

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-206

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—

別府護郎・坂井紀穂

吉田純一

1970年8月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

TR-185	FRP ロケットノーズコーンの赤外線輻射による加熱実験 Thermal Characteristics of FRP Rocket Nosecone	1969年11月	小川 鑛一, 遠藤 修司
TR-186	ロケット搭載用伝送線路型アンテナの解析 The Analysis on Transmission-line Rocket Antennas	1969年12月	田畑 浄治, 桜井 善雄 三浦 雅男, 松崎 良継 塚本 憲男
TR-187	ホール効果を用いた地磁気式姿勢計の研究 A Magnetic Attitude Measuring Instrument Applying the Holl Effect	1969年12月	木村 茂, 田畑 浄治 松崎 良継
TR-188	浮動型1自由度積分ジャイロの不等弾性誤差 Analysis of the Anisoelastic Errors of a Floated Single Degree of Freedom Integrating	1970年1月	大月 正男, 新宮 博公 田畑 浄治, 鈴木 孝雄 円居 繁治
TR-189	誘導制御を含んだロケットの運動のハイブリッドシミュレーション The Hybrid Simulation of Guided and Controlled Flight of Rocket	1970年1月	興石 肇, 中正 夫 森 英彦, 大石 晃造 冠 昭夫, 本間 幸造
TR-190	超音速における鈍い物体の干渉 Interaction of Blunt Bodies in Supersonic Flow	1970年2月	谷 喬, 河本 巖 榊原 盛三, 野田 順一
TR-191	Nearly-Free-Molecule-Flow の物体抵抗 Drag Measurement in Nearly-Free-Molecule-Flow Regime	1970年2月	恩地 瑛, 山本 稀義
TR-192T	Transient Couette Flow of Rarefied Binary Gas Mixtures	1970年3月	Katsuhisa Koura
TR-193	サーボ弁の非線形流量特性を考慮した油圧サーボ系のシミュレーション研究 Simulation Study of Hydraulic Servo System with Consideration of non-linear flow Characteristic of Servo Valve	1970年3月	興石 肇, 鈴木 崇弘 中村 光義
TR-194	直接式誘導法を用いた誘導システムの誤差—観測および制御システムの誤差の影響— Guidance Errors—The Effects of the Navigation and Control Systems on the Guided Trajectories—	1970年4月	松島 弘一, 新田 慶治 大坪 孔治, 志 甫 徹
TR-195	箱型主翼構造模型のひずみ分布とたわみに関する計算と実験 Results of Strain and Deflection Measurements Carried out on Model Wings and their Comparison with Calculated Results	1970年5月	久能 和夫
TR-196	回転式動安定測定装置による遷音速試験 Dynamic Stability Test in Transonic Wind Tunnel Rotary System	1970年5月	小橋 安次郎, 河野 長正 西 武徳, 宮沢 政文
TR-197T	Wind Tunnel Investigations of the STOL Airplane, with Attention to the Relations between the Aerodynamic Characteristics and their Wake Structure	May, 1970	Norio Inumaru Kiyomi Kitamura Nagakatsu Kawahata Hitoshi Takahashi Tomoaki Suzuki
TR-198	低マッハ数における翼型抗力の計算 A Calculation of the Profile Drag of Airfoils at Low Mach Numbers	1970年5月	河崎 俊夫, 石田 洋治
TR-199	鈍い頭部を有する円筒物体まわりの超音速流れ Supersonic Flow Fields Cylindrical Bodies with Blunt Nose	1970年6月	河本 巖

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)*

別府 護郎**・坂井 紀穂**・吉田 純一***

A Simulator Experiment to Investigate Human Behavior in Tracking Tasks

By Goro BEPPU, Tosiho SAKAI and Junichi YOSHIDA

The way that human behavior in roll tracking tasks is adapted to the variation of controlled element characteristics, has been investigated by means of flight simulator experiments.

The investigations were carried out through calculating the describing function of the human being $Y_p(j\omega)$ and the open-loop describing function $Y_p Y_c(j\omega)$, which are shown in Fig. 15 and Fig. 16. The results are as follows.

As L_p is large, the time constant of lead equalization in Y_p is small. $L_{\delta a}$ being large, the time lag of human behavior is small. This means that a human being controls an airplane with large average muscle tension. When $L_{\delta a}$ is too large, $K_p L_{\delta a}$ is not constant. This is due to the fact that the change in $L_{\delta a}$ is too large to be compensated by K_p .

1. まえがき

航空機の設計に際しては、その運動特性、あるいは操舵応答特性の許容範囲は、ある規準に基づいて決定される。たとえば、補助翼の効き $L_{\delta a}$ 、横揺れ運動のダンピング特性 L_p の許容範囲は、図1に示すような規準に基づいて決められる。図1は、 L_p 、 $L_{\delta a}$ の許容範囲を、戦闘機型の飛行機に対しては点線で、DC-8級の大型旅客機に対しては実線で示した規準である。この L_p 、 $L_{\delta a}$ 平面内の点線とか実線は、シミュレータ実験等によってパイロットが与えたパイロットレイティングの等高線である。この等高線上では L_p 、 $L_{\delta a}$ の値が異なってもパイロットレイティングは一定の値を示している。しかし、 L_p 、 $L_{\delta a}$ が異なれば、パイロットの動作特性は異なると考えられる。 L_p 、 $L_{\delta a}$ が異なるときのパイロットの動作特性の違いは、通常、パイロットの所見として得られるだけである。これは主観的な資料であるので、客観的な資料を得るために、 L_p 、 $L_{\delta a}$ が変化するときパイロットの動

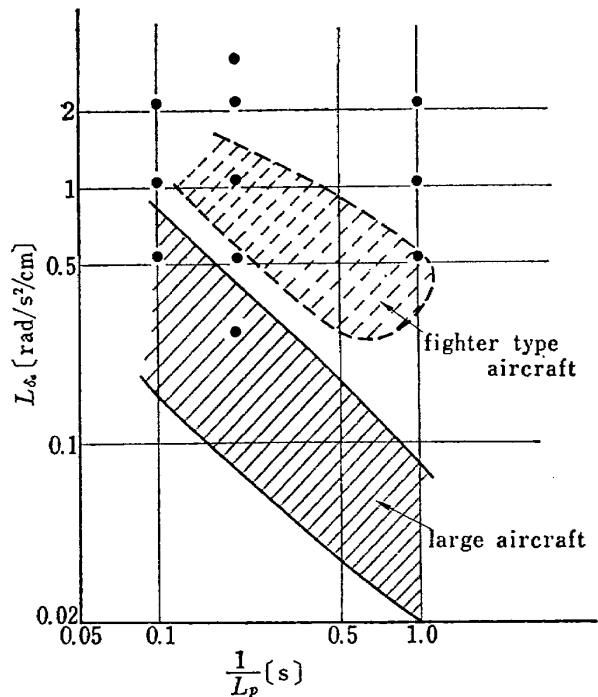


図1 横操縦についての現存の規準と実験点

作特性がどのように変化するかを、パイロットがロール・トラッキングを行なうときの、バンク角に対する操舵量の記述関数を求めることによって調べた。この調査により、図1の運用上の資料を得ようとした。

* 昭和45年5月27日受付

** 飛行実験部

*** 東京理科大

ロール・トラッキングを行なう人間の記述関数は次に述べる方法により求めた。パイロットにロール・トラッキングを行なわせる、つまり、制御対象が外乱を受けてロール運動をする時、そのロール角をでき得る限り小さくなるようにパイロットに操縦を行なわせる。この操縦を行なっている時の状態変数を測定し、測定値をスペクトル解析して、バンク角を検知して補助翼を操作する場合のパイロット（人間）の記述関数を求めた。

以下、3章では、シミュレータ実験の実験方法と解析方法について述べ、4章ではこの方法で得られた実験結果を示し、5章でこの結果の検討を行なう。

2. 記号

- $g(t)$: 系のインパルス応答関数
- I_X : 航空機の X 軸まわりの慣性能率
- K_p : 人間のゲイン
- L_p : (横揺れ角速度による横揺れモーメント) / I_X
- $L_{\delta a}$: (補助翼舵角による横揺れモーメント) / I_X
- $m(t)$: 人間の発生するレムナント
- $n(t)$: 外乱
- $R_{xx}, R_{\phi\phi}$: 自己相関関数
- $R_{xy}, R_{\phi\delta a}, R_{\phi m}$: 相互相関関数
- s : ラプラス演算子
- T_L, T_a, T_β : 人間の記述関数の中の時定数
- $W(j\omega)$: 伝達関数
- $x(t)$: 一般の時間関数
- $|x|$: 伝達関数の振幅
- $y(t)$: 一般の時間関数
- Y_c : 制御対象の伝達関数

Y_p : 人間の記述関数

α : 低周波における人間の反応時間遅れ係数

δ_a : 補助翼舵角

δ_{a1}, δ_{a2} : フィルタを通した後の補助翼舵角

θ : 伝達関数の位相角

τ_c : 人間の反応時間遅れ係数

ϕ : バンク角

ϕ_1, ϕ_2 : フィルタを通した後のバンク角

ϕ_M : 位相余有

$\Phi_{xx}, \Phi_{nn}, \Phi_{\phi\phi}$: パワースペクトル密度

$\Phi_{xy}, \Phi_{n\phi}, \Phi_{n\delta a}, \Phi_{\phi\delta a}, \Phi_{\phi m}$: クロススペクトル密度

ω : 角周波数

ω_c : クロスオーバー周波数

3. 実験方法および解析方法について

3.1 概要

対象にした航空機は横の運動と方向の運動との連成が小さいとし、横の操舵応答および突風応答は次式で支配されるとした。

$$s(s+L_p)\phi = L_{\delta a}\delta_a + n \quad (1)$$

上式で、 n は外乱を表わす。

シミュレータ実験は次のようにして行なった。すなわち、(1)をアナログ計算機にプログラムし、磁気テープに記録してある外乱 $n(t)$ を加え、パイロットにこの時発生するバンク角をできるだけ小さくなるように操縦してもらい、 $n(t), \delta_a(t), \phi(t)$ の資料を計測した。パイロットに与える情報として、シミュレータのコックピットにおかれたブラウン管上の水平線を、バンク角 $\phi(t)$ に比例して傾斜させた。計測量 $n(t), \delta_a(t), \phi(t)$ をスペクトル解析して、人間の記述関数を求めた。

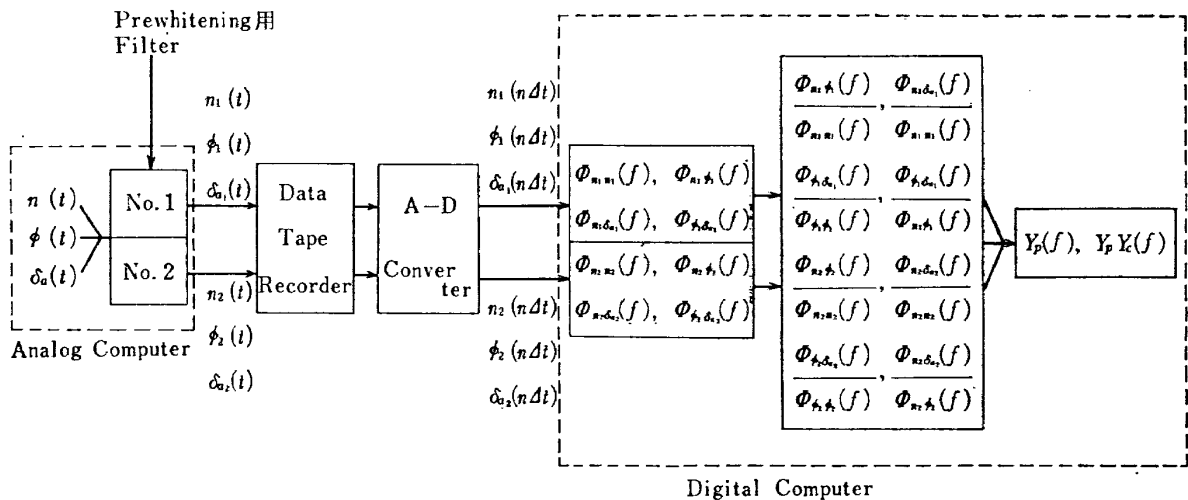


図 2 人間の記述関数 $Y_p(f)$ 、開ループ記述関数 $Y_p Y_c(f)$ の解析手順

計算はデジタル計算機で行なったので、 $n(t)$, $\delta_a(t)$, $\phi(t)$ を磁気テープに記録し、この磁気テープの出力をAD変換して、HITAC 5020でスペクトル計算を行なった。以上の流れを、ブロック図で図2に示す。

3.2 コックピットと操縦装置

実験中のパイロットとコックピットを図3に示す。バンク角 $\phi(t)$ の指示器としてのブラウン管の大きさとパイロットの位置を同図に示す。操縦桿としてはスティック型を用いた。操舵力はスプリングにより与えた。変位と握りの位置におけるスプリング力の計測値

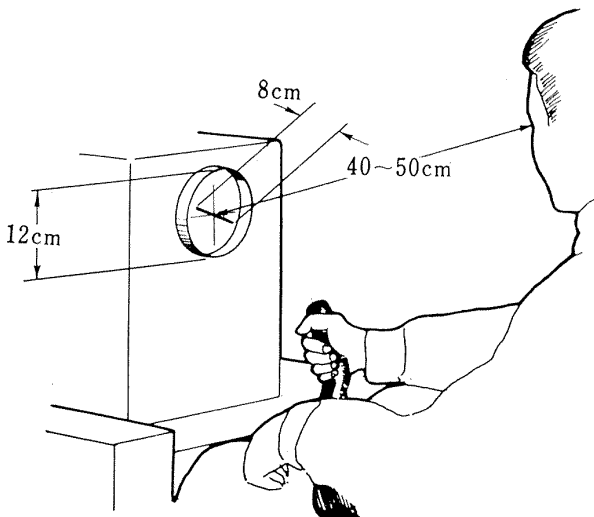


図3 コックピットとバンク角指示計

を図4に示す。図によると操舵力は 7.7 kg/m である。また、操縦桿の回転軸まわりの固有振動数は1.91 cps である。

3.3 制御対象 Y_c

制御対象は(1)式から導かれる次式のような伝達関数をもつ。

$$Y_c = \frac{L_{\delta a}}{s(s+L_p)} \quad (2)$$

実験は L_p , $L_{\delta a}$ を変化させて行なった。実験点は表1のようであり、また、図1に現存の規準とともに丸印で示した。

3.4 実験者

実験者は、G.B.(42才)、J.Y.(22才)の二人で、両者とも、実機の操縦に関して経験がない。

3.5 入力関数 $n(t)$

一般に、パイロットの記述関数は、制御対象ばかりでなく入力関数に依存するので、入力関数 $n(t)$ に、

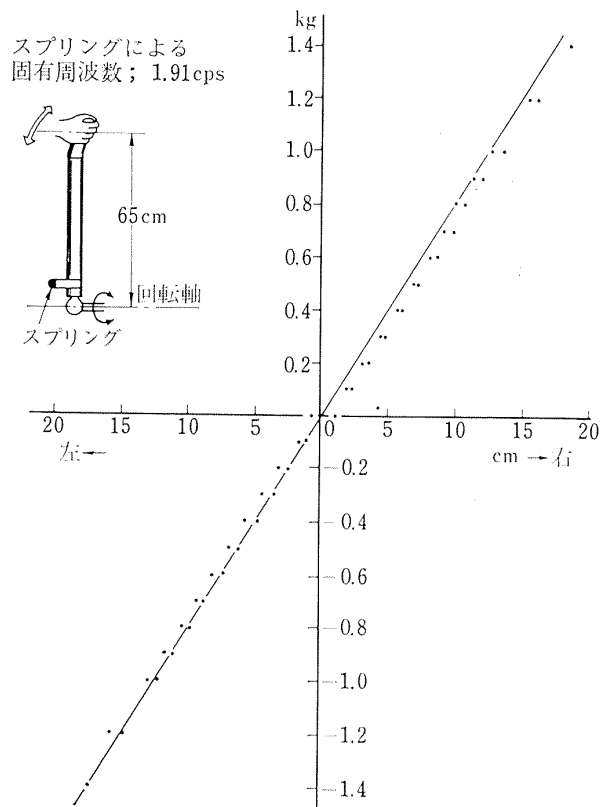


図4 操縦桿の特性

表1 実験点

$L_p(1/s)$	$L_{\delta a}(\text{rad/s}^2/\text{cm})$				
	1.0		0.54	1.08	2.16
5.0	0.27	0.54	1.08	2.16	3.24
10.0		0.54	1.08	2.16	

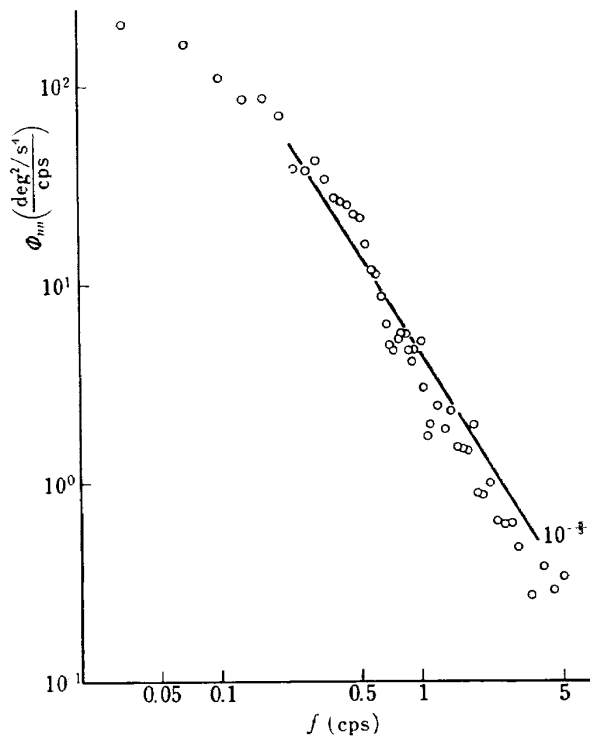


図 5 入力関数のパワスペクトル密度

現実の突風にできるだけ近い周波数特性を持たせた。

航空機が受ける突風は、上下方向突風のパワスペクトルに密度と横方向突風のパワスペクトル密度とは同じ特性を示すので、上下方向突風のパワスペクトル密度の計測値に相似なパワスペクトル密度を持つノイズ $n(t)$ を用いた。すなわち、文献7)によれば上下方向突風のパワスペクトル密度は周波数の $-5/3$ 乗に比例した特性を有するので、白色雑音器の出力を適当なフィルタに通して、パワスペクトル密度が周波数の $-5/3$ 乗に比例した特性を有する信号 $n(t)$ を作った。使用した $n(t)$ のパワスペクトル密度の値を図5に示す。ノイズ信号は、二乗平均値 13.6 deg/sec^2 であった。 $L_p=5.0$ の場合は上記のノイズ(基本型とする)を用い、 $L_p=1.0$ の場合は $1/2 \times$ 基本型、 $L_p=10.0$ の場合は $2 \times$ 基本型を用いた。

3.6 スペクトル解析に際して用いたプレ・ホワイトニング用フィルタ

使用した外乱 $n(t)$ のパワスペクトル密度 ϕ_{nn} は図5のようであり、0.3 cps のパワと 3 cps のパワは 100 倍以上の差がある。外乱がこのようなので、 $\delta_a(t)$ 、 $\phi(t)$ も同様な傾向を示すと考えられる。5. で示すように、開ループ記述関数のクロスオーバー周波数は約 0.2~0.6 cps に位置しているので、0.1~1 cps の $\delta_a(t)$ 、 $\phi(t)$ の振舞を知る事が望ましい。しかし、上述のように、1 cps 付近のパワは 0.1 cps 付近のそ

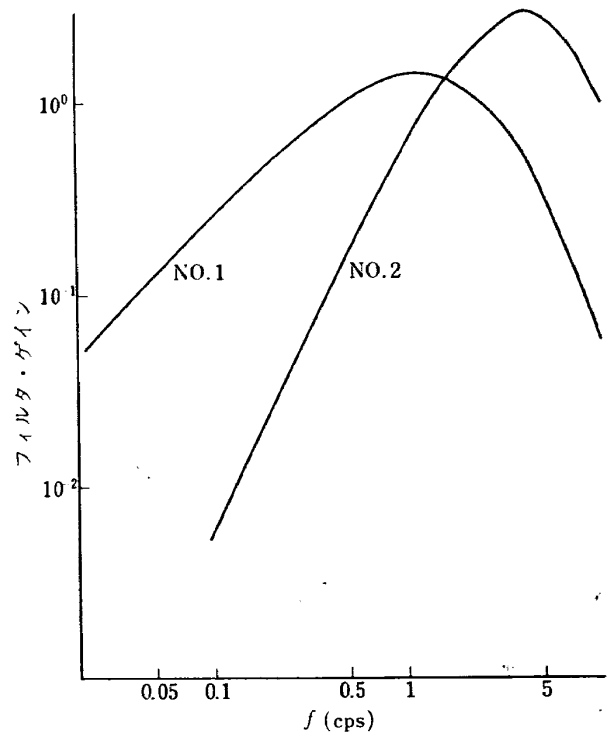


図 6 プレ・ホワイトニング用フィルタの特性

れに比して非常に小さく、このデータを磁気記録器に記録する際や、AD 変換時に混入するノイズにより、S/N 比が 1 cps 付近で非常に悪くなる。そこで、上述のようなパワの不均一を平滑化するためと、データのサンプリングによる誤差(アライアジング)の影響を除くため、図6のようなフィルタを2種類作った。そして、 $\delta_a(t)$ 、 $\phi(t)$ のデータをこれらのフィルタを通した後、ゲインを十分高めて、磁気記録器に記録した。このようにするとき、たとえば、1 cps 付近の信号と磁気記録器、AD 変換器等の発生するノイズとの比、つまり S/N 比はかなり改善され、また、高周波カットによりアライアジング誤差の影響も小さくなると考えられる。

3.7 解析法について

人間の記述関数 $Y_p(j\omega)$ は下の a. に述べる方法で、開ループ記述関数 $Y_p Y_c(j\omega)$ は b. に述べる方法で求めた。

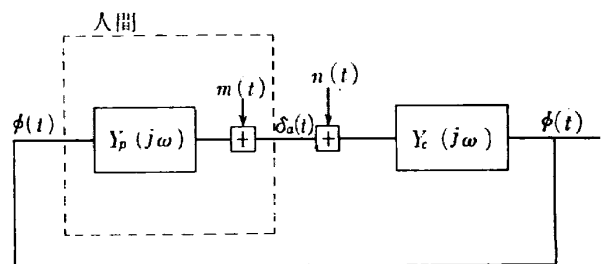


図 7 ブロック線図

a. パイロットがロール・トラッキングを行なうときの系のブロック線図は図7に示すとおりである。このときパイロットの発生するレムナント $m(t)$ と外乱 $n(t)$ とは相関がないと仮定される。したがって、 $n(t)$ と $\phi(t)$ のクロス・スペクトル密度 $\Phi_{n\phi}$ 、 $n(t)$ と $\delta_a(t)$ のクロス・スペクトル密度 $\Phi_{n\delta a}$ は各々次式で与えられる。

$$\Phi_{n\phi} = \frac{Y_c}{1 + Y_p Y_c} \Phi_{nn} \quad (3)$$

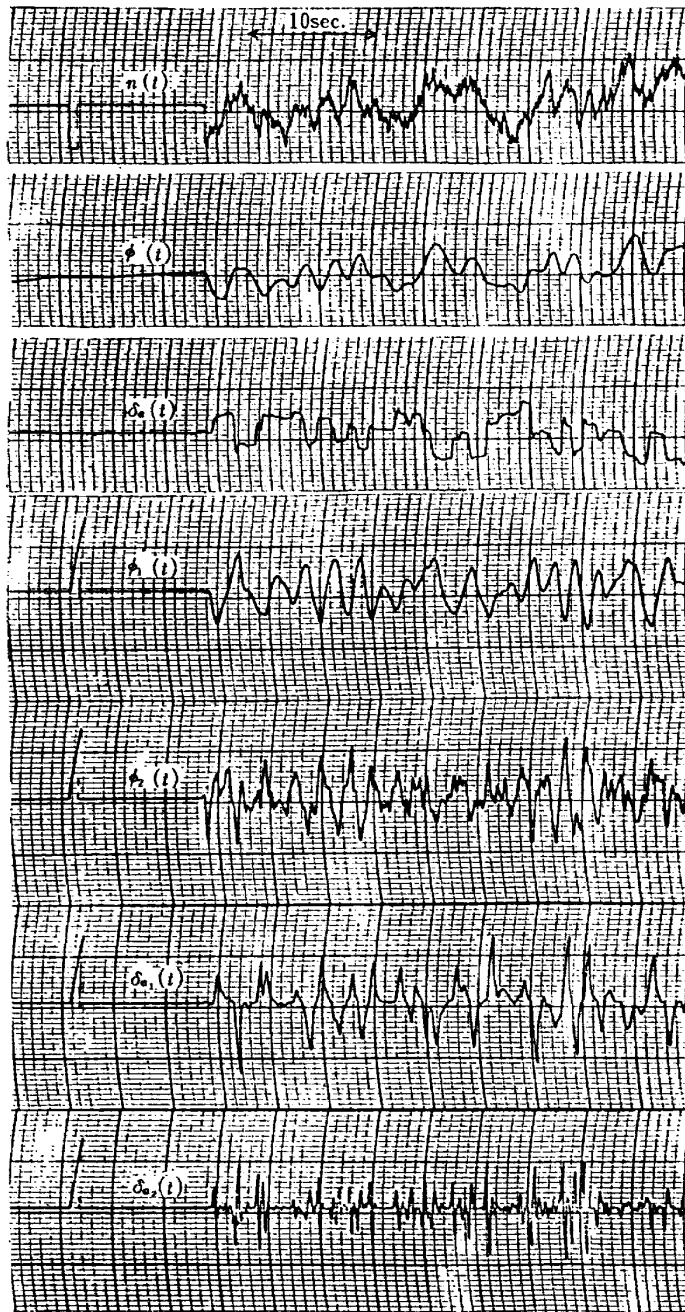
$$\Phi_{n\delta a} = \frac{Y_p Y_c}{1 + Y_p Y_c} \Phi_{nn} \quad (4)$$

ゆえに、両者の比をとって、次式のように $Y_p(j\omega)$

が得られる。

$$Y_p(j\omega) = \frac{\Phi_{n\delta a}}{\Phi_{n\phi}} \quad (5)$$

すなわち、シミュレータ実験で求めた計測値、 $n(t)$ 、 $\delta_a(t)$ 、 $\phi(t)$ を、前節で述べたフィルタに通して得られた $n_1(t)$ 、 $\delta_{a1}(t)$ 、 $\phi_1(t)$ 、あるいは $n_2(t)$ 、 $\delta_{a2}(t)$ 、 $\phi_{a2}(t)$ から相互相関関数 $R_{n_1\phi_1}(\tau)$ 、 $R_{n_1\delta_{a1}}(\tau)$ 、あるいは、 $R_{n_2\phi_2}(\tau)$ 、 $R_{n_2\delta_{a2}}(\tau)$ を求め、それらをフーリエ変換して $\Phi_{n_1\phi_1}(j\omega)$ 、 $\Phi_{n_1\delta_{a1}}(j\omega)$ 、あるいは、 $\Phi_{n_2\phi_2}(j\omega)$ 、 $\Phi_{n_2\delta_{a2}}(j\omega)$ を求め、その比をとって $Y_p(j\omega)$ を求めた。なお、上述の $n_1(t)$ 、 $n_2(t)$ 等の添字 1, 2 は No. 1 のフィルタを通した量、あるいは No. 2 のフィルタ



Pilot: J.Y.
 $L_p = 5.0 \text{ 1/s}$
 $L_a = 1.08 \text{ rad/s}^2/\text{cm}$

図8 実験の一例

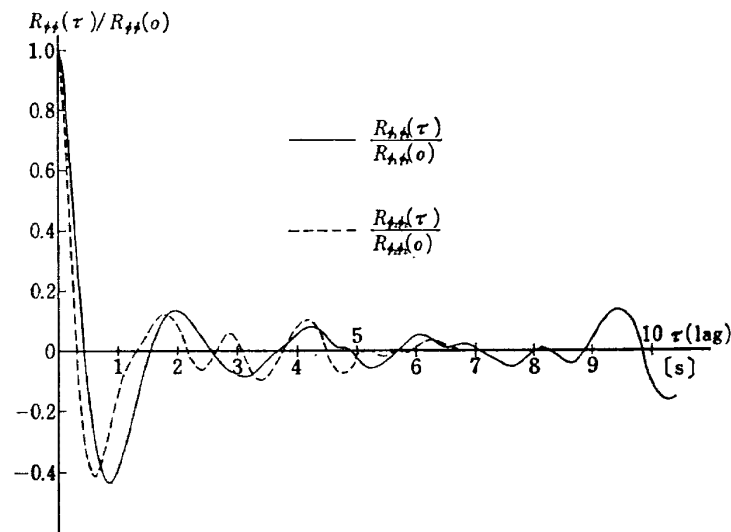


図 9 自己相関係数 $R_{\phi\phi}(\tau)/R_{\phi\phi}(0) \sim \tau$ (lag)

を通した量を示す。

相互相関関数はデジタル計算で求めたので、データをサンプリング間隔 $\Delta t = 0.1$ sec でサンプリングして計算を行なった。したがって折りまげ周波数 ($1/2\Delta t$) は 5 cps である。

相関関数を求めるときの時間おくれ τ の最大値 h は、一つの相関関数の計算結果 (図 9 に示す) を観察し、フィルタ No.1 については $h = 10$ sec, No.2 については $h = 5$ sec とした。

データの長さは、あまり長くするとパイロットの疲労と緊張のためデータの定常性が失われる危険性があるので、本実験では 180 sec とした。

得られるスペクトルの S/N 比を向上する目的で、次式のようにウィンドウ a_n をかけてスムージングを行なった。

$$\Phi_{nn}\left(\frac{\gamma}{h} \cdot \frac{1}{2\Delta t}\right) = \sum_{n=-k}^k a_n \Phi_{nn}'\left(\frac{\gamma-n}{h} \cdot \frac{1}{2\Delta t}\right) \quad (6)$$

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

同様の計算を、 $\Phi_{\phi\phi}$, $\Phi_{\delta a \delta a}$, $\Phi_{n\phi}$, $\Phi_{n\delta a}$, $\Phi_{\phi \delta a}$ についても行なった。なお、 Φ_{nn}' と ' のついた量は、相関関数をフーリエ変換して得られた、ウィンドウをかける前の値である。ウィンドウとしてはハミングのスペクトルウィンドウを使用し、他のウィンドウとの比較は行なわなかった。すなわち a_n は次のとおりである。

$$a_0 = 0.54$$

$$a_1 = a_{-1} = 0.23$$

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

また、相互相関関数 $R_{n\delta a}(\tau)$, $R_{n\phi}(\tau)$ が最大値を示す $\tau = \Delta\tau$ の値はあまり大きくなかったので、 $R_{n\delta a}(\tau)$, $R_{n\phi}(\tau)$ をフーリエ変換する際、 $R_{n\delta a}(\tau)$, $R_{n\phi}(\tau)$

の原点を $\Delta\tau$ にずらすことは行なわなかった。 ($\Delta\tau$ が大きいときのこの必要性は文献 8) に述べられている)

b. a. の方法で得られた $Y_p(j\omega)$ を用いて、3.8. の方法でカーブ・フィッティングを行なって (7) 式のような解析形を求め、それに $Y_c(j\omega) = L_{\delta a}/j\omega(j\omega + L_p)$ を乗じて $Y_p Y_c(j\omega)$ を求めた。

3.8 $Y_p(j\omega)$ の解析形を求めるためのカーブ・フィッティング法について

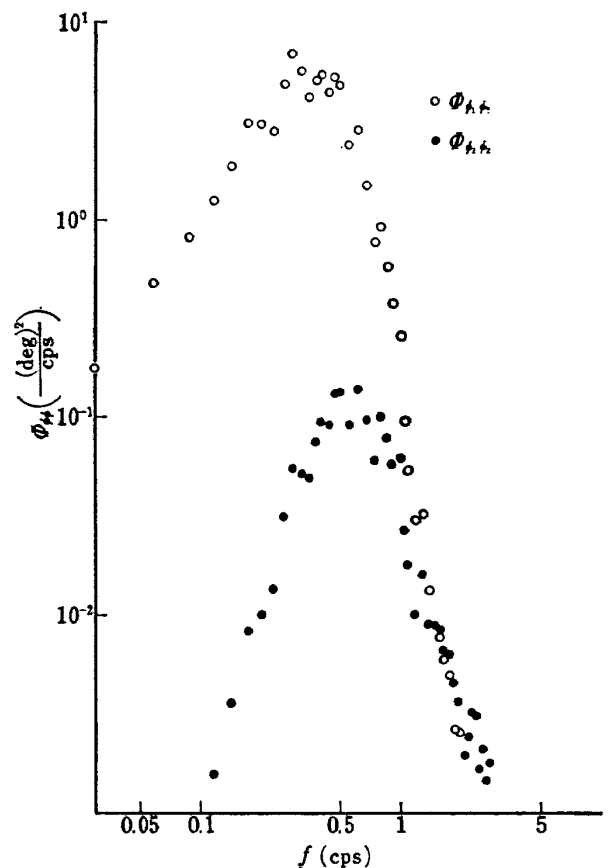


図 10 パワースペクトル密度 $\sim f$ (cps)

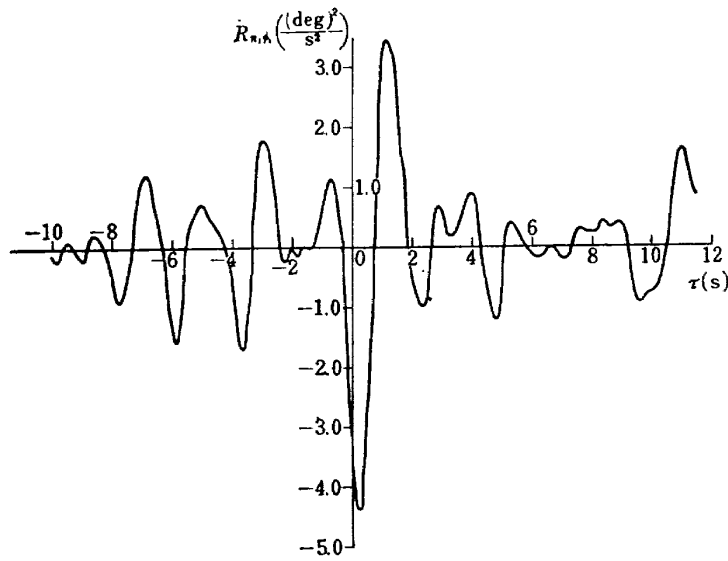


図 11 相互相関係数 $R_{n\phi} \sim \tau$

$Y_p(j\omega)$ の解析形は、次式を仮定して、諸定数 K_p , T_L , T_a , T_β , τ_e , α を実験結果に合うように決定した。

$$Y_p(j\omega) = K_p e^{-j(\tau_e \omega + \frac{\alpha}{\omega})} \cdot (T_L j\omega + 1) \cdot \frac{T_a j\omega + 1}{T_\beta j\omega + 1} \quad (7)$$

決定の方法はつぎのとおりである。すなわち、最初 (7) 式の諸定数を仮定して、実験を解析して Y_p が得られている ω の値に対して、(7) 式により Y_p を計算する。この計算した Y_p と実験で得た Y_p の値の誤差の二乗平均値が小さくなる方向に諸定数を変化させて計算を繰返し、最終的にはこの二乗平均値が最小になるような諸定数を得ようとする。この問題は一般に山登りの問題とされているもので、諸定数を変化させる方法は最大傾斜法を利用して、二乗平均値が最小になる諸定数を求めた。

4. 実験結果

$L_p=5.0$, $L_{\delta a}=0.54$, パイロット J.Y. の実験結果を図 8 に示す。ここで、 $\phi_1(t)$, $\delta_{a1}(t)$ はフィルタ No. 1 通過後のデータ、 $\phi_2(t)$, $\delta_{a2}(t)$ は No. 2 通過後のデータである。外乱 $n(t)$ とフィルタ通過後の $\phi(t)$, $\delta_a(t)$ の始めにあるパルスは、AD 変換後にそれぞれの時系列の開始時刻を一致させるために入れたものである。

$L_p=5.0$, $L_{\delta a}=1.08$, パイロット J.Y. の実験より求めた $R_{\phi\phi}(\tau)$, $\Phi_{\phi\phi}(f)$, $R_{n\phi}(\tau)$ の例を図 9, 10, 11 に示した。図 10 において、 $\Phi_{\phi_1\phi_1}$ は ϕ_1 を用いてスペクトルに解析を行なって得られたパワースペクトル密度、 $\Phi_{\phi_2\phi_2}$ は ϕ_2 を用いて得られたパワースペクトル

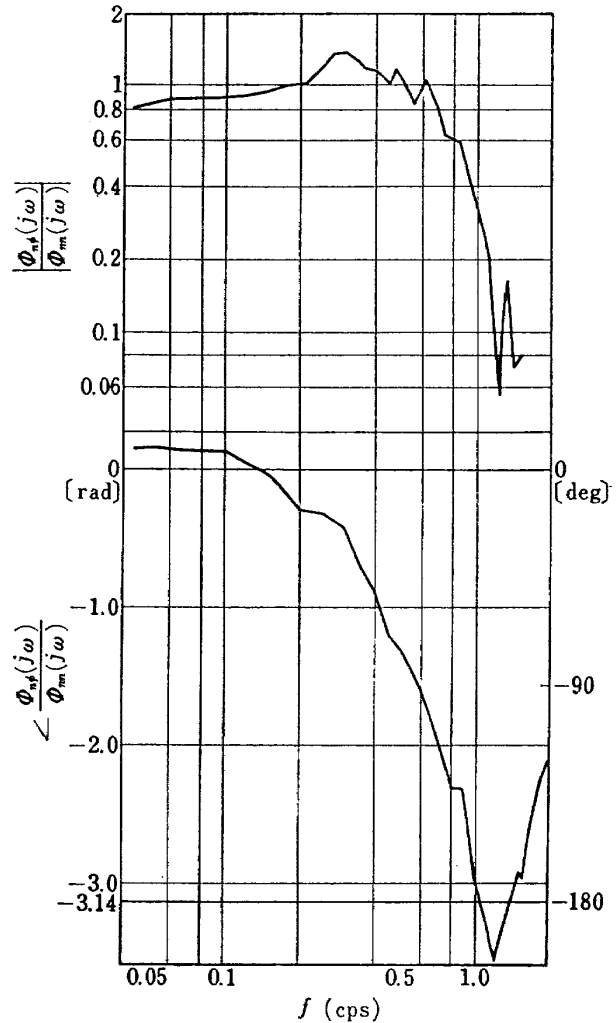


図 12 $n(t)$ と $\phi(t)$ との間の伝達関数

密度である。これらの結果から 3.7 に述べられたようにスペクトル解析の諸定数(サンプリング間隔, h , データの長さ等)が決められた。図 12 に $n(t)$ と $\phi(t)$ との間の伝達関数を示す。

図13 に制御対象 $Y_c(j\omega)$ の変化による操縦の違いを示すために、 $L_{\delta a}=0.54$ 、パイロット J.Y. と固定して、 $L_p=10.0, 5.0, 1.0$ と変化させた場合の $\phi(t)$ 、 $\delta_a(t)$ の計測結果を示す。 $L_p=1.0$ の場合、 L_p が小さいため同じ操舵量 δ_a でも舵が良く効くようになり、パイロットは $L_{\delta a} \cdot \delta_a$ の値を小さく押えるのが図から見られるが、それでもオーバ・コントロールになって大きな $\phi(t)$ が生じている。この場合は $L_p=5.0$ の場合に比べて操縦がやや難しいというパイロットの所見も得られている。

実験値をスペクトル解析して得た人間の記述関数 $Y_p(j\omega)$ に対してカーブ・フィッティングを行ない $Y_p(j\omega)$ の解析形を求めた。 $Y_p(j\omega)$ の解析形として、従来考えられている次の (8) 式は、低周波領域での実験値との合い方が悪いので、進み項、遅れ項を一つ加えた下の (9) 式を用いた。

$$Y_p(j\omega) = K_p \cdot e^{-j(\tau_e \omega + \frac{\alpha}{\omega})} \cdot (T_L j\omega + 1) \quad (8)$$

$$Y_p(j\omega) = K_p \cdot e^{-j(\tau_e \omega + \frac{\alpha}{\omega})} \cdot (T_L j\omega + 1) \cdot \frac{T_\alpha j\omega + 1}{T_\beta j\omega + 1} \quad (9)$$

(8)式、(9)式のマッチングの様態を図14に示す。

図15 (a)~(k) に $L_p, L_{\delta a}$ の変化、すなわち、制御対象 Y_c の変化に対する $Y_p(j\omega)$ と、それに対して (9) 式を用いて行なったカーブ・フィッティングの結果を示した。得られた $K_p, T_L, T_\alpha, T_\beta, \tau_e, \alpha$ の値を表2に示す。図15で、カーブ・フィッティングの行なわれていないものは ($L_p=1.0$ 1/s, $L_{\delta a}=2.16$ rad/s²/cm by J.Y., by G.B. の場合と $L_p=1.0$ 1/s, $L_{\delta a}=0.54$ rad/s²/cm by J.Y. の位相角)、実験データをスペクトル解析して $Y_p(j\omega)$ を求めるとき、 $Y_p(j\omega)$ が ω に対して振動的になり、 ω に対して滑らかな曲線が得られない場合である。

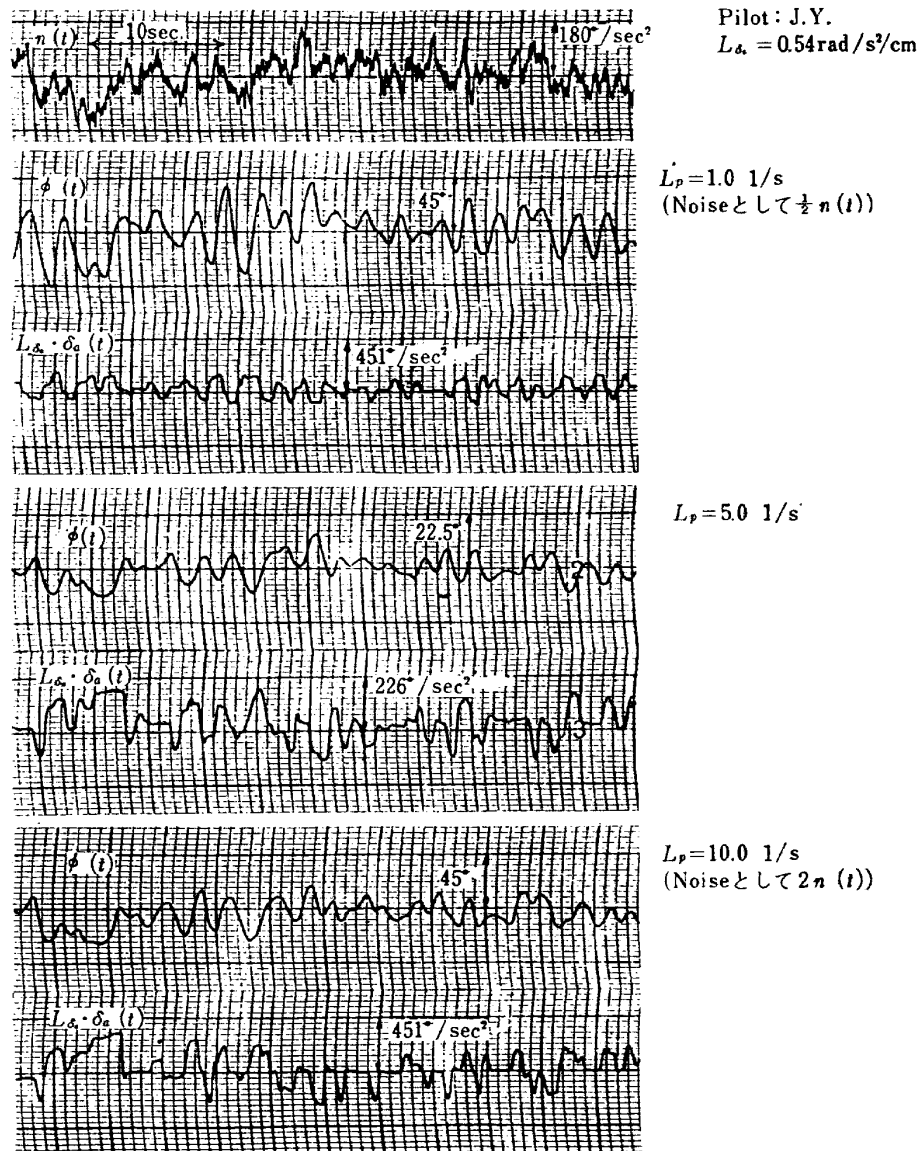


図13 L_p 変化による $\phi(t)$ 、 $\delta_a(t)$ の変化の比較

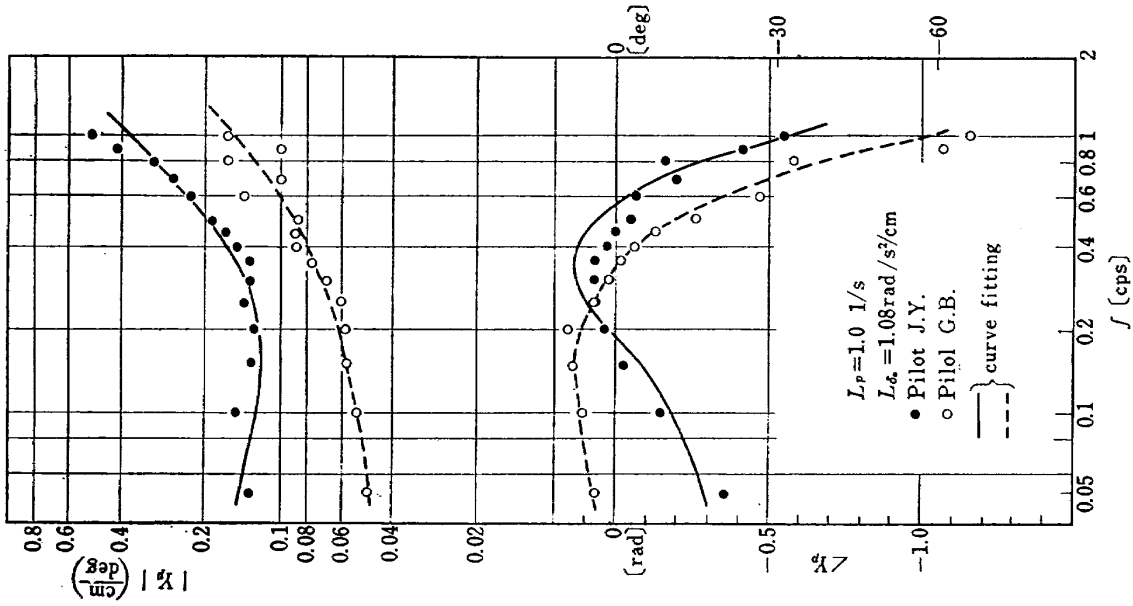


図 15(b) 人間の記述関数

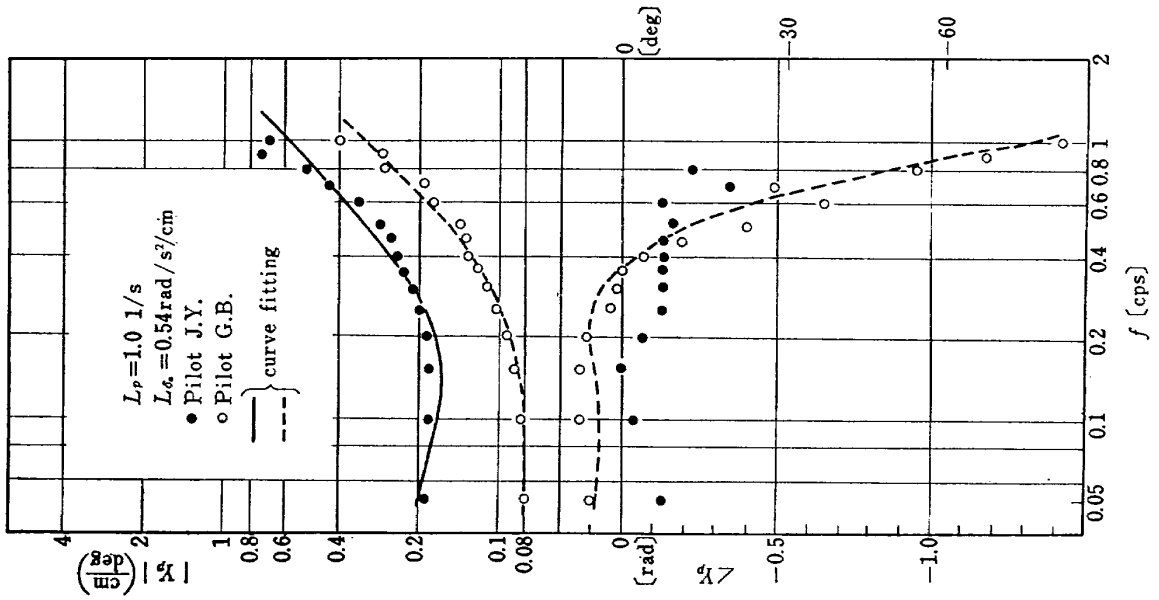


図 15(a) 人間の記述関数

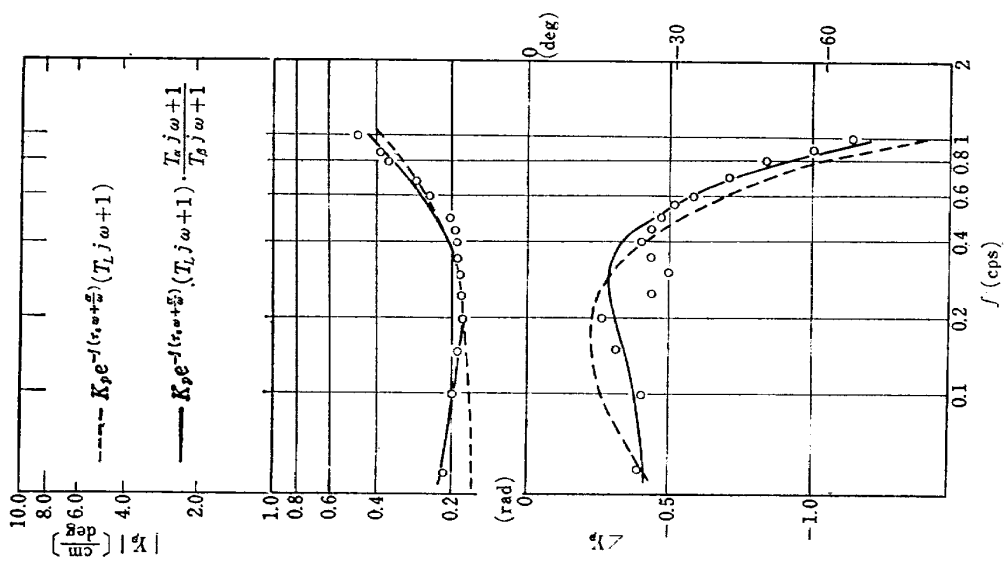


図 14 $Y_p \sim f (L_p = 5.0 \text{ 1/s}, L_a = 1.08 \text{ rad/s}^2/\text{cm})$
(Pilot J.Y.)

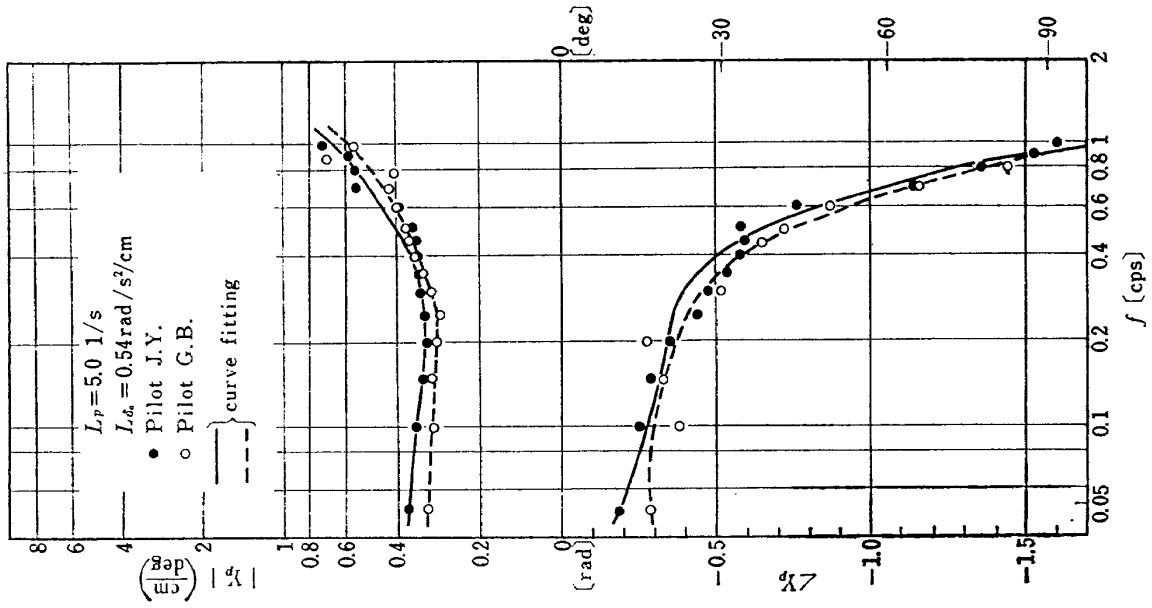


図 15(c) 人間の記述関数

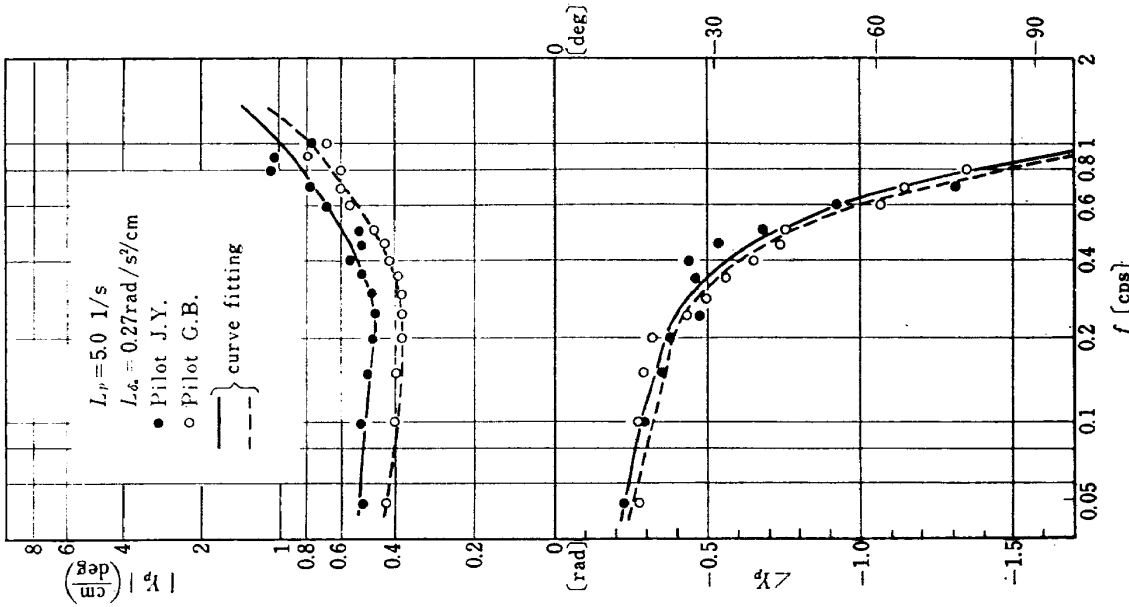


図 15(d) 人間の記述関数

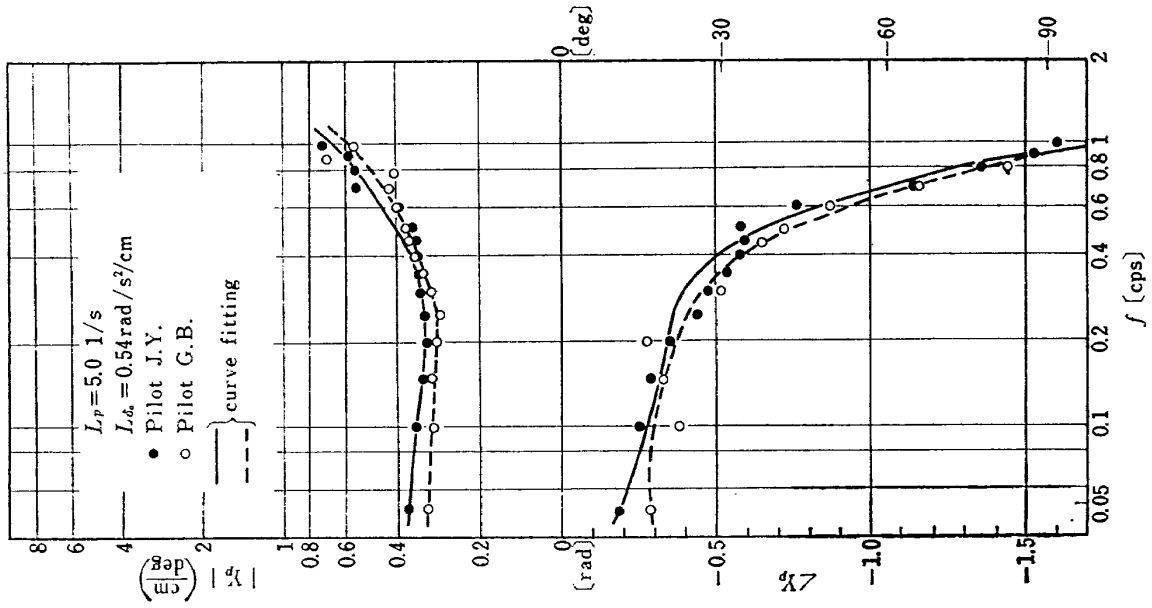


図 15(e) 人間の記述関数

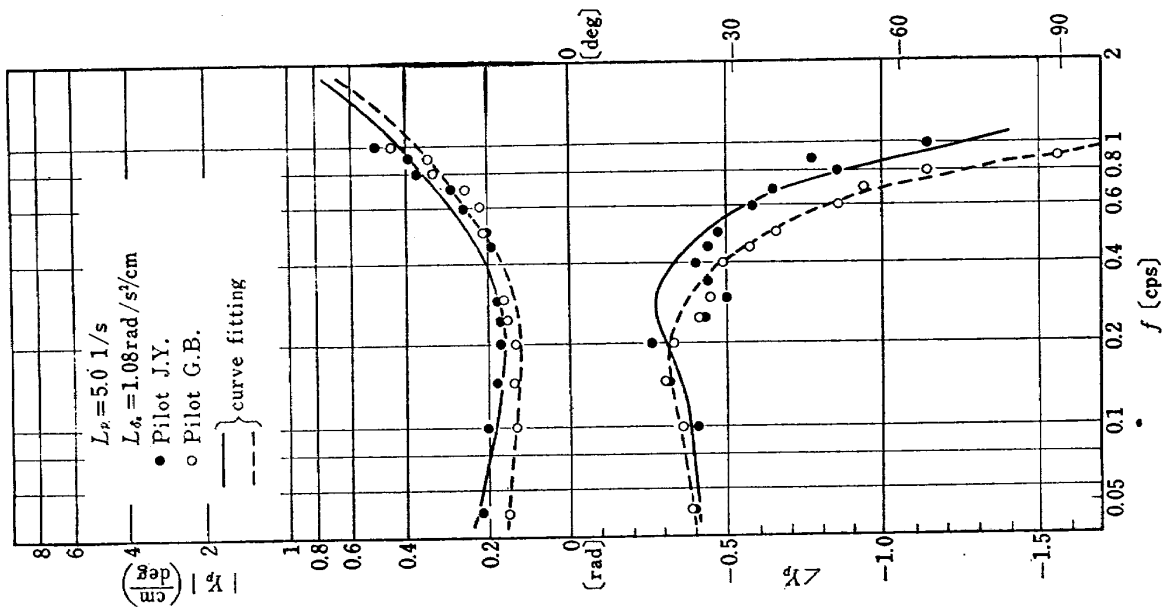


図 15 (f) 人間の記述関数

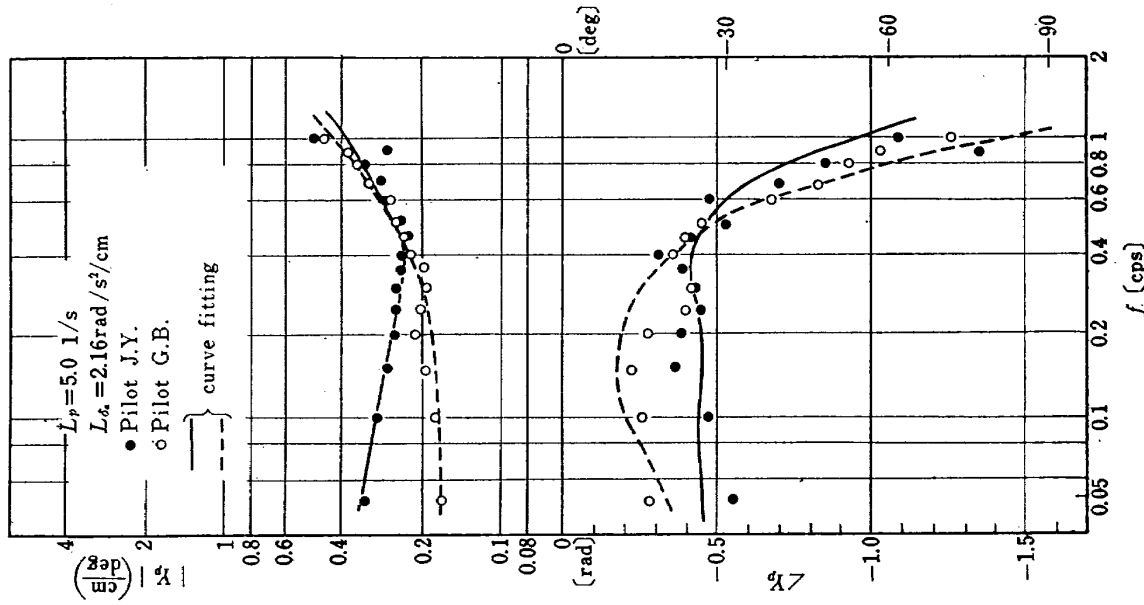


図 15 (g) 人間の記述関数

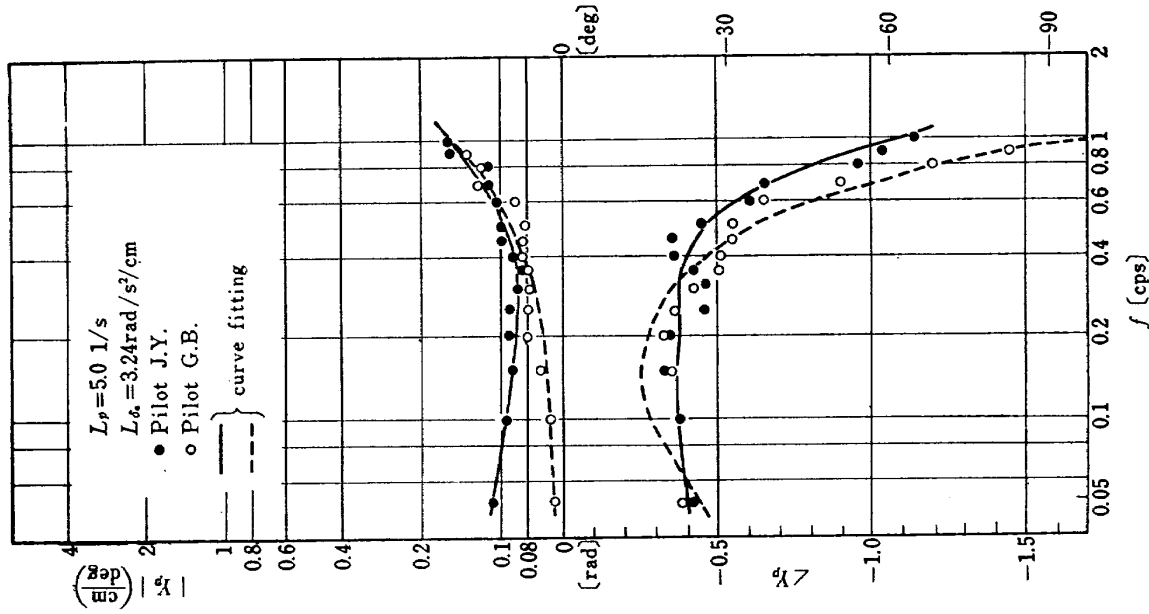


図 15 (h) 人間の記述関数

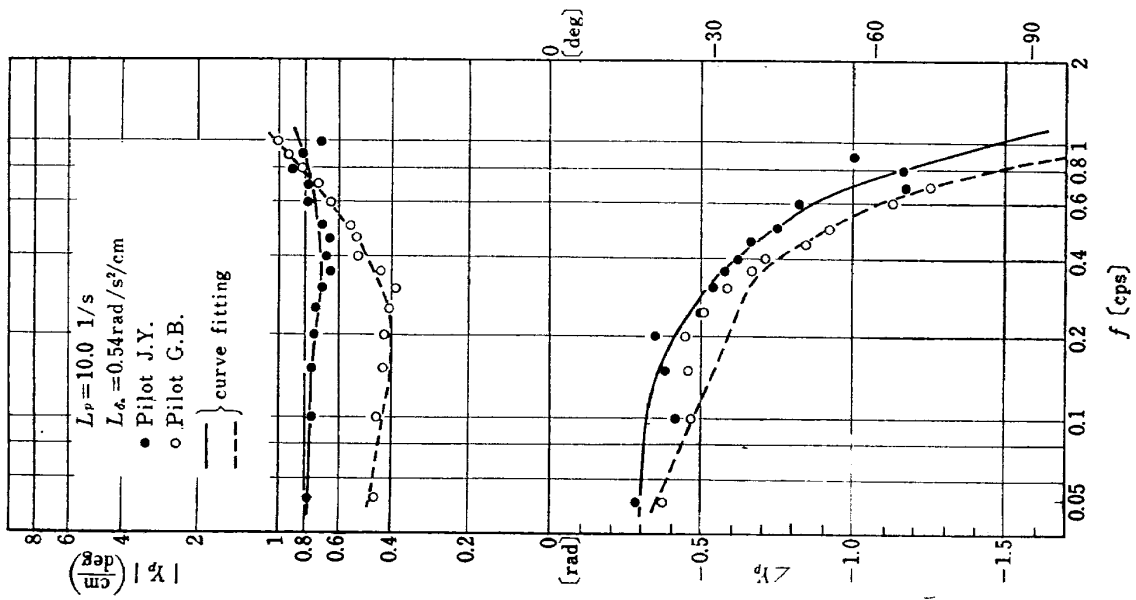


図 15(i) 人間の記述関係

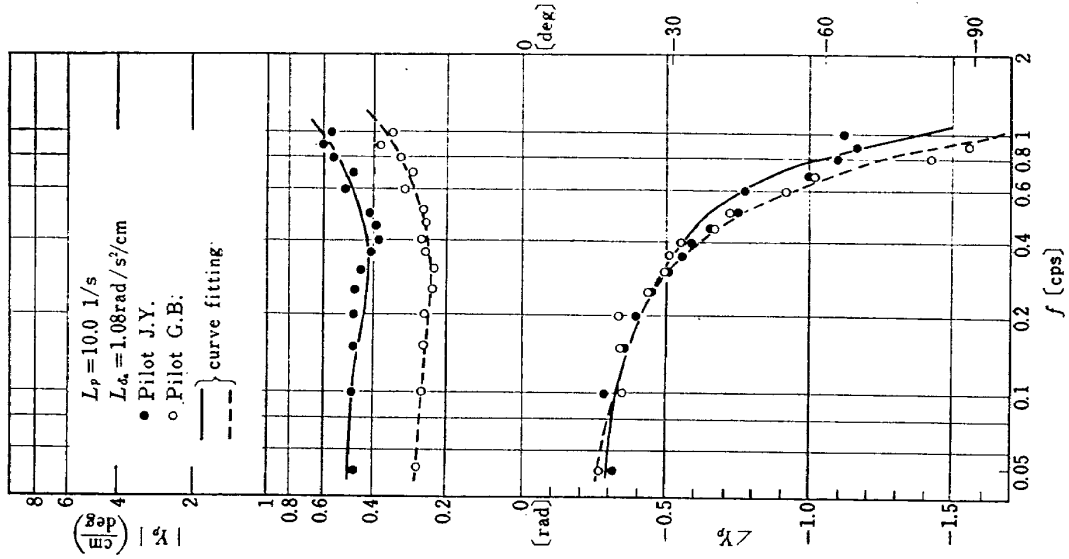


図 15(j) 人間の記述関数

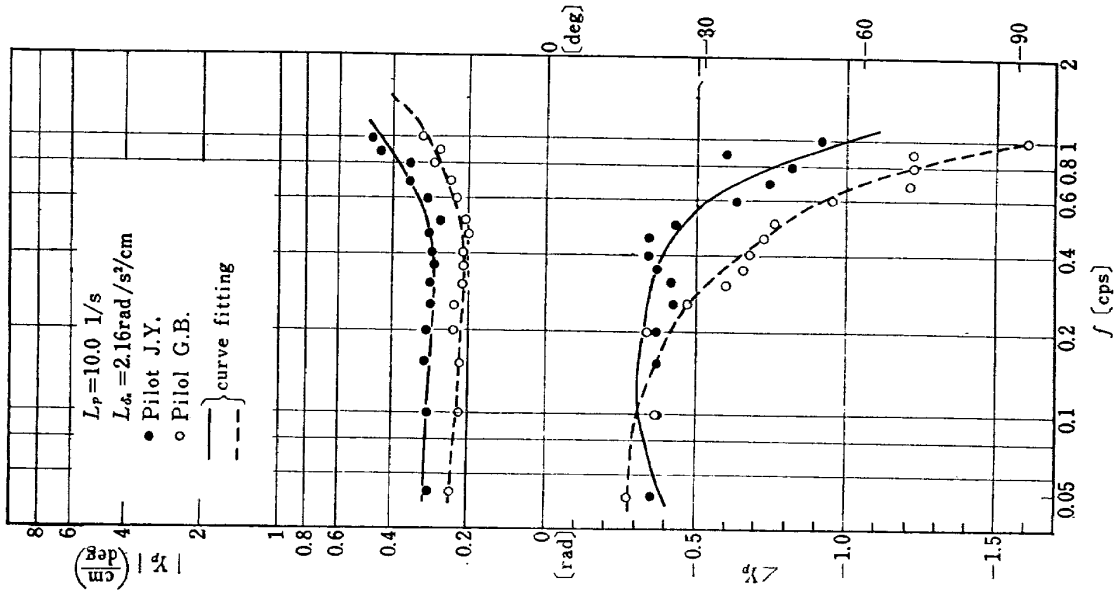


図 15(k) 人間の記述関数

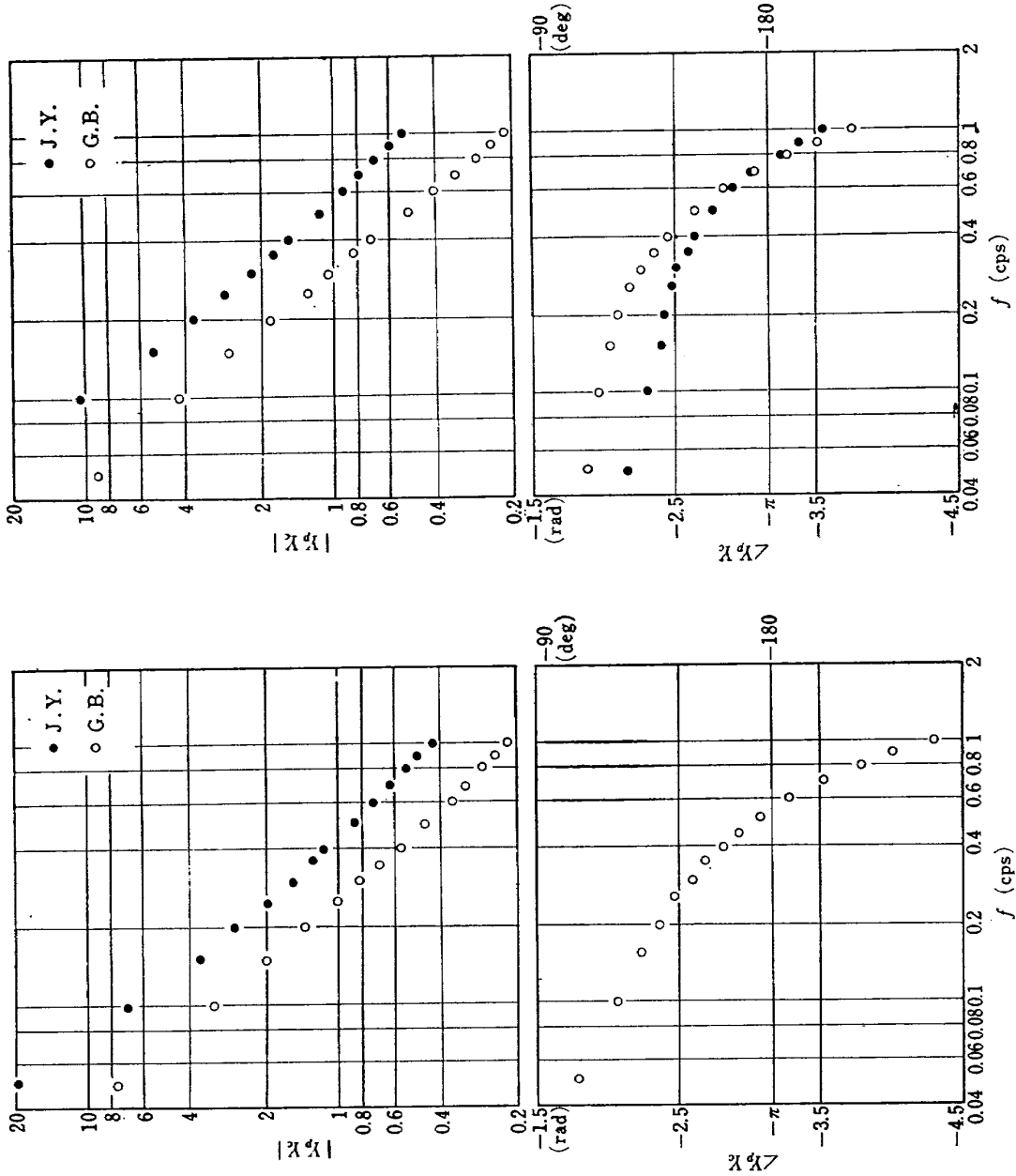


図 16(b) 閉ループ記述関数 $Y_p Y_c$
 $L_p=1.0^{1/s}$ $L_{da}=1.08 \text{ rad/s}^2/\text{cm}$

図 16(a) 閉ループ記述関数 $Y_p Y_c$
 $L_p=1.0^{1/s}$ $L_{da}=0.54 \text{ rad/s}^2/\text{cm}$

表 2 Y_p のパラメータの実験値

L_p	L_{da}	K_p	τ_e	α	$\frac{1}{T_L}$	$\frac{1}{T_a}$	$\frac{1}{T_p}$
1.0	0.54	0.241	—	—	1.07	0.84	0.34
	—	0.080	0.420	-0.032	1.29	1.03	0.73
	1.08	0.156	0.293	0.046	1.21	1.17	0.49
5.0	—	0.047	0.343	0.006	3.08	0.83	1.14
	2.16	—	—	—	—	—	—
	—	—	—	—	—	—	—
10.0	0.27	0.542	0.483	0.022	2.37	1.20	0.75
	—	0.455	0.500	0.013	2.51	0.93	0.57
	0.54	0.423	0.457	-0.005	2.51	1.01	0.60
—	—	0.315	0.472	0.054	2.89	1.05	0.79
	1.08	0.232	0.388	0.072	1.70	1.60	0.68
	—	0.187	0.469	0.079	2.37	1.01	0.68
2.16	—	0.177	0.301	0.084	3.39	1.63	0.78
	—	0.090	0.412	0.094	2.80	0.55	0.53
	3.24	0.109	0.336	0.080	3.12	1.55	0.89
—	—	0.068	0.433	0.126	3.16	0.87	0.85
	0.54	0.793	0.334	0.057	7.46	1.30	1.04
	—	0.516	0.470	0.035	1.65	1.07	0.52
10.0	1.08	0.503	0.364	0.052	3.66	1.92	1.16
	—	0.269	0.401	0.038	4.63	1.04	0.77
	2.16	0.288	0.313	0.094	3.52	1.91	1.26
—	—	0.224	0.386	0.051	4.82	1.79	1.31

$$Y_p(j\omega) = K_p e^{-\tau_e s} (T_a s + 1) \frac{T_L j\omega + 1}{T_p j\omega + 1}$$

- 上段の値は Pilot J. Y. によるもの
- 下段の値は Pilot G. B. によるもの
- 値のない所はカーブ・フィッティング不可能なもの

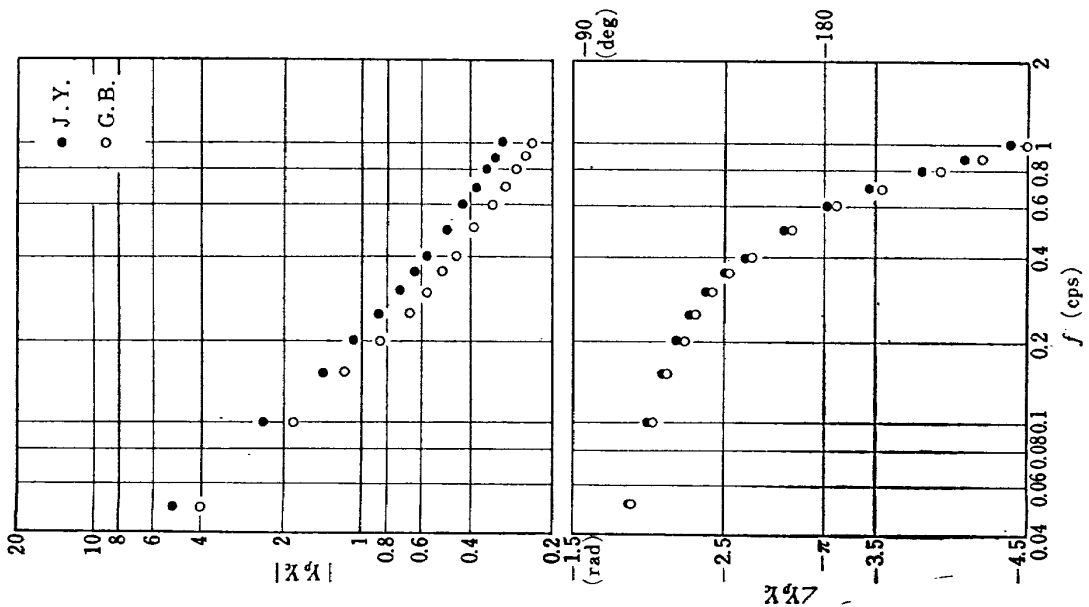


図 16(c) 開ループ記述関数 $Y_p Y_c$
 $L_p=5.0^{1/s}$ $L_{\sigma a}=0.27 \text{ rad/s}^2/\text{cm}$

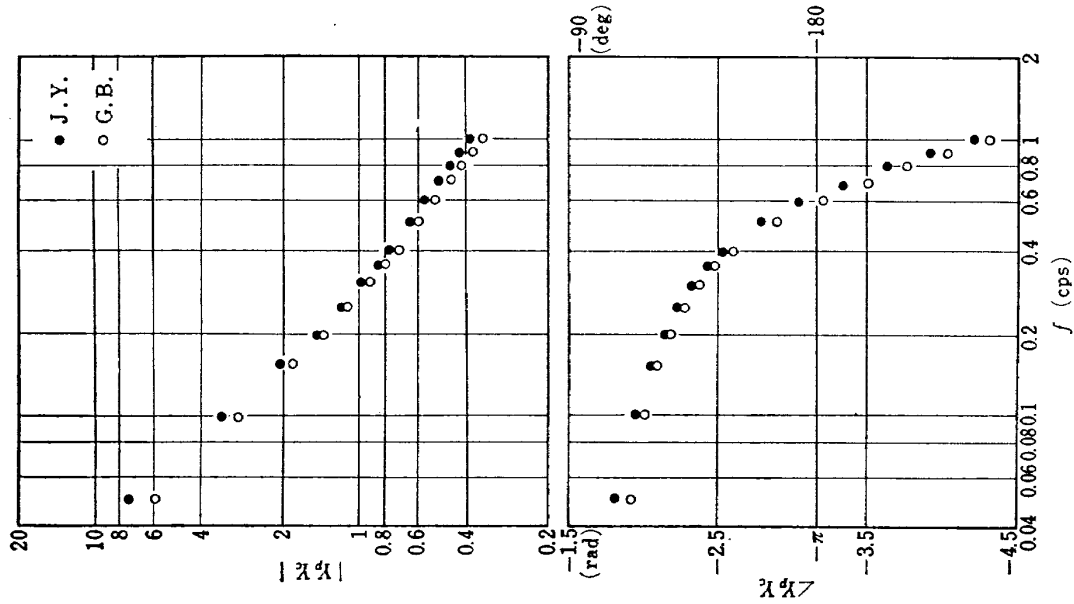


図 16(d) 開ループ記述関数 $Y_p Y_c$
 $L_p=5.0^{1/s}$ $L_{\sigma a}=0.54 \text{ rad/s}^2/\text{cm}$

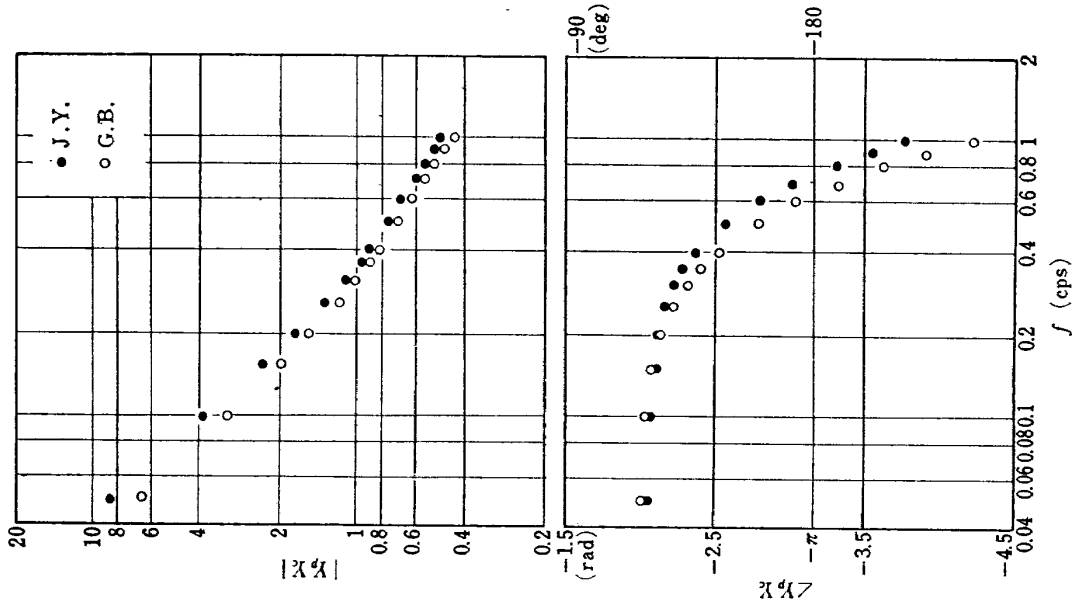


図 16(e) 開ループ記述関数 $Y_p Y_c$
 $L_p=5.0^{1/s}$ $L_{\sigma a}=10.8 \text{ rad/s}^2/\text{cm}$

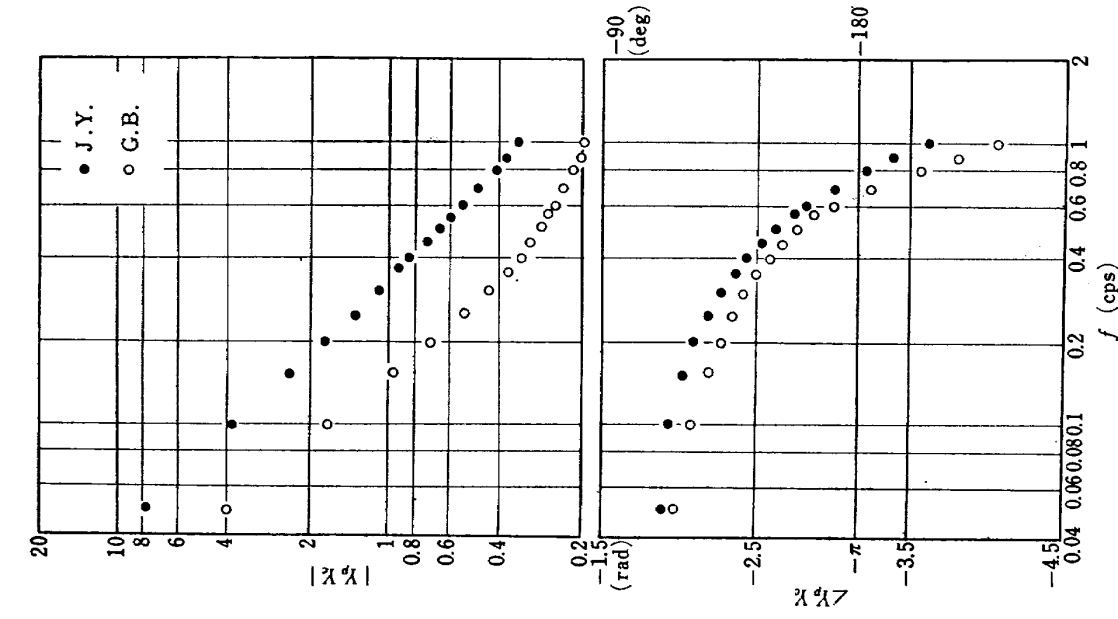


図 16(h) 開ループ記述関数 $Y_p Y_c$
 $L_p=10.0 \text{ 1/s}$ $L_a=0.54 \text{ rad/s}^2/\text{cm}$

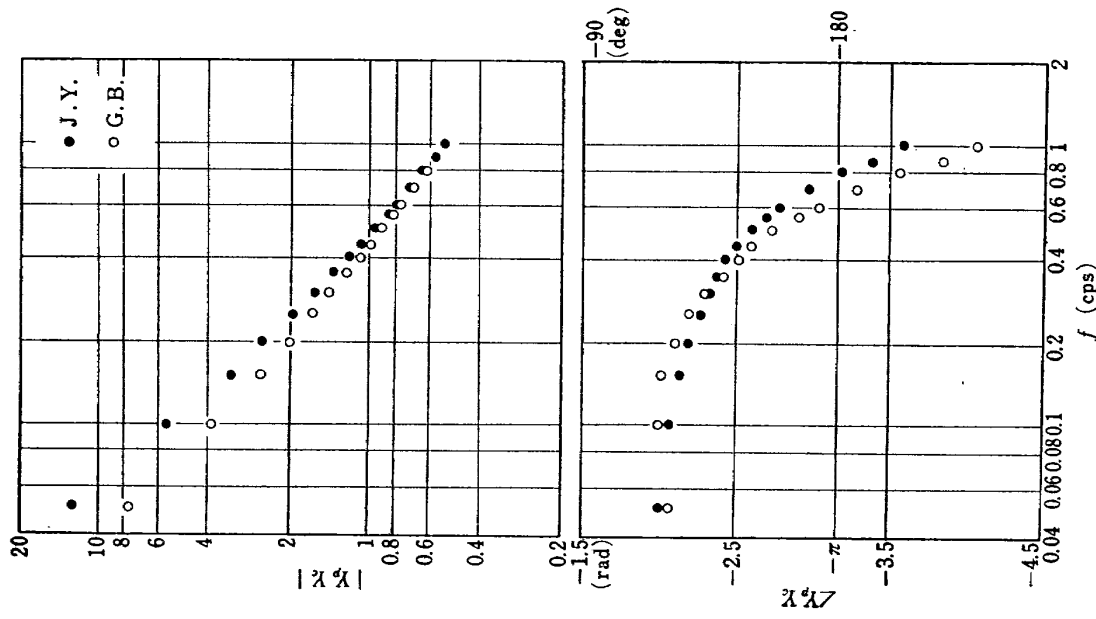


図 16(g) 開ループ記述関数 $Y_p Y_c$
 $L_p=5.0 \text{ 1/s}$ $L_a=3.24 \text{ rad/s}^2/\text{cm}$

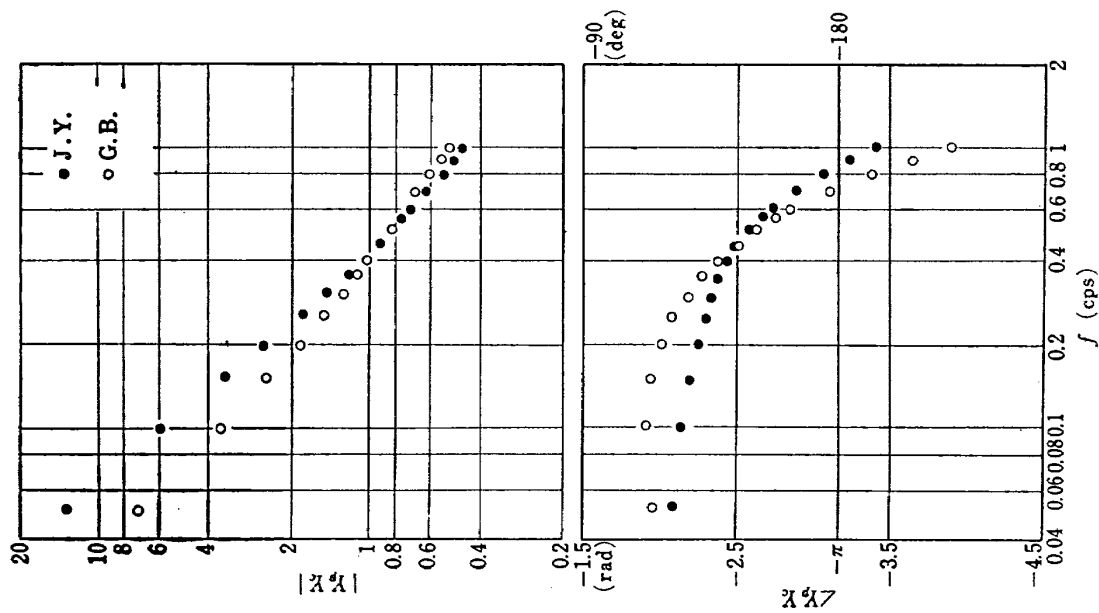


図 16(f) 開ループ記述関数 $Y_p Y_c$
 $L_p=5.0 \text{ 1/s}$ $L_a=2.16 \text{ rad/s}^2/\text{cm}$

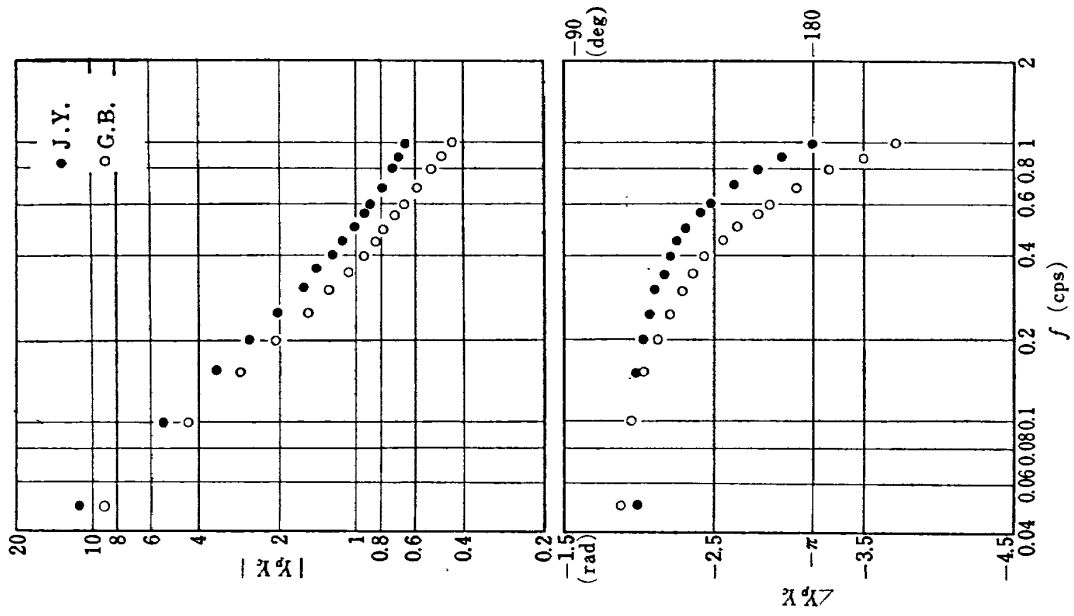


図 16(j) 閉ループ記述関数 $Y_p Y_c$
 $L_p = 10.0 \text{ 1/s}$ $L_{sa} = 2.16 \text{ rad/s}^2/\text{cm}$

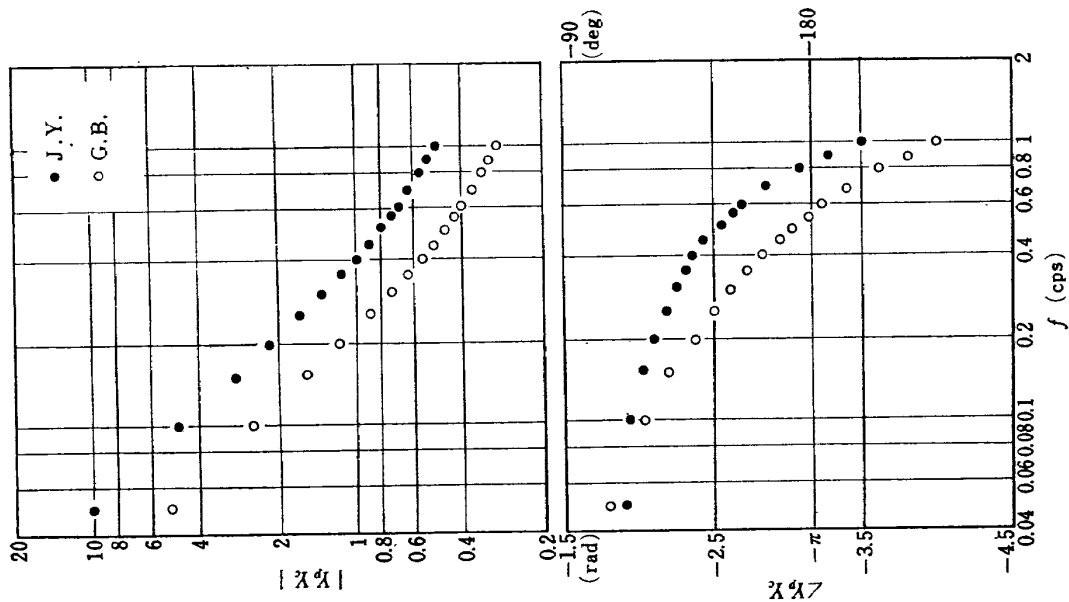


図 16(i) 閉ループ記述関数 $Y_p Y_c$
 $L_p = 10^1/\text{s}$ $L_{sa} = 1.08 \text{ rad/s}^2/\text{cm}$

$Y_p Y_c(j\omega)$ の値は 図 16 (a)~(j) に示す。なお、 $L_p=1.0 \text{ rad/s}$, $L_{\delta a}=2.16 \text{ rad/s}^2$ の場合と、 $L_p=1.0 \text{ rad/s}$, $L_{\delta a}=0.54 \text{ rad/s}^2$ by J.Y. の位相角の場合は、 $Y_p Y_c(j\omega)$ が ω に対して振動的であるため $Y_p(j\omega)$ の解析形が得られないので、 $Y_p Y_c(j\omega)$ を求めなかった。

5. 結果の考察

5.1 人間の記述関数モデルについて

4. で述べたように、低周波領域における解析形と実験値とのマッチングを改良するために、従来考えられている $Y_p(j\omega)$ の解析形に進み項、遅れ項を一つ加えた下式を人間の記述関数モデルと考えた。

$$Y_p(j\omega) = K_p e^{-j(\tau_e \omega + \frac{\alpha}{\omega})} \cdot (T_L j\omega + 1) \cdot \frac{T_\alpha j\omega + 1}{T_\beta j\omega + 1}$$

このモデルによる実験データ $Y_p(j\omega)$ のマッチングは良好であるのが図15より見られる。一般に、神経-筋肉系の運動をみると、低周波における $Y_p(j\omega)$ を正しく表現するには進み・遅れ項が必要であると考えられており、通常はその振幅への効果は小さいとして位相にのみ α/ω の項で考えに入れている³⁾。本論文の実験結果は、表 2 に示すように $1/T_\alpha$ は約 0.8~1.5 であり、 $1/T_\beta$ は約 0.5~1.2 であり、文献 2 に示された $1/T_\alpha \sim 0.3$, $1/T_\beta = 0.05$ に比してやや大きい。つまり、この低周波における進み・遅れ項がやや大きい周波数の所に伸びたものと考えられる。そのため、マッチングで求めた α の値は概して小さかった。

5.2 人間の記述関数の制御対象による影響

a. $L_{\delta a}$ 変化による影響

$L_{\delta a}$ の変化により $1/T_L$, $1/T_\alpha$, $1/T_\beta$ とともに傾向的な変化は認められない。

$L_{\delta a}$ が増加するとき τ_e が減少し、 α が増大する。通常、人間は高周波の現象には追従できないので、位相角は高周波領域で遅れを示す。この効果が $e^{-\tau_e \omega}$ であらわされ、 τ_e は遅れの度合を示している。 $L_{\delta a}$ が大きくなる時 τ_e が減少するのは、緊張が増して遅れが小さくなることを表わす。これは、 $L_{\delta a}$ を大きくすると、舵の動きが敏感にバンク角に現われるので、ていねいに舵を動かすようになるためと考えられる。

$L_{\delta a}$ が増加するとき K_p が小さくなり、一般に $K_p \cdot L_{\delta a}$ は一定の値を示すということが言われているが、本実験では図17に示すように $L_{\delta a}$ の増加とともに $K_p \cdot L_{\delta a}$ は増すのが見られる。これは、 $L_{\delta a}$ の変化を K_p の変化で補償できないほど $L_{\delta a}$ の変化が大きいため

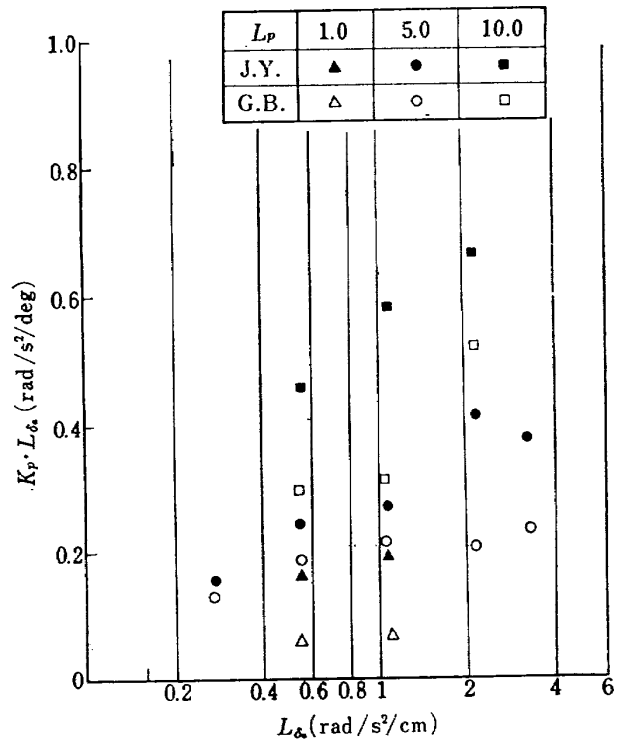


図 17 $K_p L_{\delta a} \sim L_{\delta a}$

と考えられる。

b. L_p の変化による影響

L_p が増加するとき、 $1/T_L$ が増加するのが表 2 から見られる。また、図17より、 $K_p \cdot L_{\delta a}$ は L_p が増加するとき増加するのが見られる。このことから、 L_p が増加するとき、最適な $L_{\delta a}$ は増加すると考えられる。

5.3 系の開ループ記述関数と系の安定性について

実験結果は、従来言われているように³⁾、クロスオーバー周波数 ($|Y_p Y_c|$ が 1 になる周波数) 付近で -20 db/dc の傾きを有することを示している(図16)。図18にクロスオーバー周波数 ω_c と位相余有 ϕ_M を示す。図 18によると、 $L_{\delta a}$ の増加に伴って ω_c は大となり ϕ_M は小となる。安定性の見地からは ω_c をある値以下に保つことが必要であり、突風応答を軽減するためには ω_c はある値以上であることが望ましい。つまり、 ω_c はほぼ一定の値に保つことが望ましい。 $L_{\delta a}$ が変化するとき ω_c が変化しているのは、 ω_c は $K_p L_{\delta a}$ に比例した量であるためである。つまり、 K_p がある程度以上小さくできないし、また、ある程度以上大きくできないため、 $K_p L_{\delta a}$ が $L_{\delta a}$ の大きな変化に対して変化するので ω_c も変化していると考えられる。 ϕ_M は ω_c が小さい場合は 50° 以上の値をもつが、 ω_c が増すと減少する。これより $L_{\delta a}$ が大きくなると安定性は減少することがわかる。

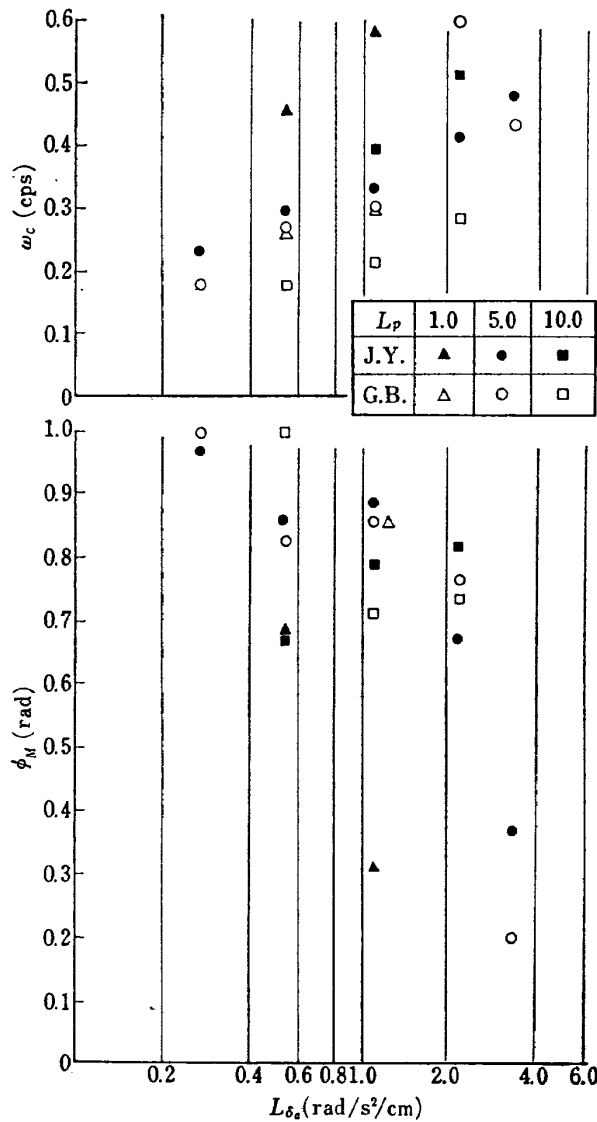


図 18 クロスオーバー周波数 ω_c , 位相余有 $\phi_M \sim L_{\delta a}$

5.4 その他

パイロットとして実験した2人は年齢が相当違っていたが、求められた人間の記述関数は、若い方(J.Y.)がゲインがやや大きく、位相遅れが高周波で小さいという差はあったが、割合に一致していると考えられる。

6. 結 論

本実験により得られた結論はつぎのとおりである。

(1) 人間の記述関数の解析形は下式で与えられるものが実験で得られた記述関数に良くマッチした。

$$Y_p(j\omega) = K_p \cdot e^{-j(\tau_e \omega + \frac{\alpha}{\omega})} \cdot (T_L j\omega + 1) \cdot \frac{T_\alpha j\omega + 1}{T_\beta j\omega + 1}$$

各場合についての K_p , T_L , T_α , T_β , τ_e , α は表2に示す。

(2) 人間の記述関数 $Y_p(j\omega)$ は $L_{\delta a}$ の増加によりそのゲイン特性はあまり変化しないが、位相特性では τ_e は減少し α は増加する。つまり、 $L_{\delta a}$ の増加

によりパイロットは緊張して操縦するようになると考えられる。また、 $L_{\delta a}$ を大きく変化させるとき、 $K_p \cdot L_{\delta a}$ は $L_{\delta a}$ が大きくなるとき大きくなり、 $L_{\delta a}$ が小さくなるとき小さくなる。つまり、 $L_{\delta a}$ の変化の影響を K_p を変えることによって補償することは十分には行なえない。

(3) 人間の記述関数 $Y_p(j\omega)$ は、 L_p が増加するとき、 $1/T_L$ が増加する。また、 L_p が増加するとき、最適な $L_{\delta a}$ は増加する。

(4) 系の開ループ記述関数 $Y_p Y_c$ はクロスオーバー周波数付近で -20 db/dc の傾きを有する。位相余有は $L_{\delta a}$ の増加とともに小さくなる。

本研究の実施に当たり、AD変換を行なうに際して、計測部小岩井靖男技官の協力を得た。ここに感謝致します。

文 献

- 1) Duane T. McRuer, Dunstan Graham; Pilot-Vehicle Control System Analysis, the AIAA Guidance and Control Conference, 63-310, 1963
- 2) D. McRuer, D. Graham, E. Krendel, W. Reisener, Jr; Human Pilot Dynamics in Compensatory Systems Theory, Models, and Experiments with Controlled Element and Forcing Function Variations, AFFDL-TR-65-15, 1965.
- 3) F.D. Newell, H.J. Smith: Human Transfer Characteristics in Flight and Ground Simulation for a Roll Tracking Test, NASA TN D-5007
- 4) B.J. Greer, J.D. Steward, R.B. Merrick, F. J. Drinkwater, III; A Pilot Opinion Study of the Lateral Control Requirements of Fighter-Type Aircraft, NASA Memo 1-29-59 A, 1959
- 5) P.L. Bisgood; A Review of Recent Research on Handling Qualities, and its Application to the Handling Problems of Large Aircraft, A.R.C.R. & M. 3458, 1964
- 6) B. Etkin; Dynamics of Flight John Wiley & Sons. Inc pp. 310~320
- 7) 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, NAL TR-89, 1965
- 8) 磯部孝編; 相関関数およびスペクトル—その測定と応用—, 東京大学出版会
- 9) 茅 陽一; 自動制御工学, 大学講座 電子工学 20, 共立出版株式会社, pp. 309~313
- 10) D. McRuer, D. Graham, E. Krendel; Manual Control of Single-loop Systems: Part I, J. Franklin Inst. vol 283, 1967 pp. 1~29, Part II; pp. 145~168
- 11) 榎木義一他, 統計的自動制御理論, コロナ社

- | | | | |
|--------|---|---------|---------------------------------------|
| TR-200 | フライイングテストベッドの高度制御システムの検討
II シミュレーションによる二、三の問題点の検討
Analytical and Simulation Studies on the Height Control System of Flying Test Bed (II) On Some Problems | 1970年6月 | 堀川 勇 壯, 甲斐 忠 夫 |
| TR-201 | FA-200 改機の風洞試験 (III)地面効果
Low Speed Wind Tunnel Tests of the FA-200-XS Airplane Model Influenced with Ground Effects | 1970年3月 | 広末 健一, 高橋 宏 |
| TR-202 | 過酸化水素分解ロケットモータの実験
The Experimental Investigation of Hydrogen Peroxide Reactor | 1970年7月 | 清水 昭 紀, 種村 利一 |
| TR-203 | 固体ロケット・多分力テストスタンドの精度について
On the Accuracy of the Multi-Component Test Stand | 1970年7月 | 石井 進一, 山田 晃
鎮西 信失, 引地 豊三
工藤 賢 司 |
| TR-204 | ジェットエンジン燃焼器の燃焼性能の研究
Investigation of Combustion Performance of Turbojet Combustor | 1970年7月 | 大塚 貞 吉, 堀内 正 司
本間 幸 吉 |
| TR-205 | 差分法による2次元非定常ノズル流の数値計算
Finite Difference Calculations of Two-dimensional Nonsteady Nozzle Flows | 1970年8月 | 石黒 登 美子 |

航空宇宙技術研究所報告206号

昭和45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
