他の計算 (II) III)) によるものに比べてばらつきが少なく、しかも高度変化に対してほとんど差が認められない、計算 II および III によるものはばらつきが大きい上に高度が下るとともに N_0 が減少する傾向を示しているかのようなのである。しかし、これは計算 I) の精度がよいのに反し、II) III) の精度の悪さを示しているとともに、後述する高度 5,000 フィートおよび 10,000 フィートの資料の正規性からのずれが影響しているものと考えられる。したがってこの測定値から N_0 が高度によって変化することは認められず、これは他の報告⁽⁶⁾ によるものと一致している。

パワースペクトル計算による N_0 の第 4 表に示す値は、(2) 式の積分範囲を 0~12 cps にとったものであり、すべての高度にわたって 36.2 ないし 57.5 (マイルあたりの回数) の範囲内であって、平均 44.4 である。J. K. Zbrozek⁽⁶⁾ によればこの値は 7.5 ないし 13 であるが、これは彼自身も述べているように、測定に使用した加速度計（機体および計測装置も含めて）の振動特性によって

変るもので、機体につけた加速度計による測定で求めた N_0 の値から、普遍的な結論を導くことができないことを示すものである。 N_0 の値についてのこの傾向を知るために、パワースペクトル計算による N_0 の値が、その計算に使用するデータを切断する周波数によってどのように変るかの一例を示したものが第 24 図である。切断周波数によって N_0 の値が相当変った値になることを示している。

この N_0 の値をどのようにとるかは、突風の資料を使用する目的によって考えなければならない。たとえば、10 フィート程度の波長の突風まで問題にするとすれば第 24 図において約 24 cps までとらなければならないが、第 24 図に示すこの付近の値は機体の振動特性の影響で信頼できない



第 24 図 切断周波数に対する N_0 の傾向

値を示している。しかし、疲労の問題を考える場合、突風速度のパワースペクトル密度関数 $P(\omega)$ が最大である場合 ($f=0$) の突風速度の約 $1/2$ の突風速度 ($P(\omega)$ は $1/4$) まで考えることとすれば第 15 図から $f=1$ cps 付近までとればよいこととなり、(第 15 図参照) N_0 は約 11 となる、(第 24 図参照) また同じく約 $1/5$ の突風速度まで考えるとすれば $f=2$ cps 付近までとればよいこととなり、 N_0 は約 16 となる。これは機体の設計応力値と関係するものであり、機種によって相当異なる。また、突風の大きさは小さくても機体のレスポンスによっては、応力が高くなることもありうることを考え合わせて検討されなければならない。

4.4 正規性の検討

荒天中の機体の運動に関する数多くの研究から見ると、大気の流れは、局所的に比較的短い時間中では一般に正規分布過程であると考え、機体の大気乱れに対するレスポンスが線型であるとして、機体の運動もまた正規分布過程であると考えて種々の解析を進めている ((2) 式もこの仮定で成立している)。われわれの計測データは各々 1 分間のものであるが、 χ^2 検定で有意水準 5% で検定したところ高度 5,000 フィート以上においては正規性からのずれが相当認められた。これは測定の時間が長過ぎることより、むしろ突風の強さが小さいために、機体、計測器さらに操縦の影響が大きく導入されたものと考えられ、その意味において高度 5,000 フィート以上のデータは σ については若干割引いて考えなければならないと思われる。

5. む す び

関東地方北部の平野部において、飛行機の重心位置においた上下方向の加速度計によって、上下突風に対する機体の上下方向加速度を、海面上 650 フィートないし 10,000 フィート (地表高度は海面上 150 フィート) の高度においてそれぞれ連続に測定し、高度による突風分布の傾向を求めた。

各高度において機体の進行方向による影響および位置による影響 (地表構造はほぼ同じ) はほとんど認められない。

突風速度の 2 乗平均値 σ の高度による変化は平野部においては第 5 表のようである。ただし、この値はある 1 日のものであって季節、天候等によっても変化するものであるが、例えば J.K. Zbro-

第 5 表 上下突風速度の高度による変化

高度 (地表上) フィート	500	1,000	2,000	5,000	10,000
σ_w ft/sec	2.6	1.8	1.5	0.6	0.4

zek が提案した地表上 250 フィートの高度における突風速度の大きさの 1 年間の日中における分布 (第 6 表) と組み合わせて、高度別突風強さを類推する資料とすることができる。

突風による航空機の上下加速度の変化が零を正勾配で単位飛行距離において横切る回数 N_0 は、

第6表 250 ft の上下突風速度の年間分布

σ_w ft/s	3.2	6	8.2	12
時間割合 %	50	16	6	0.6

測定した範囲の高度差においてはほとんど差は認められない。 N_0 の値は計測器あるいは航空機の振動特性によって変るものであるから、航空機の設計または試験において N_0 を使用する場合には十分な検討を行なわれなければならない。

6. あとがき

以上の報告は、ある1日の突風についての測定ならびに解析である。突風のような自然現象は統計的に長時間の資料の解析によって初めて信頼できる知識をうることができる。その意味ではこの報告で一般的結論をうることはできない。しかし、諸外国で行なわれている長期間の資料の解析にあたって基となる仮説、あるいは実験結果の傾向を確認し補足するとともに、高度による突風分布の傾向に対する指針を与えることができた。

しかし、機体の上下加速度から突風速度への変換は、機体を剛体と考えての変換であるので突風速度についての定量的な考察はできなかった。今後は機体の振動特性、運動特性を考慮して突風速度分布そのものの研究が行なわれなければならない。

おわりに、この研究に対して終始御指導いただいた上山忠夫部長、武田峻室長およびパワースペクトル計算を行なっていただいた鳥海良三、中正夫技官および飛行機運航に際して協力された飛行実験部の諸氏に感謝するものである。なお実験、計算には外崎得雄、中村博行両君の協力があった。

付録 1 パワースペクトルの計算

無限に連続した不規則な時系列 $x(t)$ の自己相関関数 $C_{xx}(\tau)$ およびパワースペクトル密度関数 $p(\omega)$ は、次のように表わされる。

$$C_{xx}(\tau) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_{-T/2}^{T/2} \tilde{x}(t) \cdot \tilde{x}(t+\tau) dt \quad (4)$$

$$P(\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} C_{xx}(\tau) \cdot e^{-i\omega\tau} d\tau \quad (5)$$

$$\text{ただし} \quad \tilde{x}(t) = x(t) - \bar{x}(t)$$

$$\bar{x}(t) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_{-T/2}^{T/2} x(t) dt$$

實際上、計算に使用できるデータは有限長に限られ、また計数型電子計算機を使用する場合には、等間隔にサンプリングしたものとなる。したがってこの場合の自己相関関数 C_{xx} とパワースペクトル密度の推定値 \hat{P}_x は次のようにして計算される。

$$C_{xx}(l \cdot \Delta\tau) = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^{N-l} \tilde{x}(n \cdot \Delta t) \cdot \tilde{x}(n \cdot \Delta t + l \cdot \Delta\tau) \quad (6)$$

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

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

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

Δt : サンプルング間隔

N : サンプルングの数

$l \cdot \Delta\tau$: 時間遅れ

$$\hat{P}_x\left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta\tau}\right) = \sum_{n=-k}^k a_n \bar{P}_x\left(\frac{r-n}{h} \frac{1}{2\Delta\tau}\right) \quad (7)$$

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

ただし
$$\bar{P}_x\left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta\tau}\right) = \Delta\tau \left\{ C_{xx}(0) + 2 \sum_{l=1}^{h-1} C_{xx}(l \cdot \Delta\tau) \cdot \cos\left(2\pi \frac{r}{2h} l\right) + C_{xx}(h \cdot \Delta\tau) (-1)^r \right\}$$

$$\bar{P}_x\left(-\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta\tau}\right) = \bar{P}_x\left(\frac{r}{h} \frac{1}{2\Delta\tau}\right)$$

$$\bar{P}_x\left(\frac{h+r}{h} \frac{1}{2\Delta\tau}\right) = \bar{P}_x\left(\frac{h-r}{h} \frac{1}{2\Delta\tau}\right)$$

a_n : 定数 (hanning, hamming, Q. window が通常用いられる)

本実験における諸係数の値

データの長さ: 60 sec Δt : 1/50 sec N : 3,000

$\Delta\tau$: 1/50 sec h : 50

a_n : hanning window を用いた。すなわち

$$a_0 = 0.5 \quad a_1 = a_{-1} = 0.25$$

$$a_2 = a_{-2} = a_3 = a_{-3} = \dots = 0$$

付録 2 機体上下加速度の突風速度への変換

機体の重心位置においた V-G-H レコーダーで測定した機体の上下加速度の多量のデータを相当する上下突風速度に変換するのに NASA では機体は剛体であることおよび機体は上下運動のみを行ないピッチングはしないこととして簡単な変換式を用いており、NAE でも同様な考え方で変換している。すなわち上下加速度 Δn は

$$\Delta n = \frac{\rho_0 V_e K_m a S U_e}{2W} \quad (8)$$

ただし ρ_0 : 海面上の空気密度

V_e : 対気速度

α : 揚力傾斜

S : 翼面積

U_e : 相等突風速度

K_m : 突風軽減係数

ここで K_m は機体重量, 翼面積, 平均翼弦長, 揚力傾斜, 空気密度および速度の関数として R.T. SWELL⁽⁹⁾ が示した図表から求めることができる。

付録 3 パワースペクトルによる σ および N_0 の計算

(4) (5) 式で表わされるパワースペクトル密度関数 $P(\omega)$ と自己相関関数 $C_{xx}(\tau)$ の関係は (9) 式で示される。

$$C_{xx}(\tau) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} P(\omega) e^{i\omega\tau} d\omega \quad (9)$$

したがって 2 乗平均値 σ は

$$\sigma \equiv \{C_{xx}(0)\}^{1/2} = \left\{ \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} P(\omega) d\omega \right\}^{1/2} \quad (10)$$

また正規定常確率過程においては, 零を正勾配で横ぎる回数 N_0 は式 (2) で表わされる⁽²⁾。

本実験においては (10) および (2) 式において ω の区分を 0.5 cps にとって梯形区分求積法を用いて計算した。

文 献

- (1) R.L. McDougal, T.L. Coleman and P.L. Smith: The Variation of Atmospheric Turbulence with Altitude and its Effect on Airplane Gust Loads, NACA RML 53 G 15 a
- (2) H. Press and J.W. Tukey: AGARD Flight Test Manual, Vol. IV' Part IV C.
- (3) H. Press, M.T. Meadows and I. Hadlok: A Re-evaluation of Data on Atmospheric Turbulence and Airplane Gust Loads for Application in Spectral Calculations, NACA TR 1272
- (4) H. Press and R. Stainer: An Approach to the Problem of Estimating Severe and Repeated Gust Loads for Missile Operations, NACA TN 4332
- (5) S.H. Crandall: Random Vibration, M.I.T. Press, 1958.
- (6) J.K. Zbrozek: The Relationship between the Discrete Gust and Power Spectra Presentations of Atmospheric Turbulence, with a Suggested Model of Low-Altitude Turbulence, R & M No. 3216
- (7) J.R. Heath-Smith: Atmospheric Turbulence Encountered by Super Constellation Aircraft, R.A.E. C.P. No. 432
- (8) J.R. Heath-Smith: Atmospheric Turbulence Encountered by Viscount Aircraft over Europe, R.A.E. C.P. No. 463
- (9) R.T. Swell: The N.A.E. Procedure for the Analysis of Aircraft V-G-H Recorders, N.R.C. of Canada, Aero. Rep. No. 7358

<p>NAL TR-58 航空宇宙技術研究所 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</p> <p>1964 年 1 月 30 ページ</p> <p>関東地方北部の平野部において、飛行機の重心位置においた上下方向の加速度計によって上下突風に対する機体の上下方向加速度を、地表上 500 ないし 10,000 フィートの高度において連続に測定記録し、パワースペクトル計算等によって解析した。そして、従来の突風に対する仮説あるいは実験結果を確認し補足するとともに、高度による突風分布の傾向に対する指針を与えた。</p>	<p>I. 竹内和之 小野幸一 山根皓三郎 II. NAL TR-58 III. 624.042</p>	<p>NAL TR-58 航空宇宙技術研究所 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</p> <p>1964 年 1 月 30 ページ</p> <p>関東地方北部の平野部において、飛行機の重心位置においた上下方向の加速度計によって上下突風に対する機体の上下方向加速度を、地表上 500 ないし 10,000 フィートの高度において連続に測定記録し、パワースペクトル計算等によって解析した。そして、従来の突風に対する仮説あるいは実験結果を確認し補足するとともに、高度による突風分布の傾向に対する指針を与えた。</p>	<p>I. 竹内和之 小野幸一 山根皓三郎 II. NAL TR-58 III. 624.042</p>
<p>NAL TR-58 航空宇宙技術研究所 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</p> <p>1964 年 1 月 30 ページ</p> <p>関東地方北部の平野部において、飛行機の重心位置においた上下方向の加速度計によって上下突風に対する機体の上下方向加速度を、地表上 500 ないし 10,000 フィートの高度において連続に測定記録し、パワースペクトル計算等によって解析した。そして、従来の突風に対する仮説あるいは実験結果を確認し補足するとともに、高度による突風分布の傾向に対する指針を与えた。</p>	<p>I. 竹内和之 小野幸一 山根皓三郎 II. NAL TR-58 III. 624.042</p>	<p>NAL TR-58 航空宇宙技術研究所 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</p> <p>1964 年 1 月 30 ページ</p> <p>関東地方北部の平野部において、飛行機の重心位置においた上下方向の加速度計によって上下突風に対する機体の上下方向加速度を、地表上 500 ないし 10,000 フィートの高度において連続に測定記録し、パワースペクトル計算等によって解析した。そして、従来の突風に対する仮説あるいは実験結果を確認し補足するとともに、高度による突風分布の傾向に対する指針を与えた。</p>	<p>I. 竹内和之 小野幸一 山根皓三郎 II. NAL TR-58 III. 624.042</p>

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	1963年2月	近藤 博, 義田光弘 坂口 一, 山崎紀雄
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 ($\sum \lambda^k A_k)x=0$	1963年4月	戸川 隼人
TR-46	翼の固有振動数に関する一解析法 On the Vibration Analysis of Aircraft Wings	1963年6月	川井忠彦, 泉日出夫 戸川隼人, 林 洋一
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	1963年8月	佐藤和郎, 永井文雄
TR-48	曲面に沿う境界層 Effects of Surface Curvature on Laminar Boundary-Layer Flow	1963年8月	林 二 識
TR-49	高速軸流圧縮機の研究 (III) An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (III)	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 Equa- tions 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 Unetable System	1963年9月	武田 峻
TR-52	粒状加熱器の熱特性 Thermal Characteristics of a Pabble-Bed Heater	1963年9月	林 二 識
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一 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 識
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 a Biconvex-Flat Airfoil in Supersonic Flow at Mach Number 2 to 3	January 1964	Takao Ishii Mitsunori Yanagisawa

航空宇宙技術研究所報告 58号

昭和 39 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(042)(3)5171(代表)

印 刷 所 笠井出版印刷社
東京都港区芝南佐久間町1の53
