

UDC 533.6.08:
551.55:
629.73.015

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-346

乱気流上下速度成分の翼幅方向分布の観測

小野幸一・外崎得雄
竹内和之・山根皓三郎

1973年10月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

- TR-325 ロケットの分離特性に関する研究
Some Investigation on the Separation Characteristics of a Two-Stage Vehicle Model 1973年7月 宇宙研究グループ
- TR-326 電子衝撃型水銀イオンエンジンの研究
Experimental Investigation on 5cm Mercury Electron Bombardment Ion Engine 1973年7月 中村嘉宏, 東久雄
宮崎勝弘
- TR-327 ガスタービン燃焼器のライナにおける伝熱
On the Liner Heat Transfer of Gas Turbine Combustor 1973年7月 相波哲朗
- TR-328 連続板の振動
Natural Frequencies of Continuous Plate 1973年7月 林洋一, 川井忠彦
- TR-329 ジェットエンジン用薄肉組立ロータの曲げ剛性(静荷重試験と振動試験による測定と有限要素法による計算)
Flexural Rigidity of the Thin Walled Build-up Rotor for the Jet Engine (Measurement by Static Load Test and Vibration Test and Calculation by Finite Element Method) 1973年7月 宮地敏雄, 小河昭紀
貝谷昌二, 祖父江清
- TR-330T 線形シェル理論について
On the Linear Theory of Thin Elastic Shells 1973年7月 古賀達蔵, 戸田勲
- TR-331 非線型層流安定理論と数値計算
(第1報 べき級数展開による Orr-Sommerfeld 方程式の数値解法)
A Non-linear Hydrodynamic Stability Theory with Numerical Calculations
—Part 1 A Power Series Method for the Numerical Treatment of the Orr-Sommerfeld Equation— 1973年7月 伊藤信毅
- TR-332 非線型層流安定理論と数値計算
(第2報 手行流における有限攪乱理論と二次元 Poiseuille 流れへの応用)
A Non-linear Hydrodynamic Stability Theory with Numerical Calculations
—Part 2 Theoretical Analysis and the Numerical Results for Plane Poiseuille Flow— 1973年7月 伊藤信毅
- TR-333 非線型層流安定理論と数値計算
(第3報 平板境界層における有限攪乱の計算)
A Non-linear Hydrodynamic Stability Theory with Numerical Calculations
—Part 3 Numerical Results for the Flat Plate Boundary Layer— 1973年7月 伊藤信毅
- TR-334 音波と乱流の干渉によるソニックブーム波形の変形
Distortions of Sonic Boom Pressure Signature by Sound and Turbulance Interaction 1973年8月 河野長正
- TR-335 航空宇宙技術研究所突風風洞の計画と整備試験
Design and Development of the Gust Wind Tunnel at the National Aerospace Laboratory 1973年9月 廣末健一, 北村清美
村上義隆, 進藤重美
- TR-336 モアレ法によるひずみ解析
Strain Analysis by the Moire Analyzer Method 1973年9月 青木由雄

乱気流上下速度成分の翼幅方向分布の観測*

小野幸一**・外崎得雄**

竹内和之**・山根皓三郎**

An Observation on Spanwise Distribution of Vertical Atmospheric Turbulence

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

In the design calculation of airplane response to vertical atmospheric turbulence, spanwise distribution of turbulence velocities has been assumed to be uniform both in discrete gust method and in power spectral method.

The actual spanwise distribution, however, is not uniform, and theoretical analyses of two-dimensional power spectral method by Diederich and others are tried with the assumption that the atmospheric turbulence is isotropic.

In order to investigate the applicability of the assumption on the spanwise distribution in both methods, the vertical turbulence velocities were measured by an airplane at the nose and wing tips.

Vertical velocity correlations along the flight path and the span were compared with each other and with the theoretical value by von Kármán model.

Also, the data measured at three points were analyzed to see the deviation from the assumption of spanwise uniform distribution by cross spectral method.

1. はじめに

航空機の設計あるいは運航に関して、大気の流れはもっとも重要な荷重要因の一つである。

大気の流れをモデル化して考える場合に、乱気流の速度分布は、航空機の進行方向 x に対して $(1 - \cos x)$ の形をしており、翼幅方向分布は一様である、として考える Discrete Gust の方法が広く用いられて来たが、最近では、航空機の進行方向の分布をランダムとする Continuous Turbulence の方法が次第に一般化され始めつつある。しかしこの場合においても、翼幅方向の分布は一様と仮定して解析しているのが現状である。

一般に、大気の流れは、空間のある限られた範囲内では等質性(homogeneity)と等方性(isotropy)を有するものであると考えられることから、航空機の翼幅方

向についても進行方向と同様な分布を考えて航突風応答を解析する方法が理論的^{8),13)}には試みている。しかし、実際に乱気流を計測し、理論とて、理論に含まれる仮説について吟味しようとは、ほとんどなされていない。

我々は、実験用航空機を用いて、その両翼端機首の3点に取り付けた迎え角計によって、乱上下速度成分を同時に連続して記録し、これを見た。その結果、乱気流の翼幅方向の分布は、進の分布とほぼ同じ性質を有することを実験で確前述の仮説を用いた理論は、ほぼ正しく翼幅分布を考慮した乱気流の解析に使用しうるものとを確認することができた。

記号

a_x, a_y, a_z : それぞれ機体重心位置の前後、
よび上下方向加速度

C : 乱気流の上下速度成分の時間相

* 昭和48年8月30日 受付

** 機体第一部

- f : 周波数
 - f : longitudinal velocity correlation
 - g : 重力の加速度
 - g : lateral velocity correlation
 - H : 高度
 - K_v : 変形第 2 種ベッセル関数
 - L : 乱気流のスケール
 - l_1, l_2 : それぞれ迎え角計の機体重心位置を通る y 軸からの距離 (図 5 参照, $l_1=4.64$ m, $l_2=1.42$ m)
 - l_3 : 迎え角計の機体重心位置を通る x 軸からの距離 (図 5 参照, $l_3=6.93$ m)
 - p, q, r : それぞれ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
 - R : 乱気流の上下速度成分の空間相関関数
 - T : 熱電対温度計で計測した大気温度
 - U, \bar{U} : 対気速度 (T.A.S.) およびその平均値
 - w : 乱気流の上下速度成分
 - w_c, w_l, w_r : それぞれ機首および両翼端における乱気流の上下速度成分
 - $\hat{P}_{w_c w_c}, \hat{P}_{w_l w_l}, \hat{P}_{w_r w_r}$: それぞれ機首および両翼端の乱気流の上下速度成分のパワースペクトル
 - $\alpha_c, \alpha_l, \alpha_r$: それぞれ機首および両翼端の迎え角
 - $\hat{\rho}_{w_c w_l}^2, \hat{\rho}_{w_r w_c}^2, \hat{\rho}_{w_l w_r}^2$: それぞれ機首および両翼端の乱気流の上下速度成分相互の関連度 (コヒーレンシイ)
 - σ_w : 乱気流の上下速度成分の二乗平均値の平方根
 - Ω : reduced frequency ($\Omega=2\pi/\lambda$, λ : 波長)
- 添字
- c : 迎え角計の位置 (機首)

- l : 迎え角計の位置 (左翼端)
- r : 迎え角計の位置 (右翼端)

2. 航空機による計測方法

2.1 航空機および飛行経路

計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, 計測器材約 250 kg, 機体総重量約 3,400 kg, 主要諸元は表 1 に示す) で、計測は 2 日間にわたり図 1 に示す群馬県伊勢崎市と碓氷峠の間で行なった。計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。

2.2 計測項目および計測器材

計測項目は、機首および両翼端における迎え角、重心位置の上下、左右および前後方向加速度、重心回りの角速度 (縦揺れ、横揺れおよび偏揺れ)、高度、速度および大気温度の計 12 項目 (詳細は表 3 参照) であるが、これに目標地点の通過時刻等必要事項の音声記録を含めて 13 項目を磁気記録再生機に連続記録した。この系統図を図 2 に示し、機体内の器材配置を図 3 に示す。

以上のようにして記録した資料の一例として Flt. No. 1 のコース No. 3 (以後 Flt. No. 1-3 と表わす) のすべての計測資料を図 4 に示す。

表 1 実験機主要諸元

翼面積	25.74 m ²
翼面荷重	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.	昭和46年 3 月	コース No.	1	2	3	4	5	6
		飛行方向	E→W	W→E	E→W	W→E	E→W	W→E
1	25日 10時08分~12時20分	飛行高度 (km)	3.1	2.4	1.8	1.8	1.2	0.6
2	30日 10時10分~12時23分		3.1	2.4	1.8	1.8	1.2	0.6

コース No. 1 高崎—碓氷峠
 コース No. 2, 3, 4 伊勢崎—高崎—碓氷峠
 コース No. 5, 6 伊勢崎—高崎

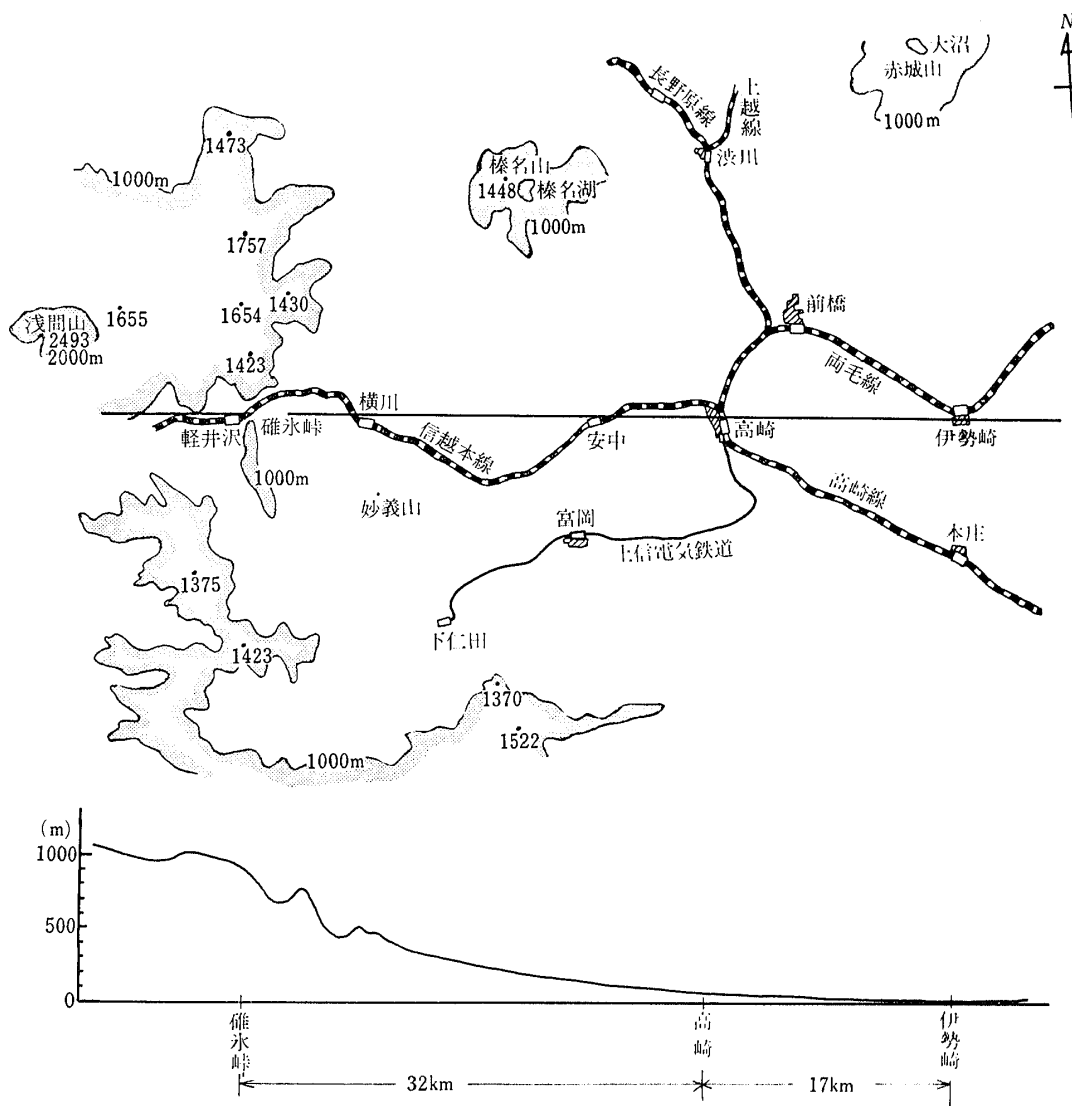


図 1 観測航路

表 3 計測項目

計測項目	総合感度	計測器材
大気温度	0.18V/°C	胴体上面に取り付けた熱電対温度計
左翼端迎え角	0.17V/deg	機首および両翼端に突出したブームの先端に取り付けたベーンの動きをポテンショメータで検出 (ポテンショメータの抵抗値は約 2kΩ, 周波数特性は約 15Hz まで平坦)
機首迎え角	0.17V/deg	
右翼端迎え角	0.17V/deg	
前後加速度	6.3V/g	機体の重心位置に置いたひずみゲージ型加速度計。
左右加速度	6.3V/g	(前後加速度用加速度計 0.5g 用) 周波数特性は約 20 Hz まで (左右 " " 0.5g 用) 平坦 (上下 " " 2.0g 用)
上下加速度	1.1V/g	
縦揺れ角速度	0.26V/deg/s	
横揺れ角速度	0.085V/deg/s	三軸用レートジャイロ
偏揺れ角速度	0.26V/deg/s	
速度	0.099V/kt	機体のピトー管より検出
高度	0.89V/1000m	胴体側面の静圧孔より検出

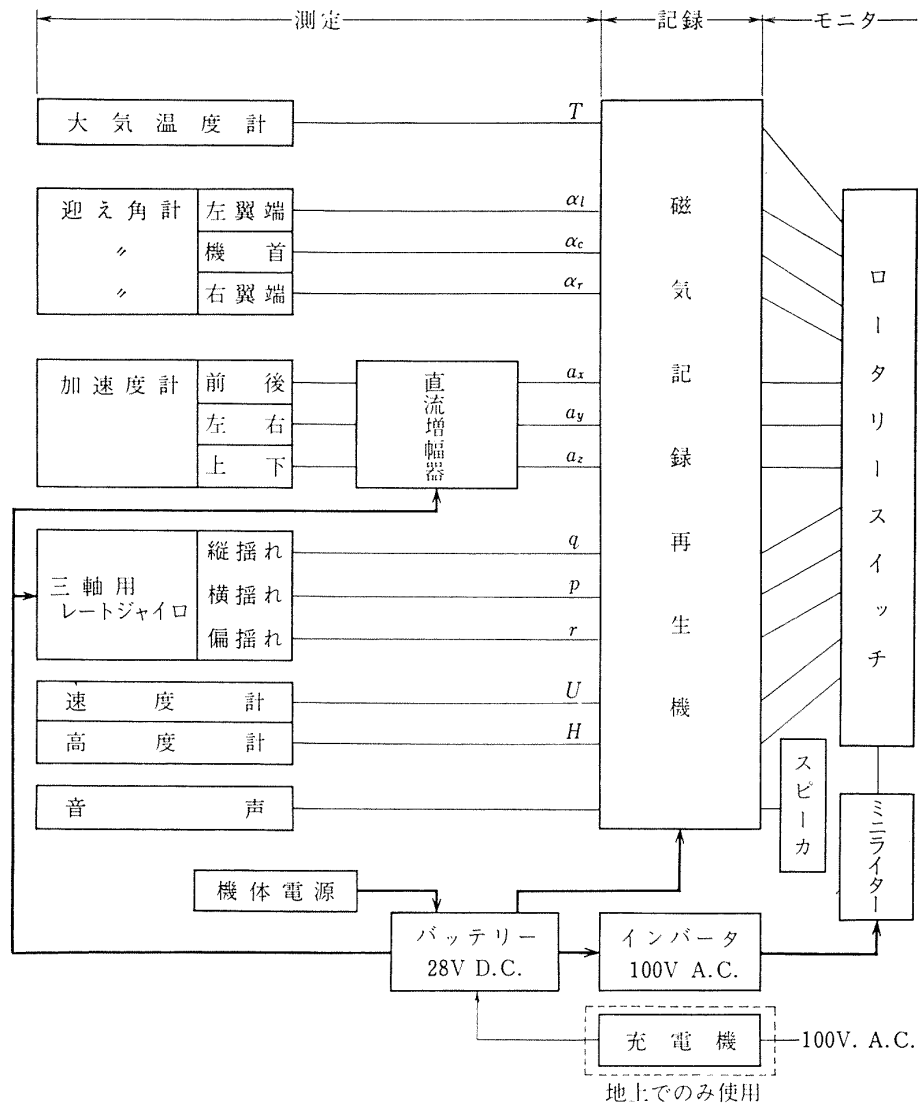


図 2 計測系統図



図 3 計測器の機内配置

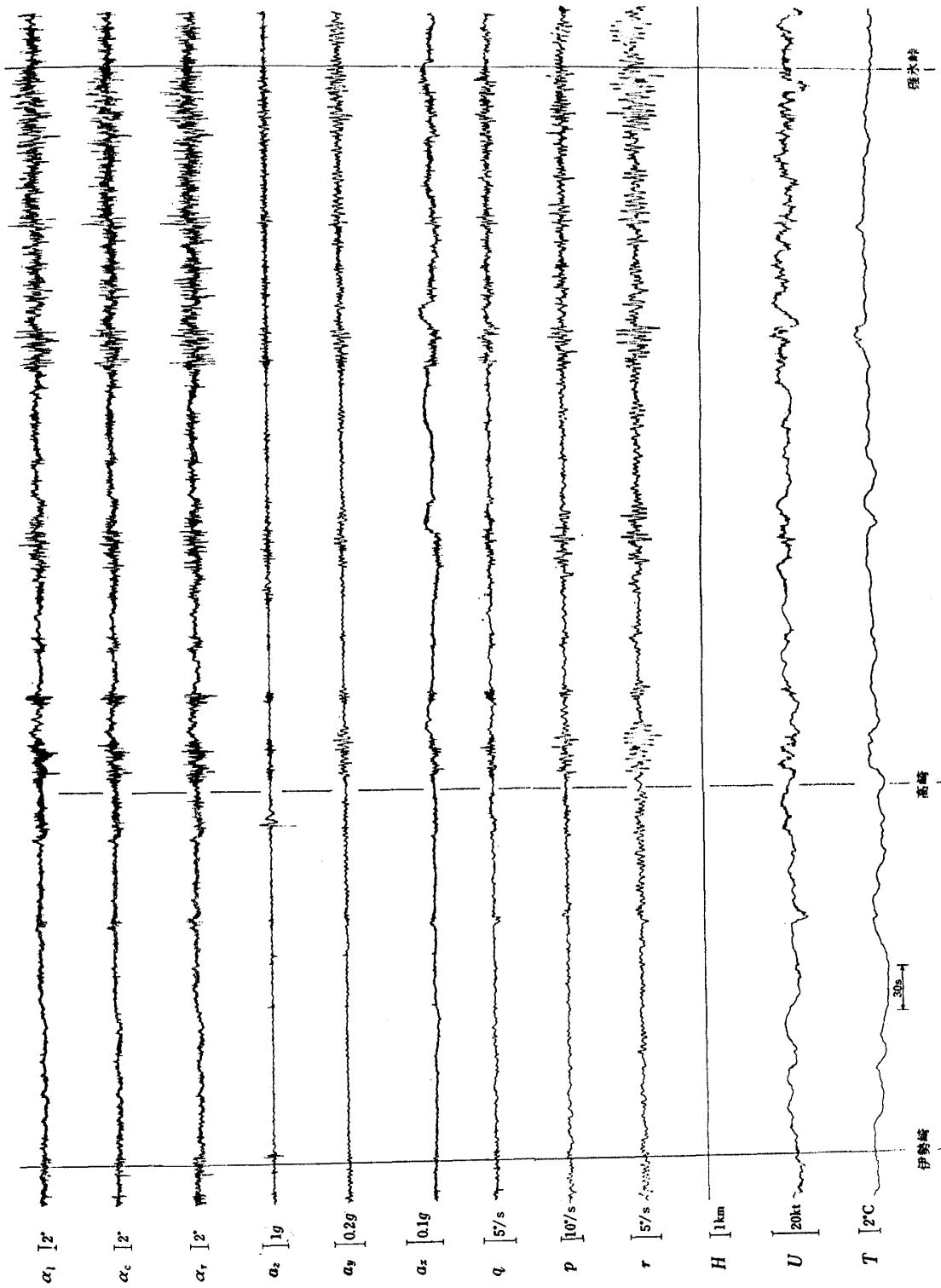


図 4 計測記録の一例 (Flt No. 1-3)

3. 解 析

3.1 乱気流の上下速度成分の求め方

航空機の機首および両翼端で計測した迎え角 $\alpha_c, \alpha_l, \alpha_r$ から航空機の運動の影響を考慮して、各位置における乱気流の上下速度成分 w_c, w_l, w_r を求めると(1), (2), (3) 式となる。ただし、主翼の撓性の影響は後述のパワースペクトルの吟味で明らかなように、小さいので無視している。

$$w_c = U\alpha_c - U \int q dt + l_1 q - \int a_z dt \quad (1)$$

$$w_l = U\alpha_l - U \int q dt + l_2 q - \int a_z dt + l_3 p \quad (2)$$

$$w_r = U\alpha_r - U \int q dt + l_2 q - \int a_z dt - l_3 p \quad (3)$$

(各記号については図5参照)

(1) 式については、前に行なった計測結果¹⁸⁾によると約 0.5 Hz (波長 133.2 m) 以上の周波数成分については w_c は $U\alpha_c$ の項のみで定まり他の項は無視できる程小さいことが判明している。今回の計測においても、このことを再確認のうえ (1) 式においては $U\alpha_c$ 以外の項を削除することとした。(2) および (3) 式についても同種の項を削除して、結局、乱気流の上下速度成分はつぎの (4), (5), (6) 式で計算することとした。

$$w_c = U\alpha_c \quad (4)$$

$$w_l = U\alpha_l + l_3 p \quad (5)$$

$$w_r = U\alpha_r - l_3 p \quad (6)$$

機首の迎え角計 (α_c) は両翼端の迎え角計 (α_l, α_r) より ($l_1 - l_2$) だけ前方の位置で計測しているため、計測値の時系列を比較する場合には、航空機の平均対気速度 \bar{U} を用いて $(l_1 - l_2)/\bar{U}$ の補正を行なった。

計算は、磁気記録再生機で記録したアナログデータをサンプリング間隔 1/100 s で A-D 変換して、電子計算機 (HITAC 5020 F) によって行なった。

以上のようにして求めた乱気流上下速度成分の例を図 6, 図 7 に示す。

3.2 乱気流上下速度成分の翼幅方向分布

図 6 および図 7 を見ると、機首および両翼端位置における乱気流の上下速度成分 w_c, w_l および w_r は、低周波成分は比較的よい相似を示すが、周波数が高くなるに従って、差が生じているようである。この差の程度を見るために、お互いの差 ($w_l - w_c$), ($w_c - w_r$) および ($w_l - w_r$) を図 6 および図 7 の下部に示す。半翼幅間の差である ($w_l - w_c$) および ($w_c - w_r$) は全翼幅間の差である ($w_l - w_r$) より明らかに小さい。しかし、その程度については、これらの図からは明瞭ではない。

以上のことを定量的に、特にその周波数依存性を調べるために、 w_c, w_l および w_r の相互について、クロススペクトル計算を行なった (計算方法の詳細は参考文献 17) の付録参照)。その結果えられたパワースペクトル $\hat{P}_{w(\cdot)w(\cdot)}$, パワー比 $\sqrt{\hat{P}_{w(\cdot)w(\cdot)}/\hat{P}_{w(\cdot)w(\cdot)}}$ および関連度 $\hat{\rho}_{w(\cdot)w(\cdot)}$ (コヒーレンシイ) の代表的なものを図 8 ~ 図 10 に示す。これらの図を見ると、つぎのようなことが明らかである。

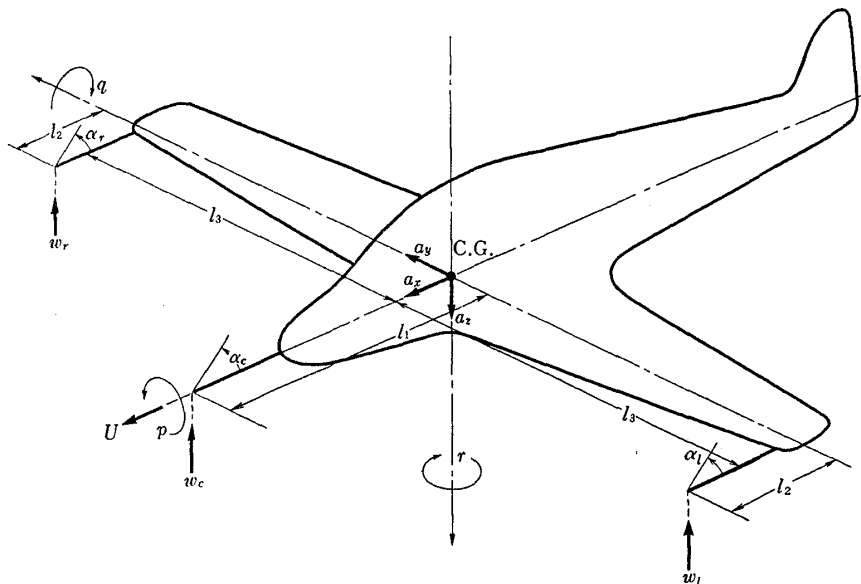


図 5 機体運動に対する記号

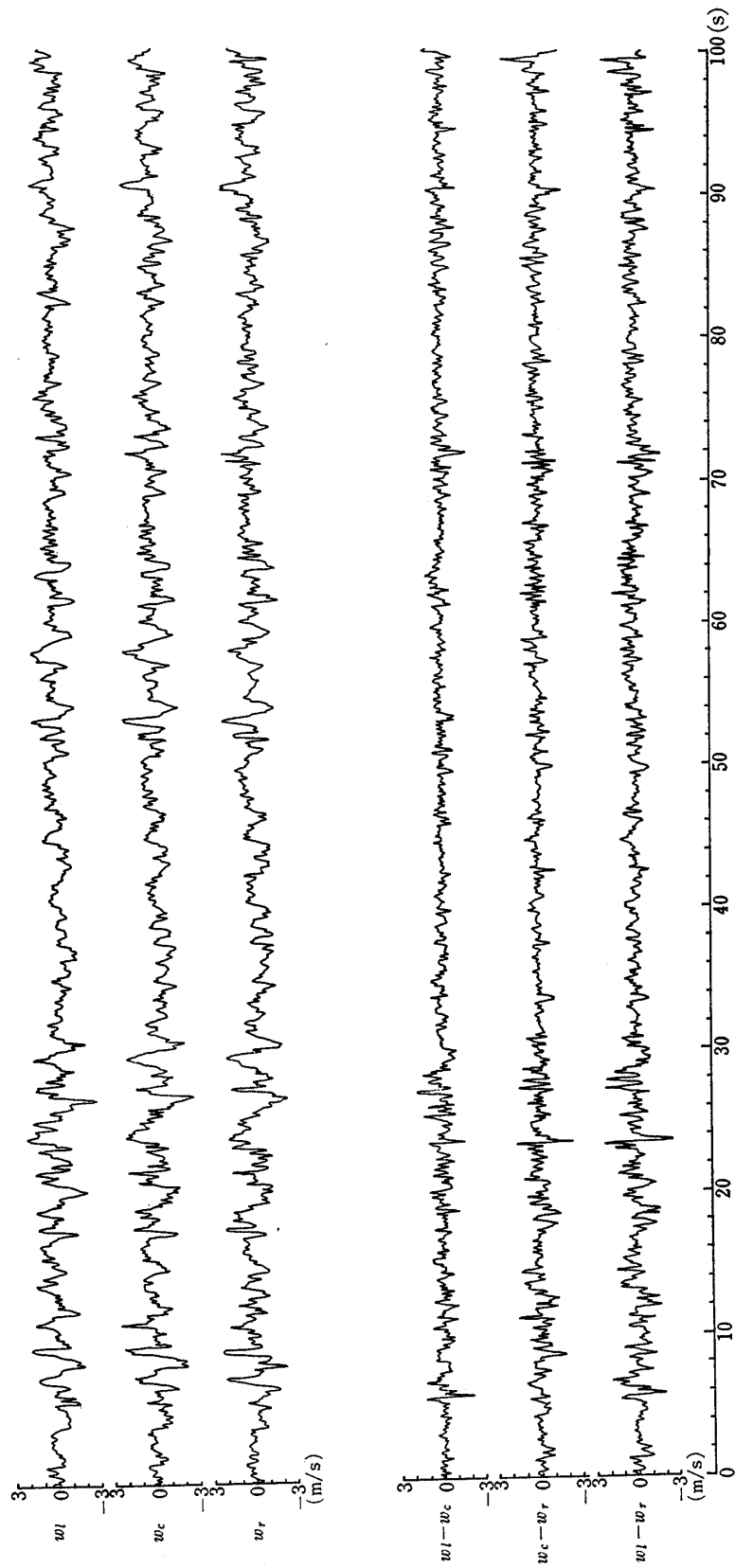


図 6 乱気流上下方向速度成分およびその相互の差 (Flt No. 1-3)

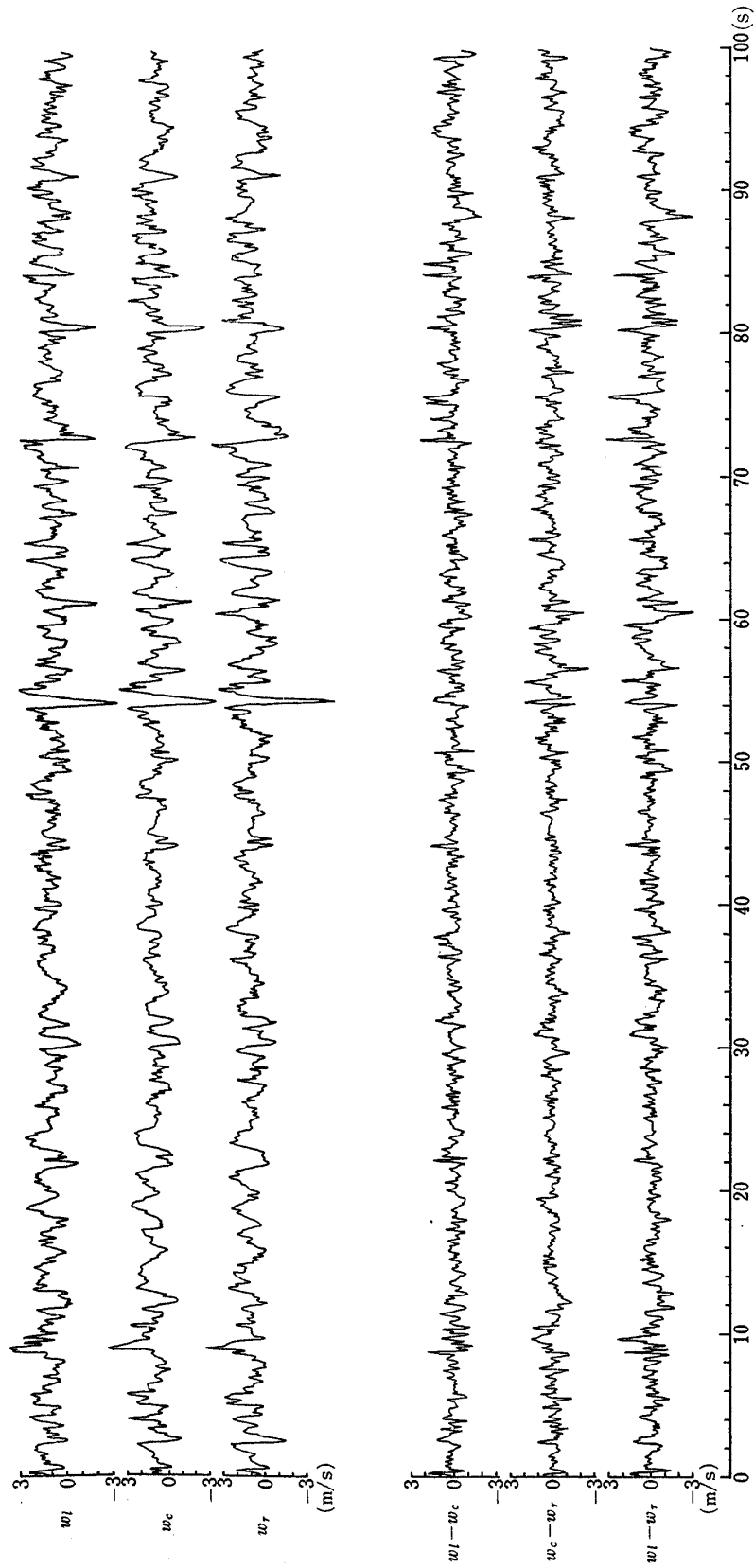


図 7 乱気流上下方向速度成分およびその相互の差 (Flt No. 2-2)

$w_l - w_c$ の相関

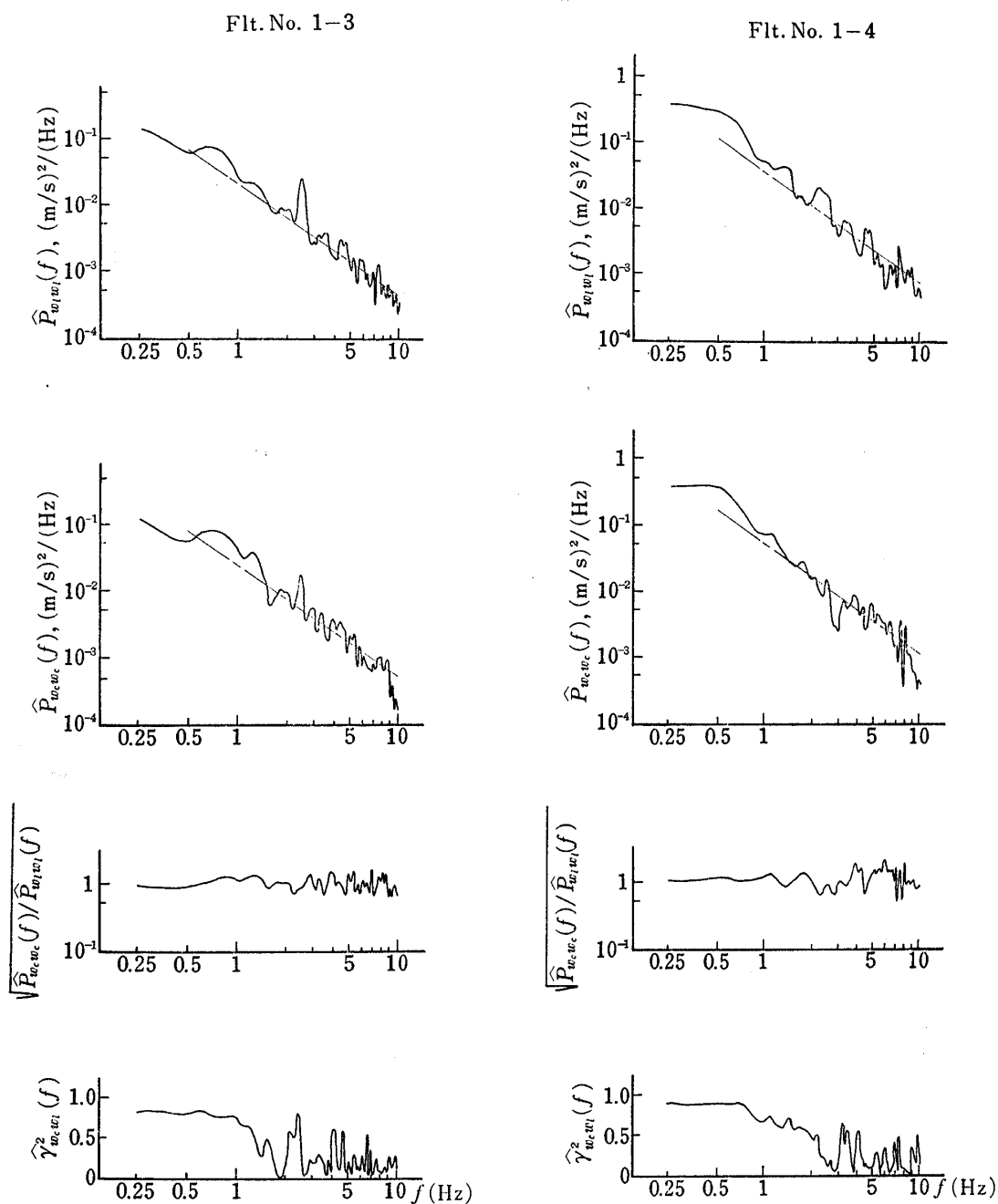


図 8 クロススペクトル計算結果

$w_c - w_r$ の相関

Flt. No. 1-3

Flt. No. 1-4

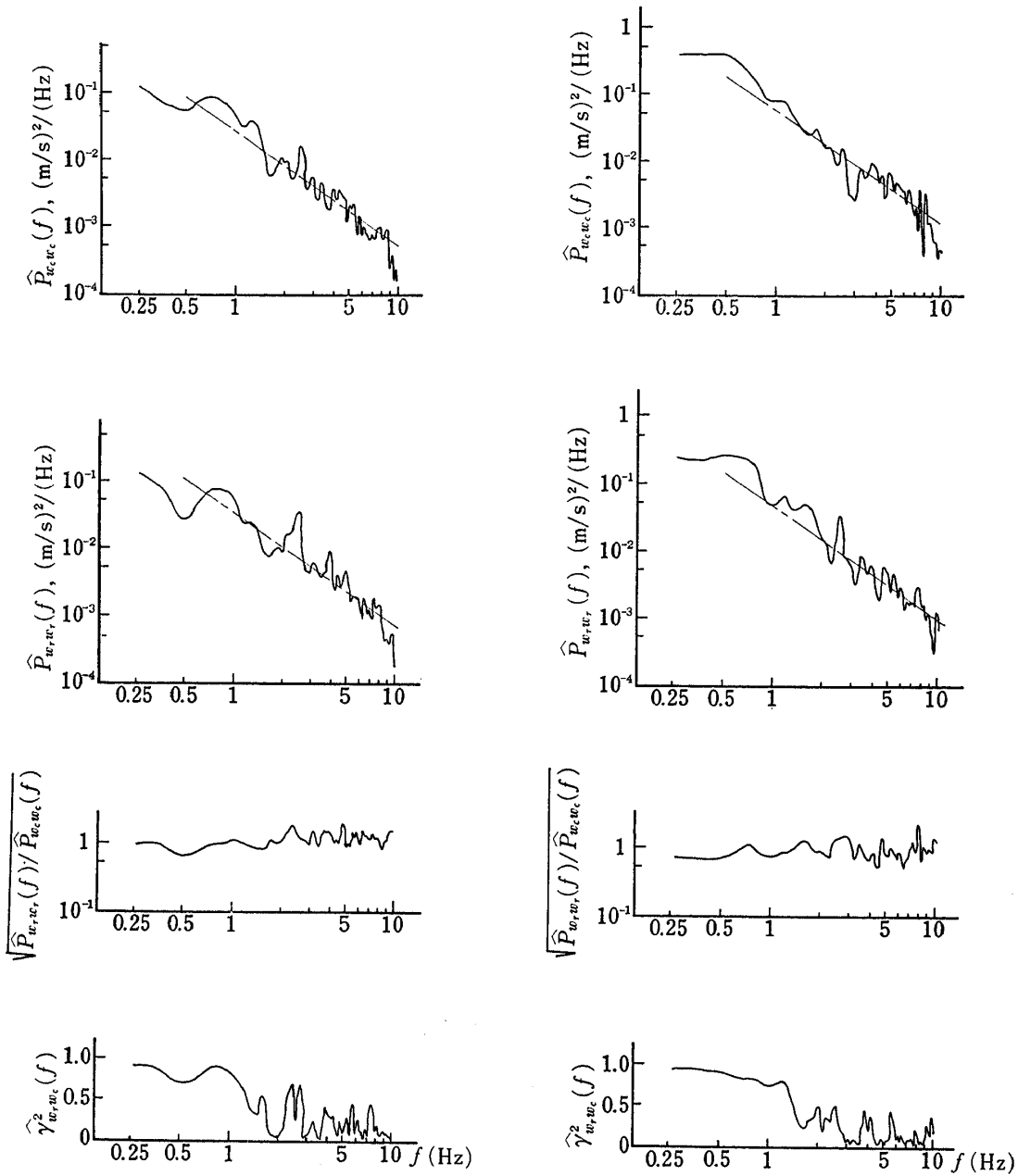


図 9 クロススペクトル計算結果

w_r-w_l の相関

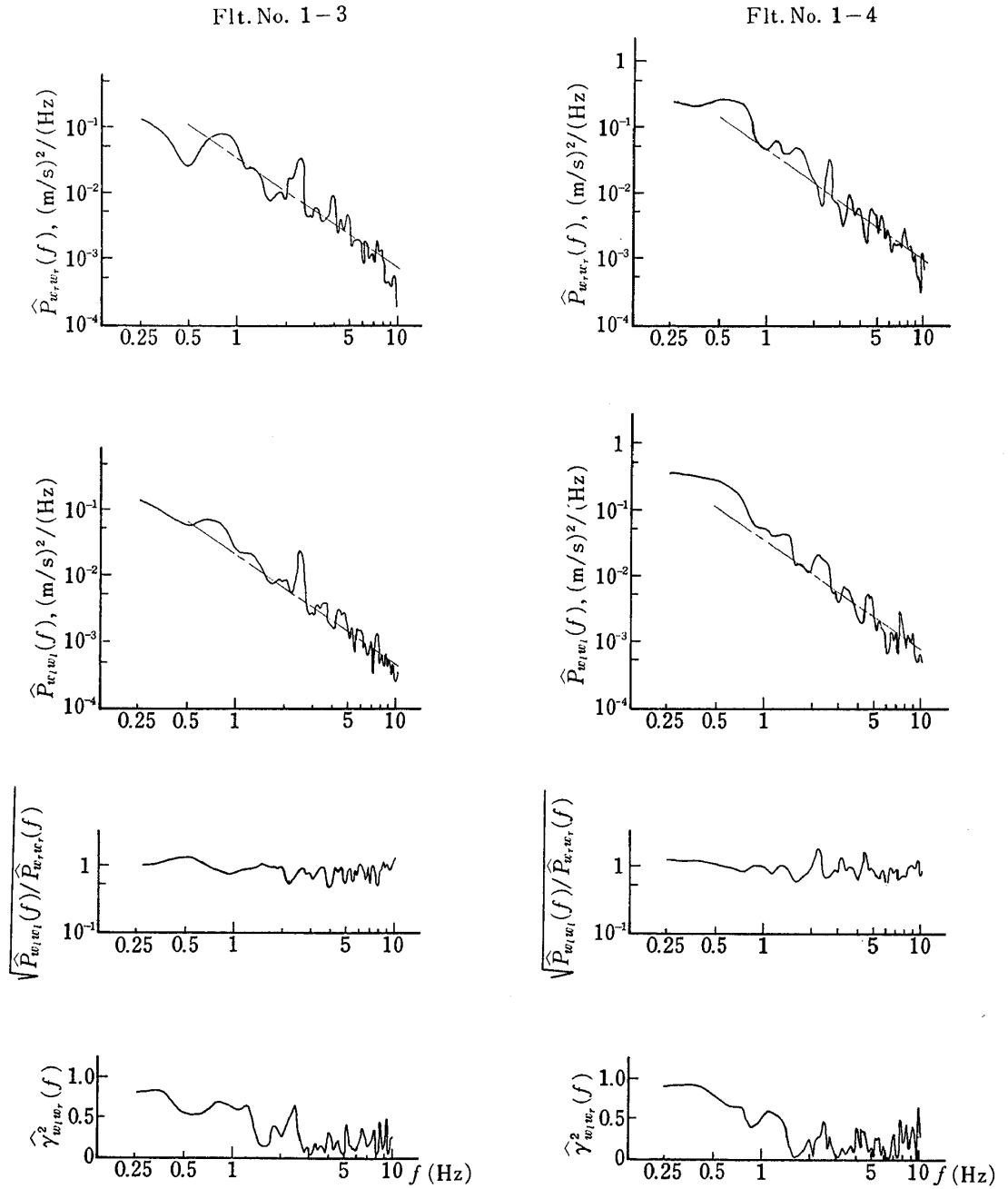


図 10 クロススペクトル計算結果

(1) 主翼の曲げ一次固有振動数とみられる 6.5 Hz 付近で、機首位置の w_c と両翼端位置の w_l, w_r のパワースペクトルについて特別な差が認められないことは、今回の計測において主翼の撓性の影響を無視できることを示している (3.1 節参照)。

(2) 乱気流上下速度のパワースペクトルは 0.5 Hz 以上ではほぼ周波数の $-5/3$ 乗に比例して減少しており (図中の一点鎖線は $-5/3$ 乗に比例する傾斜を示す) パワースペクトルの形が von Kármán の与える理論式と同様の傾向であることを示している。

(3) 関連度は 1 ないし 2 Hz 以上では急激に低下している。このことは全翼幅にわたって一様の突風状態をうけるという考えは高周波成分では成立しないことを示している。

機首位置と両翼端位置相互 ($\hat{\rho}_{lc}^2$ および $\hat{\rho}_{cr}^2$) の関連度と、両翼端相互 ($\hat{\rho}_{lr}^2$) の関連度を比較すると前者は後者に比べて低い周波数範囲では明らかに高い値を示している。これらの図には掲載していないが相互の位相差はいずれの場合にも 1 Hz までほとんど 0 であったことを合せ考えると、半翼幅では、全翼幅に比べて、乱気流の翼幅方向分布を一様と見なしうる周波数範囲が広いことが判る。

3.3 翼幅方向分布と進行方向分布との比較

以上のように、乱気流の上下速度成分の翼幅方向分布は、一様ではなく、距離がはなれるに従って、また周波数が高くなるに従って、相互の関連度は減少す

る。この様な乱気流の性質は前後方向の上下突風速度についてすでに認められているものである。

ここでは前後および左右方向の乱気流の性質を定量的に検討するために、翼幅方向計測値および進行方向計測値について、それぞれ以下に示す方法によって空間相関関数を計算し、その結果を図 11~図 14 に示す。

(1) 翼幅方向計測値

付録 B に示すように、各飛行ケースについて相関関

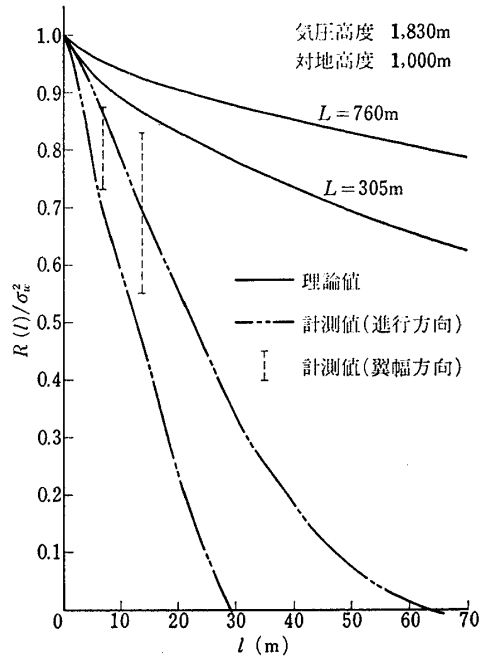


図 12 相関関数 (Flt No. 1-4)

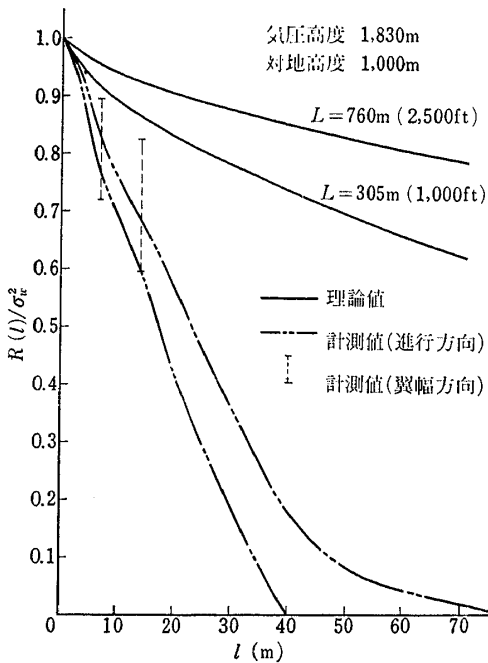


図 11 相関関数 (Flt No. 1-3)

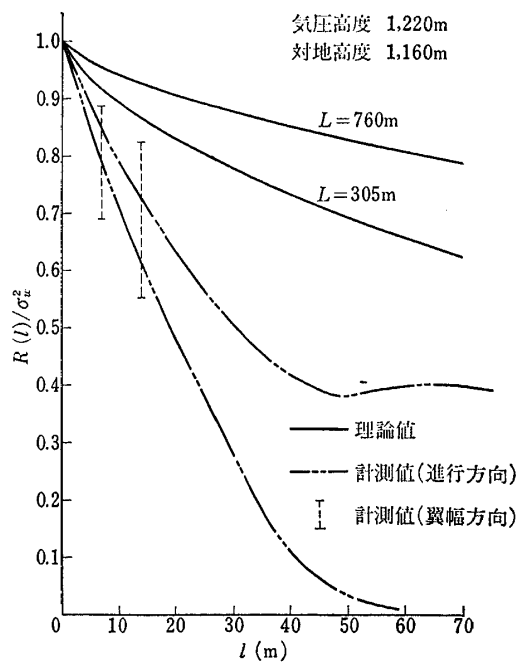


図 13 相関関数 (Flt No. 1-5)

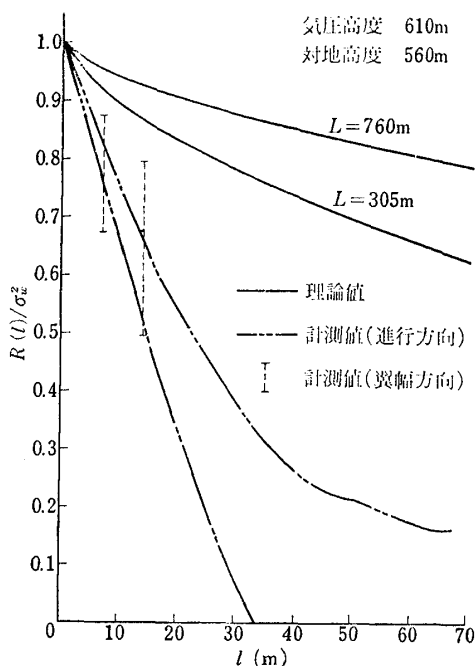


図 14 相関関数 (Flt No. 1-6)

数を求め、その結果えられた値の範囲 (付録Bの図B 1~B8 に示す白丸, 黒丸のすべての計測値の範囲) を図中の点線で示す。翼幅方向の計測位置は機首と両翼端であるためにその結果は図の(横軸)上における 6.93m と 13.86m の2箇所のみである。

(2) 進行方向計測値

機首において、計測された乱気流上下速度成分について、付録Cに示すように Taylor の仮説を用いて計算した相関関数の範囲 (付録の図 C1~C4 に示すすべての計測値の範囲) を図中の2点鎖線で示す。

これらの図 11~図 14 を見ると、いずれの場合においても、翼幅方向の相関関数と進行方向の相関関数は相当よい一致を示している。さらにこの結果と、上下方向乱気流速度の進行方向に沿ったパワースペクトル密度関数が von Kármán モデルの理論値と約 0.5 Hz 以上の周波数領域でよく一致したことを考え合せると、このような周波数領域では、理論に含まれる仮定 (Taylor の仮説等) にもかかわらず、上下乱気流速度の左右および前後方向に対し同じ分布を用いることによって、実際の現象を相当正しく把握しようと考えられる。

図 11~図 14 において、実線は von Kármán モデルによる乱気流理論の相関関数 (付録A参照) を示したものであるが、この理論値と計測値との間には相当大きな差が見られる。一般に、乱気流はその低周波成分に大きなパワーを有するため、相関関数の値が低

周成分に大きく依存するものである。しかしここでは翼幅方向および進行方向相関関数の計算に用いた乱気流速度の実測値は (1) 式における第2および第4項を省略することによって低周波成分が除去されており、これが両者の差にあらわれているものと考えられる。

4. まとめ

航空機の機首および両翼端に付けた迎え角計によって乱気流の上下速度成分を計測し、乱気流の翼幅方向分布についての検討を行なった。その結果、今回計測した周波数範囲においては乱気流の翼幅方向分布は、進行方向分布と同じ性質の分布と考えて良く、従来進行方向の解析に用いられていた理論を翼幅方向にも適用し得る事が確認された。

なおこの研究に用いた計測法並びにランダム時系列に対するクロススペクトル解析法は、この種の飛行試験解析における有力な手段であった。

5. むすび

この研究にあたっては荒木浩前部長*, 中井暎一部長の御指導を、また航空機操縦担当の後藤課長, 照井祐之専門職には実験上の種々適切な助言をいただいた。なお飛行実験準備には飛行実験部鎌田係長, 計測には機体第1部大野技官, 計測データのA-D変換処理に計測部小松技官の協力があつた。

参考文献

- 1) G.I. Taylor; Statistical Theory of Turbulence. Proc. Roy. Soc. A 151, 1935.
- 2) G.I. Taylor; The Spectrum of Turbulence Proc. Roy. Soc. A 164, 1938.
- 3) H.L. Dryden; Turbulence Investigation at the National Bureau of Standards. Fifth International Congress for Applied Mechanics, 1938
- 4) Th. von Kármán; Sur la Theorie Statistique de la Turbulence. Collected works of Theodore von Kármán, Vol IV, 1948
- 5) M.S. Uberoi and S. Corrsin; Diffusion of Heat from a line Source in Isotropic Turbulence. NACA Rep. 1142, 1953
- 6) C.C. Lin; On Taylor's Hypothesis in wind tunnel Turbulence. Quart. Appl. Math, 10, 1953
- 7) G.K. Batchelor; The Theory of Homogeneous Turbulence. Cambridge University Press, 1956

* 東洋大学

- 8) F.W. Diederich; The Responce of an Airplane to Random Atmospheric Disturbances. NACA R-1345, 1956
- 9) U.O. Lappe, B. Davidson and C.B. Notess; Analysis of Atmospheric Turbulence Spectra Obtained from Concurrent Airplane and Tower Measurements. Inst. Aero. Sci. Rep., No. 59-44, 1959.
- 10) J.L. Lumley and H.A. Panofsky; The Structure of Atmospheric Turbulence. John Wiley & Sons, 1964
- 11) J.C. Houbolt, R. Steiner and K.G. Patt; Dynamic Response of Airplanes to Atmospheric Turbulence Including Flight Data on Input and Response. NASA TR R-199, 1964
- 12) J. Taylor; Manual on Aircraft Loads. AGARDograph 83, Pergamon Press, 1965
- 13) Meeting on Aircraft Response to Turbulence. Compilation of Papers Presented at the NASA Langley Research Center September 24-25, 1968
- 14) 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
- 15) 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
- 16) 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 卷, 第 173 号, 1968 年 6 月
- 17) 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
- 18) 竹内和之, 小野幸一, 山根皓三郎, 矢沢建司, 外崎得雄; 東北地方太平洋沿岸航空路上における乱気流観測, 航空宇宙技術研究所報告 TR-222, 1970 年 10 月

付 録

A 乱気流の理論^{7),10),12)}

乱気流は一般に、空間位置および時間とともに不規則に変化する確率過程であり、その解析は、速度場の3次元特性、運動方程式の非線形性、および速度の不規則変動を考慮に入れた統計的手法の必要から多くの困難な問題が存在する。

G.I. Taylor は、はじめて、乱気流を記述する1つの量として、2点間の速度相関を導入し¹⁾、さらに、速度相関関数のフーリエ変換が、各周波数成分における運動エネルギーの貢献度を示す量 (energy spectrum density) であることを用いて、乱気流理論の基礎を築いた²⁾。

乱気流が等質性 (homogeneity) を有すると仮定すれば、任意の2点間の速度相関は、空間の絶対位置には独立で、2点の位置の相対関係のみに依存する。さらに、等質性に加えて、等方性 (isotropy) の仮定を用いると、距離 l だけ離れた任意の2点 A, B における乱気流速度の座標軸成分 u_{iA} ; $i=x, y, z$, u_{jB} ; $j=x, y, z$ の間に、(A-1) 式に示す相関関係が導かれる。(図 A-1 参照)

$$\begin{aligned} R_{U_{iA}U_{jB}}(l) &= \overline{u_{iA} \cdot u_{jB}} \\ &= \sigma^2 [\{f(l) - g(l)\} \xi_i \xi_j + g(l) \delta_{ij}] \end{aligned} \quad (\text{A-1})$$

$$\text{ただし, } \delta_{ij} = \begin{cases} 1; & i=j \\ 0; & i \neq j \end{cases}$$

$$\bar{u} = 0$$

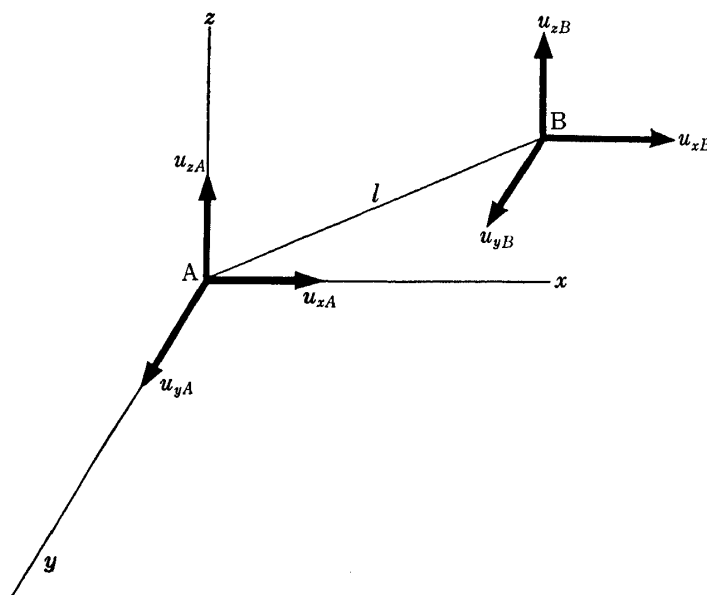


図 A-1 乱気流中の二点における速度成分

(A-1) 式において、 ξ_i, ξ_j は、それぞれ、線分 l が座標軸 $i, j (=x, y, z)$ となす方向余弦を表わし、 σ^2 は任意の方向の速度成分の二乗平均値

$$\sigma^2 = \overline{u_{iA}^2} = \overline{u_{jB}^2}$$

である。

また $f(l), g(l)$ は解析の便宜のために導入された関数で、(A-2) 式で定義し、通常 $f(l)$ を longitudinal velocity correlation, $g(l)$ を lateral velocity correlation と呼んでいる。(図 A-2 参照)

$$\left. \begin{aligned} f(l) &= \overline{u_p(x) u_p(x+l) / u_p^2} \\ g(l) &= \overline{u_n(x) u_n(x+l) / u_n^2} \end{aligned} \right\} (\text{A-2})$$

ただし、 u_p, u_n は、それぞれ乱気流の線分方向、および線分に直角な方向の成分であり、 x, l はいずれも空間ベクトルである。

さらに、 $f(l), g(l)$ のフーリエ変換として、パワースペクトル密度関数 $P_u(\Omega), P_w(\Omega)$ を (A-3) 式で定義する。

$$\left. \begin{aligned} P_u(\Omega) &= \frac{\sigma^2}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} f(l) e^{-i\Omega l} dl \\ P_w(\Omega) &= \frac{\sigma^2}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} g(l) e^{-i\Omega l} dl \end{aligned} \right\} (\text{A-3})$$

ただし、 Ω : reduced frequency $2\pi/\lambda$ (λ は波長) したがって、 $f(l), g(l)$ は、それぞれ $P_u(\Omega), P_w(\Omega)$ の逆フーリエ変換として (A-4) 式で表わされる。

$$\left. \begin{aligned} f(l) &= \frac{1}{\sigma^2} \int_{-\infty}^{\infty} P_u(\Omega) e^{i\Omega l} d\Omega \\ g(l) &= \frac{1}{\sigma^2} \int_{-\infty}^{\infty} P_w(\Omega) e^{i\Omega l} d\Omega \end{aligned} \right\} (\text{A-4})$$

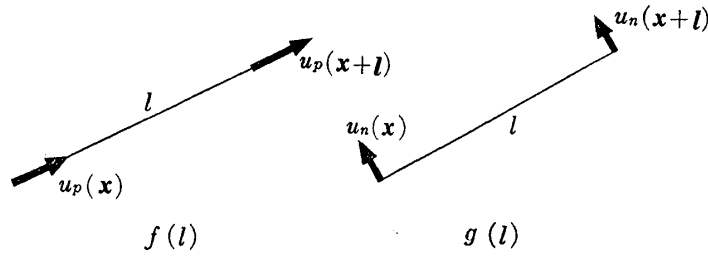


図 A-2 Longitudinal および Lateral velocity correlation

(A-1) 式に連続の条件を適用すると、(A-5) 式が得られる。

$$g(l) = f(l) + \frac{l}{2} \frac{\partial f(l)}{\partial l} \quad (A-5)$$

(A-5) 式は、 $f(l)$ 、 $g(l)$ のいずれかの形が定めれば、他の一方も自動的に定まることを示している。

(A-1)~(A-5) 式は、等質性かつ等方性を有する乱気流の一般的な特性を表わしたものであるが、実際の解析にあたっては、 $f(l)$ 、 $g(l)$ 、 $P_u(\Omega)$ 、 $P_w(\Omega)$ の関数形を定めなければならない。これに対しては、次の 2 つのモデルが提案されている。

モデル (I)……Dryden のモデル³⁾

$$\left. \begin{aligned} f(l) &= \exp(-l/L) \\ g(l) &= \left(1 - \frac{1}{2} l/L\right) \exp(-l/L) \end{aligned} \right\} \quad (A-6)$$

$$\left. \begin{aligned} P_u(\Omega) &= \frac{\sigma^2 L}{\pi} \frac{1}{1 + (L\Omega)^2} \\ P_w(\Omega) &= \frac{\sigma^2 L}{2\pi} \frac{1 + 3(L\Omega)^2}{[1 + (L\Omega)^2]^2} \end{aligned} \right\} \quad (A-7)$$

モデル (II)……von Kármán のモデル⁴⁾

$$\left. \begin{aligned} f(l) &= 2^{\frac{2}{3}} \left(\frac{l}{1.339L}\right)^{\frac{1}{3}} K_{\frac{1}{3}}\left(\frac{l}{1.339L}\right) \left| \left(-\frac{2}{3}\right)! \right| \\ g(l) &= 2^{\frac{2}{3}} \left(\frac{l}{1.339L}\right)^{\frac{1}{3}} \left[K_{\frac{1}{3}}\left(\frac{l}{1.339L}\right) - \frac{1}{2} \left(\frac{l}{1.339L}\right) K_{-\frac{2}{3}}\left(\frac{l}{1.339L}\right) \right] \left| \left(-\frac{2}{3}\right)! \right| \end{aligned} \right\} \quad (A-8)$$

$$\left. \begin{aligned} P_u(\Omega) &= \frac{\sigma^2 L}{\pi} \frac{1}{[1 + (1.339L\Omega)^2]^{5/6}} \\ P_w(\Omega) &= \frac{\sigma^2 L}{2\pi} \frac{1 + \frac{8}{3} (1.339L\Omega)^2}{[1 + (1.339L\Omega)^2]^{11/6}} \end{aligned} \right\} \quad (A-9)$$

ただし、 $K_\nu(\cdot)$; 変形第 2 種ベッセル関数
 L ; 乱気流の尺度

モデル (I) は、風洞内の気流方向の乱れ速度の相関関数が指数関数で近似しうることから、Dryden が導いた実験式であり、モデル (II) は、von Kármán のモデルと呼ばれるもので、乱気流の 3 次元パワース

ベクトルが、波数 k の小さな範囲では k^4 に比例し、 k の大きな範囲では $k^{-5/3}$ に比例することから、3 次元パワースペクトルと、1 次元パワースペクトルの関係を用いて導かれたものである。

航空機への応用分野では、式の形が簡単で取り扱い易いことから、最近まで乱気流の解析にはほとんど Dryden のモデルが用いられてきたが、(A-7) 式と (A-9) 式を詳細に比較し、計測値と対応させて実験的にも (A-9) 式の方がより良いことが Houbolt¹¹⁾ らによって発表されてから、最近では von Kármán のモデルを用いることが多い。

乱気流速度の上下方向成分が航空機に及ぼす影響を考える際に、等方性の仮定を用いれば、航空機の進行方向および翼幅方向の相関のいずれに対しても同じ関数形 $g(l)$ を用いることは、図 A-2 の座標系の回転から明らかである。

以上は、時間を固定した、ある瞬間における乱気流の空間相関およびそれに対応するパワースペクトルについて述べてきたが、乱気流は、さらに、時間の経過とともに変化する現象であり、乱気流の空間的変化と時間的変化について、次に示す Taylor の仮説²⁾ がある。

すなわち、気流の平均風速 U が十分大きい場合には、平均流とともに移動する座標系により表示した乱気流速度の任意の座標軸 $i (=x, y, z)$ 方向の成分 $u_i(x, y, z, t)$ に対して (A-10) 式が成立する。

$$\left(\frac{\partial u_i}{\partial t}\right)^2 = U^2 \left(\frac{\partial u_i}{\partial i}\right)^2 \quad (A-10)$$

ただし、 $\bar{u}_i = 0$

この Taylor の仮説によると、平均風速 U の乱気流を空間の固定点で時間の関数として測定した場合も (A-11) 式の関係によって

$$x = Ut \quad (A-11)$$

reduced frequency Ω を用いた解析における乱気流の特性 (たとえば、空間相関関数およびこれに対応するパワースペクトル密度関数) と同じ特性が得られる

こととなり、さらに、航空機による乱気流測定の場合も、(A-11)式における U を、平均流に対する航空機の相対速度とすることによって、同じ結果が得られる。

このように、Taylor の仮説は、実用上非常に便利なもので、乱気流パワースペクトルの実測に広く用いられ、また、この仮説の適用条件に関する研究も行なわれている^{5),6),9)}。

B 乱気流の翼幅方向の相関関数の計算方法

翼幅方向の相関関数の計算は (B-1) 式を用いて行なった。

$$\frac{R}{\sigma_w^2} = \frac{\frac{1}{M} \sum_{i=1}^M \tilde{w}_l(i\Delta t) \cdot \tilde{w}_c(i\Delta t)}{\sqrt{\frac{1}{M} \sum_{i=1}^M \tilde{w}_l(i\Delta t)^2 \cdot \frac{1}{M} \sum_{i=1}^M \tilde{w}_c(i\Delta t)^2}} \quad (B-1)$$

ただし

$$\tilde{w}_c(i\Delta t) = w_c(i\Delta t) - \bar{w}_c$$

$$\bar{w}_c = \frac{1}{M} \sum_{i=1}^M w_c(i\Delta t)$$

M : 2000 あるいは 5000

Δt : 0.01 秒

計算結果を図B-1~B-8 (図 B-1, 3, 5, 7 は $M=2000$ で、図B-2, 4, 6 は $M=5000$ で計算を行なった) に示す。図の白丸は半翼幅 (6.93m)、黒丸は全翼幅 (13.86m) の計測値であり、実線および点線は

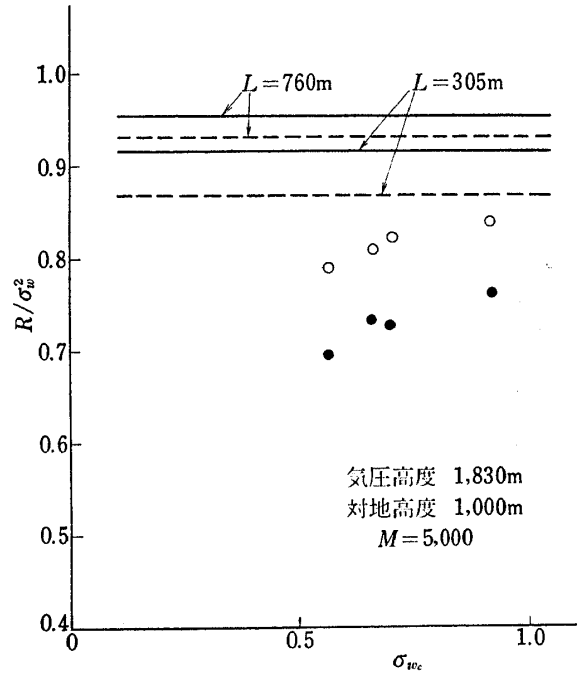


図 B-2 翼幅方向の相関関数 (Flt No. 1-3)

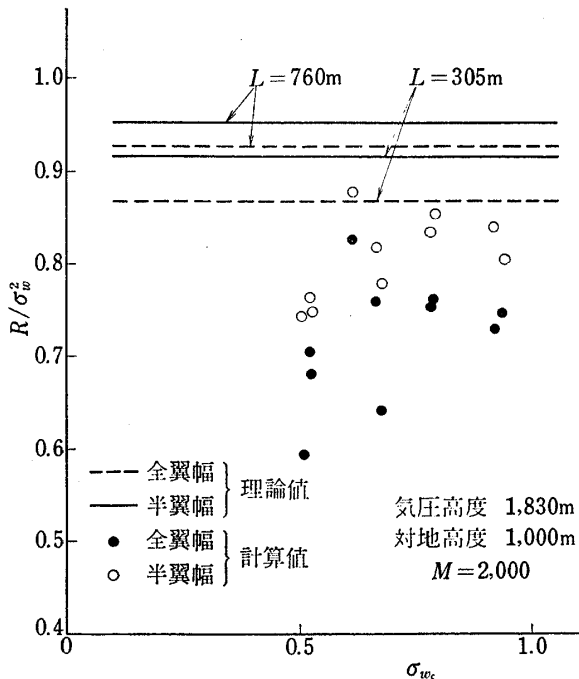


図 B-1 翼幅方向の相関関数 (Flt No. 1-3)

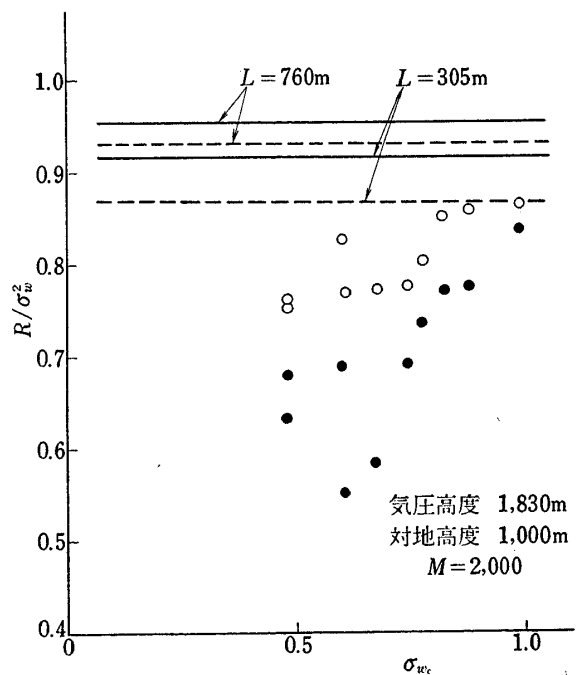


図 B-3 翼幅方向の相関関数 (Flt No. 1-4)

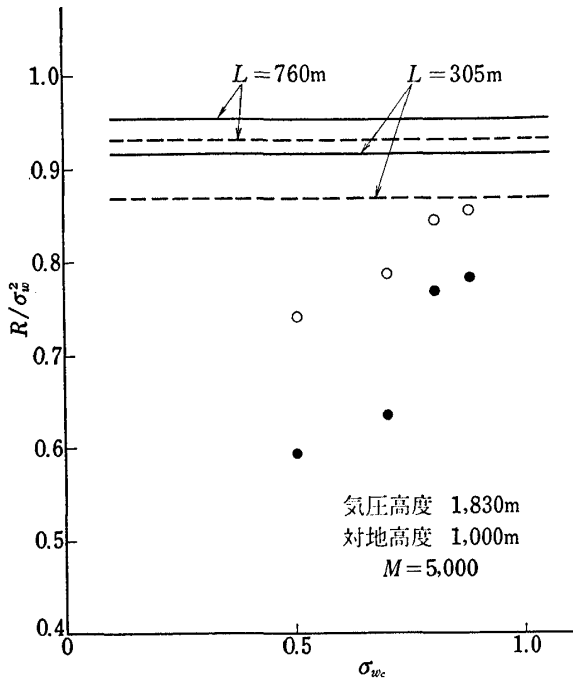


図 B-4 翼幅方向の相関関数 (Flt No. 1-4)

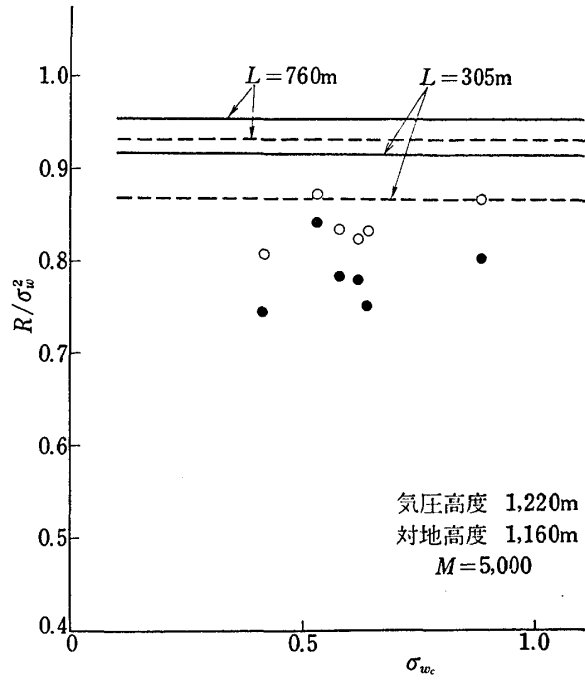


図 B-6 翼幅方向の相関関数 (Flt No. 1-5)

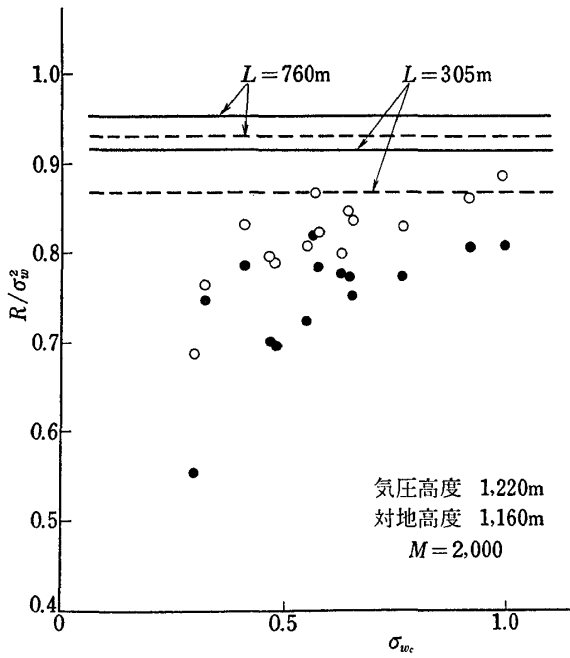


図 B-5 翼幅方向の相関関数 (Flt No. 1-5)

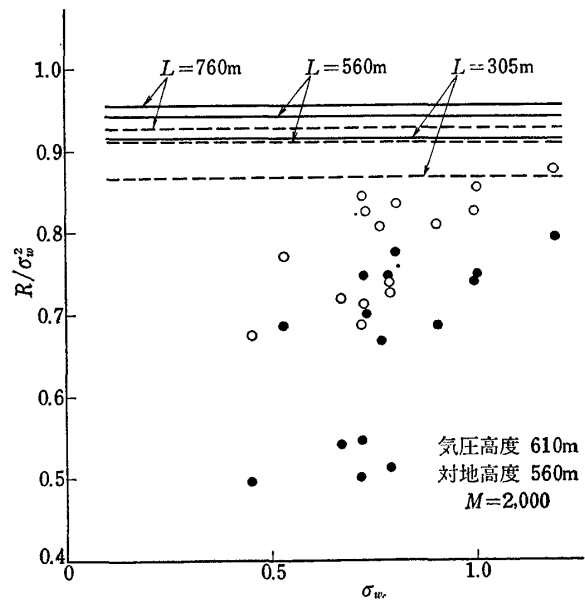


図 B-7 翼幅方向の相関関数 (Flt No. 1-6)

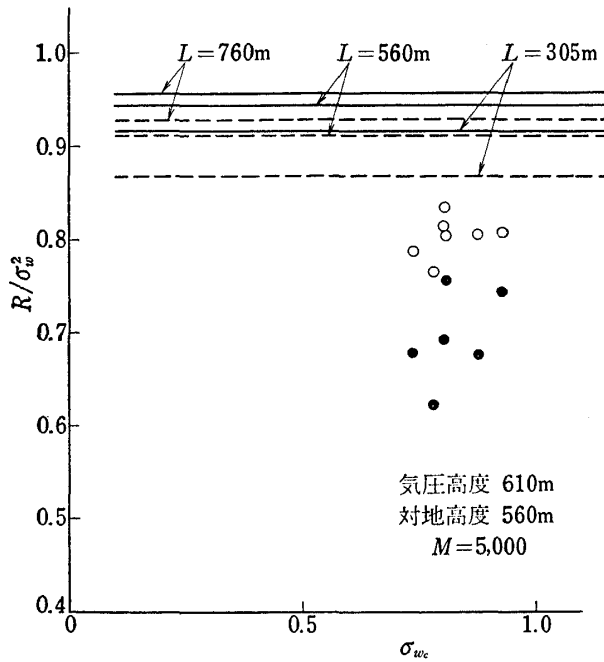


図 B-8 翼幅方向の相関関数 (Flt No. 1-6)

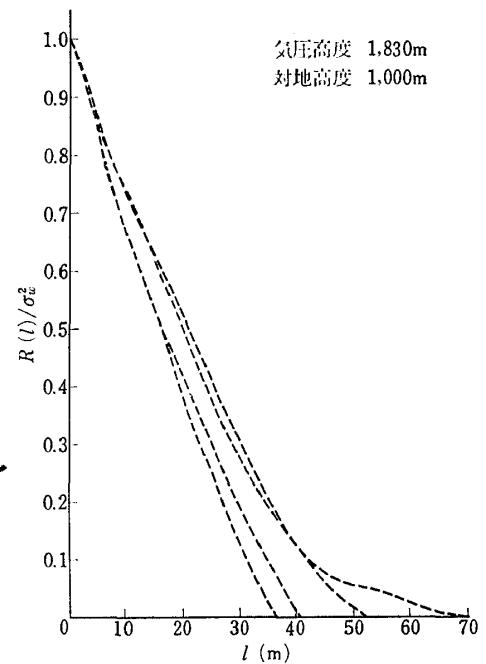


図 C-1 進行方向の相関関数 (Flt No. 1-3)

それぞれ半翼幅, 全翼幅での von Kármán モデルの理論値である。

図B-1~B-8において白丸と黒丸に明らかな差が認められる。

半翼幅, 全翼幅の相関関数はいずれも σ_{wc} が小さいと低くなっているが, これは σ_{wc} が小さいと計測値に含まれる計測誤差の割合が大きくなり相関関数の値が小さくなるものと思われる。

相関関数の計算に用いるデータの長さが相関関数の値に及ぼす影響を調べるために, $M=2000$ の場合と $M=5000$ の場合について計算を行なったが, 両者の結果に差は認められなかった。

C 乱気流の進行方向の相関関数の計算方法

進行方向の相関関数の計算は (C-1) 式¹⁵⁾ を用いて行なった。

$$C_{cc}(i\Delta t) = \frac{1}{M} \sum_{n=1}^{M-i} \dot{w}_c((i+n)\Delta t) \cdot \dot{w}_c(n\Delta t) \tag{C-1}$$

$$i=0, 1, 2, \dots, 125$$

$$M=1250$$

$$\Delta t=0.04 \text{ 秒}$$

計算した $C_{cc}(i\Delta t)$ は時間相関関数で, 更に Taylor の仮説により平均対気速度 \bar{U} をもちいて空間相関関数 $R_{cc}(l) (l=i\Delta t \cdot \bar{U})$ を求めた。

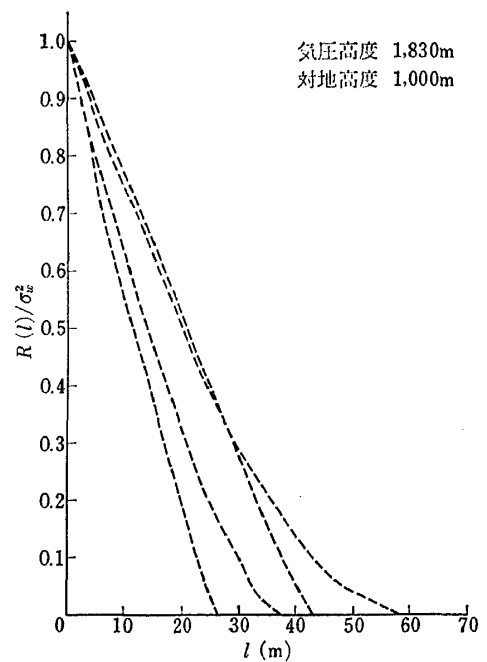


図 C-2 進行方向の相関関数 (Flt No. 1-4)

計算結果を図 C-1~C-4 に示す。進行方向の相関関数は翼幅方向の相関関数と同様に飛行の往と復 (図 C-1 と C-2) の差および対地高度 (図C-1~C-4) によるちがいは認められなかった。

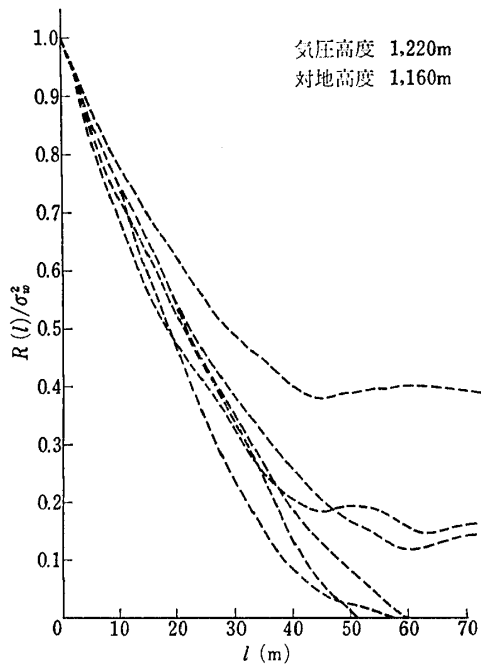


図 C-3 進行方向の相関関数 (Flt No. 1-5)

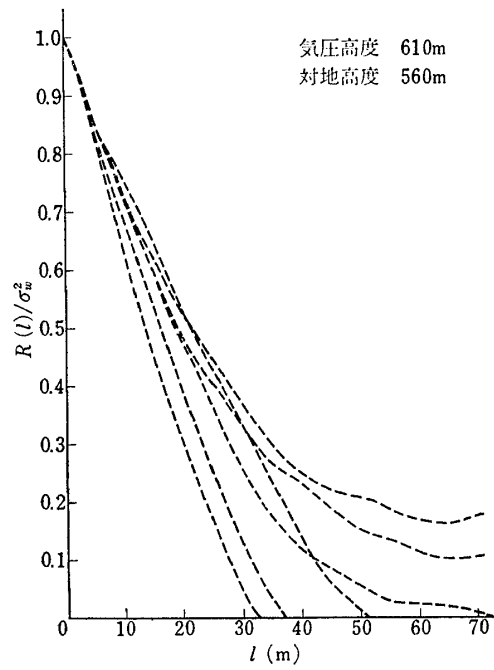


図 C-4 進行方向の相関関数 (Flt No. 1-6)

- | | | | |
|--------|--|----------|--|
| TR-337 | 回転駆動振動検出型ジャイロの運動方程式の一解析
An Analysis of the Equations of Motion for Rotary-drive Vibratory-output Gyros | 1973年10月 | 山田 博 |
| TR-338 | 誘導用浮動型慣性センサに用いる自己制御型八極磁気軸受方式の解析
Analysis on a Passive Magnetic Suspension System with an Eight Pole Stator for Floated Inertial Sensors | 1973年10月 | 滝沢 実, 大月正男
鈴木孝雄 |
| TR-339 | 後退翼模型の遷音速風洞試験結果
A Test of a Swept-back Wing Model Conducted in the NAL 2m×2m Transonic Wind Tunnel | 1973年10月 | 海老原正夫, 瀬川晋策
小此木時雄 |
| TR-340 | 半径方向励磁ヒステリシス型ジャイロモータの研究
Study of a Radial-exiting Hysteresis Gyro Motor | 1973年11月 | 山田 博 |
| TR-341 | 推力中断型固体ロケット用プロペラントの消火圧力
Low-pressure Detlagration Limit of Controllable Solid Rocket Propellants | 1973年10月 | 五代富文, 清水盛生
伊藤克弥, 西村久男
種村利春, 藤原 勉 |
| TR-342 | 回転駆動振動検出型加速度計の研究
Study of a Rotary-drive Vibratory-output Accelerometer | 1973年12月 | 山田 博 |
| TR-343 | 一様流中に大きな角度で吹出したジェットの様相と誘導速度場
Path and Induced Field of a Jet Exhasting at a Large Angle into a Uniform Cross Flow | 1973年10月 | 遠藤 浩, 桑野尚明
中谷輝臣, 戸田宜洋
飛田和 茂 |
| TR-344 | 対称スピニング衛星のガスジェットによるニュートーション能動制御
Active Nutation Control of a Spinning Axisymmetric Satellite Using a Gas Jet | 1973年10月 | 村上 力, 中島 厚 |
| TR-345 | 液体ロケットターボポンプ用平板ヘリカルインデューサの実験的研究
An Experimental Investigation of Flat-Plate Helical Inducers for Rocket Pumps | 1973年10月 | 上條謙二郎, 鈴木昭夫 |

航空宇宙技術研究所報告 346 号

昭和 48 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)47-5911(大代表)●182

印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2-27-12

Printed in Japan