

UDC 629.13  
621.50  
007

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-118

操縦桿レート信号によるアイアンバード制御  
の安定効果とパイロットのモデルについて

村上 力・真柳光美

1967年9月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-55	ロケット模型風洞試験における超音速相似則の応用	1965年5月	河崎俊夫, 谷 喬
TM-56	2024-T4アルミニウム合金平滑丸棒の常温回転曲げ疲労試験	1965年7月	石田 誠, 河野哲雄
TM-57	極超音速における軸対称物体の前面抵抗	1965年7月	曾我 国男
TM-58	試験用飛しょう体の超音速風洞試験	1965年8月	斎藤秀夫, 木村友昭
TM-59	ジェットリフトエンジンの空気取入口実験 (I)	1965年9月	近藤 博, 増田 惣平
TM-60	吹出式超音速風洞における実験データの処理方式について (II)	1965年9月	原 亘利, 高島 一明 関 根英夫, 中 正 戸 川保子, 矢 沢 健司 広末健一, 吉 田 征一 塚野雄四郎, 能 村 宏 佐野府信, 江川幸一 別江川幸一
TM-61	クインエア機の風洞試験	1965年9月	飯田宗四郎
TM-62	高温歪ゲージの温度特性試験	1965年10月	
TM-63	2024-T3アルミニウム合金の有孔補強平板の軸荷重による疲労特性	1965年10月	
TM-64	応力集中による材料の疲れ強さに関する一実験 (I)	1965年10月	池田為治, 坂元思無邪 山内敏雄, 宮地敏雄 光内澄夫, 二 堀内正司 武星昌, 斎藤隆 星谷昌二, 中村浩子 斎藤浩子, 機体第一部 中村浩子, 計 測 部 原動機部
TM-65	ジェットエンジンの翼の固有振動に関する実験	1965年11月	
TM-69	質量分析計による水蒸気を含む試料のガス分析	1965年12月	
TM-71	可動アイアンバードの構造および機能	1965年12月	
TM-72	地上付近の風の影響による小型ロケットの姿勢角変化	1965年12月	戸川隼人, 石黒登美子
TM-73	固定端を有する薄肉円筒殻の自由振動について	1966年1月	田寺木一, 泉 日出夫
TM-74	回転振動試験装置の計画, 構造および特性	1966年2月	武内澄夫, 宮地敏雄 星谷昌二, 二 堀内正司 牛田健二, 清水福寿 吉永川 一
TM-75	高マッハ数風洞の消音装置について	1966年2月	
TM-76	コーティングの断熱効果のアナログシミュレーション	1966年2月	
TM-77	テレメータ電波の偏波面の回転を利用したロケットのスピン測定について	1966年3月	田畑浄治, 桜井善雄 三浦雅男, 森 幹彦 堀川勇直, 直治二 中野佳慶, 二 堀内正司 新田慶治, 二 堀内正司 新田慶治, 二 堀内正司
TM-79	テレメータ機上装置の小型化の研究	1966年3月	
TM-80	安定制御のための一計算法	1966年3月	
TM-81	吹出式超音速風洞の起動時および停止時における過負荷防止装置	1966年3月	石原久蔵, 斎藤秀夫 外立政隆, 三 藤原盛 宗美均, 均 夫 長洲秀夫, 柏原登喜子
TM-82	ピトー管による境界層速度分布測定について	1966年4月	
TM-83	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験 (II)	1966年4月	近藤 博, 増田 惣平
TM-84	二段ロケットの低速風洞試験	1966年7月	毛利浩, 田村敦宏 佐野四郎, 能 村 宏 小野 幸一
TM-85	航空機の滑走路走行時の振動に関する実験的研究	1966年8月	
TM-87	極小型超音速機用姿勢制御装置の特性解析	1966年8月	池谷光榮, 畑山茂樹
TM-88	プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞試験 (I)	1966年9月	丸 矩夫, 岡部祐二郎 北村清美, 川 幡長勝 木川井忠彦, 泉 日出夫 戸川隼人, 石黒登美子
TM-89	有孔板の振動について	1966年9月	
TM-90	地上付近の横風の影響による小型ロケットの方位角変化	1966年9月	
TM-91	高速タービン翼列二次元試験	1966年10月	近藤博, 囊田光弘 山崎紀雄, 吉 田 晃 大中山耕一, 菅 原 昇 中五味光男, 宮地敏雄 武内澄夫, 二 堀内正司 星谷昌二, 宮地敏雄 星谷昌二, 二 堀内正司
TM-92	リフトジェットエンジン試験設備 (I) 一台上運転設備一	1966年10月	
TM-94	J-3ジェットエンジン用タービン動翼の固有振動特性	1966年11月	
TM-95	超軽量軸流圧縮機動翼の固有振動特性	1966年11月	
TM-96	2024-T4および7075-T6有孔平板の曲げ疲労試験と2024-T4平滑丸棒の軸荷重疲労試験	1966年11月	佐野政明, 菰岡一洋

# 操縦桿レート信号によるアイアンバード制御 の安定効果とパイロットのモデルについて\*

村上 力\*\* ・ 真柳 光美\*\*

## The Stabilizing Effects of Stick Rate Signal on Hovering of an Unstabilized Moving Iron Bird and Human Transfer Functions

By Chikara MURAKAMI and Mitsuyoshi MAYANAGI

Described in several papers<sup>1-3)</sup> are the fact that introducing a restoring moment proportional to the stick velocity causes some stabilizing effect on unstabilized V/STOL aircraft. This paper presents some experimental results using N. A. L. Moving Iron Bird (a seesaw type test rig)<sup>4)</sup>, and shows that the stick rate signal actually has a stabilizing effect. This paper also presents some P.I.D. coefficients, or the transfer function of a human pilot in the hovering condition. The coefficient P has nonlinear characteristics and introduces limit cycles of stick control together with the dead time. It is found that as the stick rate signal increases, the coefficient P, as well as D, notably decreases; small P means a small natural frequency, and therefore, this means steering in "relaxed" conditions. The coefficient I is unnecessary for maneuvering, but is necessary for stabilization against step disturbances.

### まえがき

操縦桿の動きの速度に比例する信号すなわちレート信号を操舵信号として重ね合わせることによってホバリング飛行時の VTOL 機に安定効果がもたらされることは二三の文献にも見られ<sup>1)~3)</sup>、これを機械的な素子で実現できれば電気—油圧などによる SAS (安定増大装置) またはその他の安定装置の故障対策としての多重化の問題に大きな希望を与えてくれるものと思われる。今回、当所にある可動アイアンバード装置<sup>4)</sup>を使って、このレート信号によって VTOL 機のホバリング時における安定性を増大できることを実験的に示し、また、固定操縦席とアナログ計算機を結んだシ

ミュレーションによって、その効果の程度を定量的に求めた。さらに、この場合における人間パイロットの等価伝達関数をも含む系全体をアナログ計算機だけによるシミュレーションによって解析し、人間パイロットの比例動作係数、微分動作係数および積分動作係数をレート信号の係数の関数として定量的に求め、レート信号の付加によるこれらの係数の変化と安定効果との関係を検討した。同時に、この比例動作係数の非線形性をも求め、この非線形性と、人間パイロットのむだ時間によって操縦桿の動きにリミットサイクルを生ずることを明らかにしたので、以下、これらの諸結果について述べる。

\* 昭和42年8月9日受付

\*\* 計測部

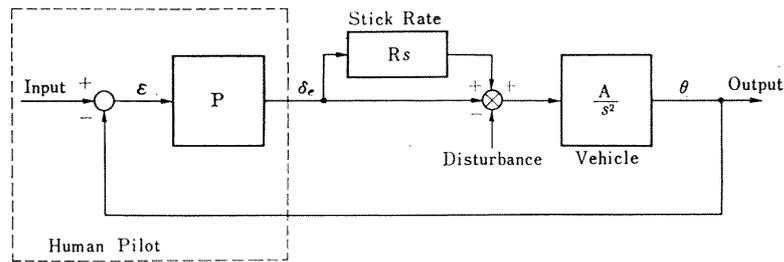


図 1 Pitch control system block diagram.

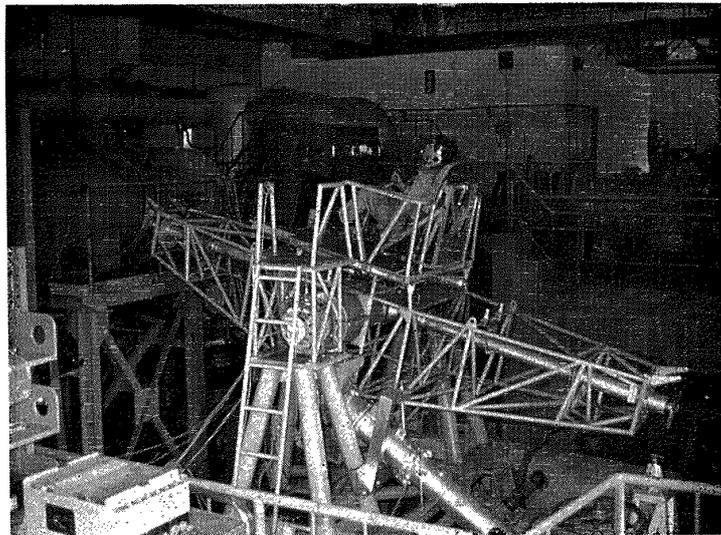


図 2.1 Moving 'Iron-Bird' (a seesaw type test rig)

## 1. 安定効果の原理

図 1 に示すごとく、人間パイロットが機体の姿勢角  $\theta$  (今回の実験はすべてピッチ軸だけ) を水平儀によって検出し、目標とする姿勢との誤差  $\varepsilon$  に比例 (比例係数  $P$ ) した操縦桿の動き  $\delta_e$  を与える、すなわち純粋な線形比例動作をするものとする。一方、操縦桿のあとに  $\delta_e$  のレート信号を発生する機構を組み入れ、その  $R$  倍を  $\delta_e$  に重ね合わせ、ダンピングのない機体に制御モーメント (単位操舵量に対して角加速度  $A$ ) を与えるものとする。

この場合の系の伝達関数  $G(s)$  は

$$G(s) = \frac{P(1+Rs)A/s^2}{1+P(1+Rs)A/s^2} = \frac{RPA s + PA}{s^2 + RPA s + PA} \quad (1.1)$$

したがってこの系の特性方程式は

$$s^2 + RPA s + PA = 0 \quad (1.2)$$

となり、レート信号  $R$  の項がダンピング項として表われ、 $R$  の増大とともにダンピングが増大する。すなわ

ち、人間パイロットが単純な比例動作さえすればこの系は安定な姿勢制御系となるはずである。実際には  $P$  に非線形性があり、また、むだ時間は無視できないので前述のような単純な線形方程式で人間—機械系を論ずるのはもちろん不適當であるが、定性的に  $R$  にほぼ比例するダンピング効果が得られることが予想できる。

## 2. 安定効果の実験

### 2.1 可動アイアンバード装置による実験

当所の可動アイアンバード装置(図 2.1)は 1 軸のみの油圧浮揚式シーソーで、きわめて摩擦が少なく、したがって伝達関数は  $1/s^2$  とおいて差支えない程度のものである。また、この装置は両端に取り付けた流量可変のノズルによって空気ジェット制御するものである<sup>4)</sup>。本装置には SAS が組み込まれているが、シーソー上にはレートジャイロとノズル開閉用油圧アクチュエータだけを搭載し、制御回路は地上の小型アナログ計算機を使用している。この実験では操縦桿レート信号を

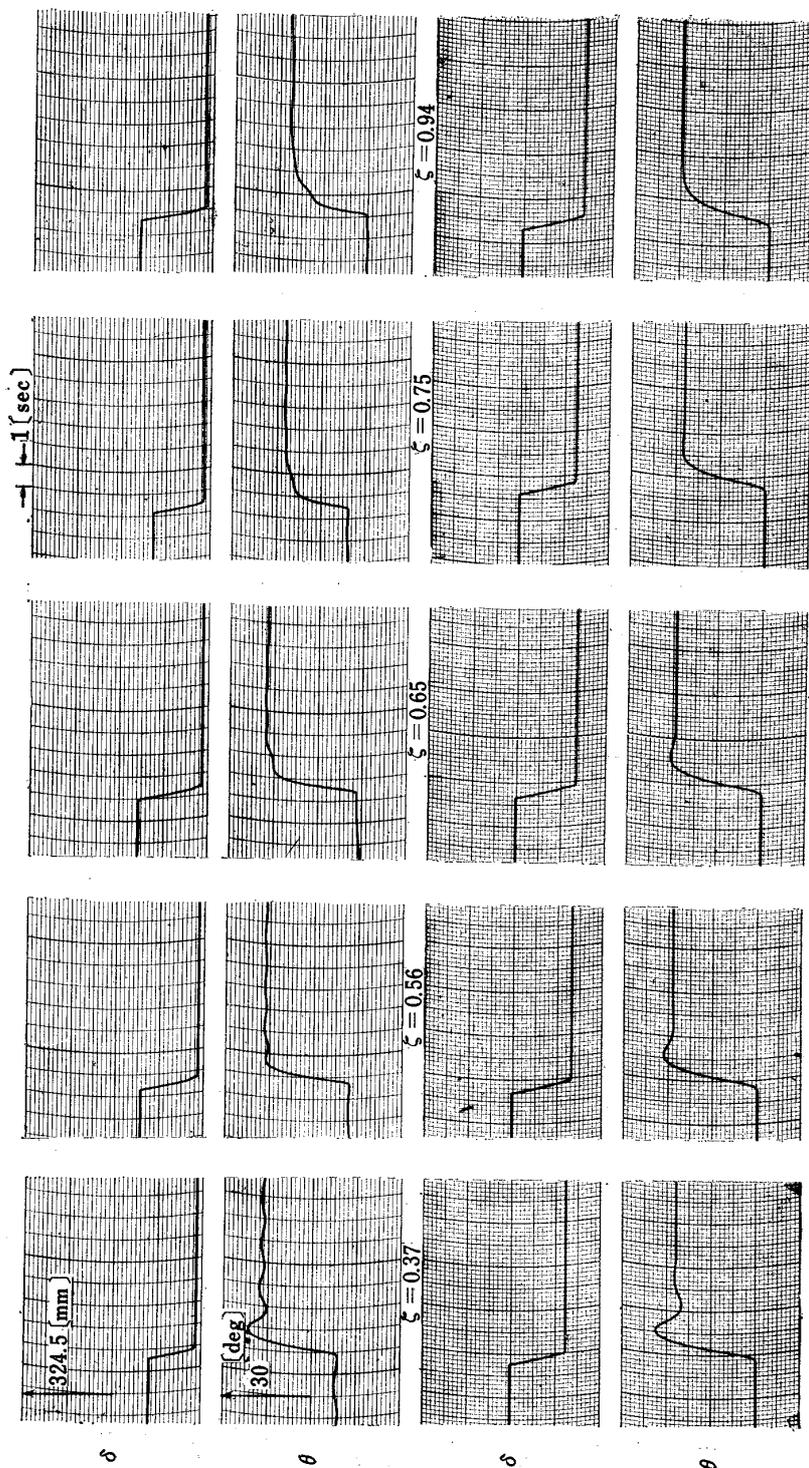


図 2.2 Step response of Iron-Bird with A. S. E. ( $\omega_n = 2.82$  [rad/sec], upper: Experiment, lower: Simulation)

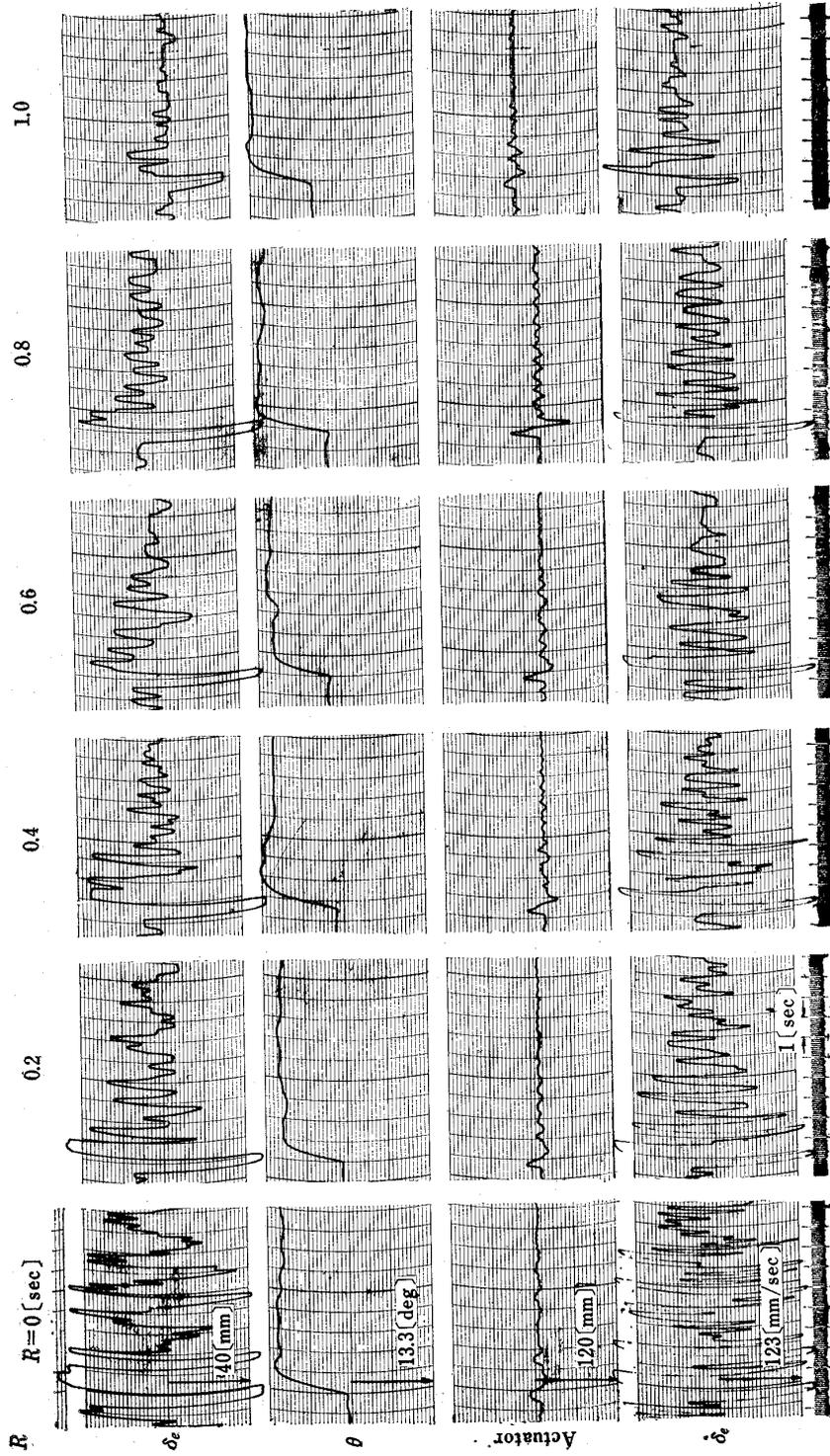


図 2.3 Stabilizing or damping effects of introducing stick rate signal. (Intentional step steering).

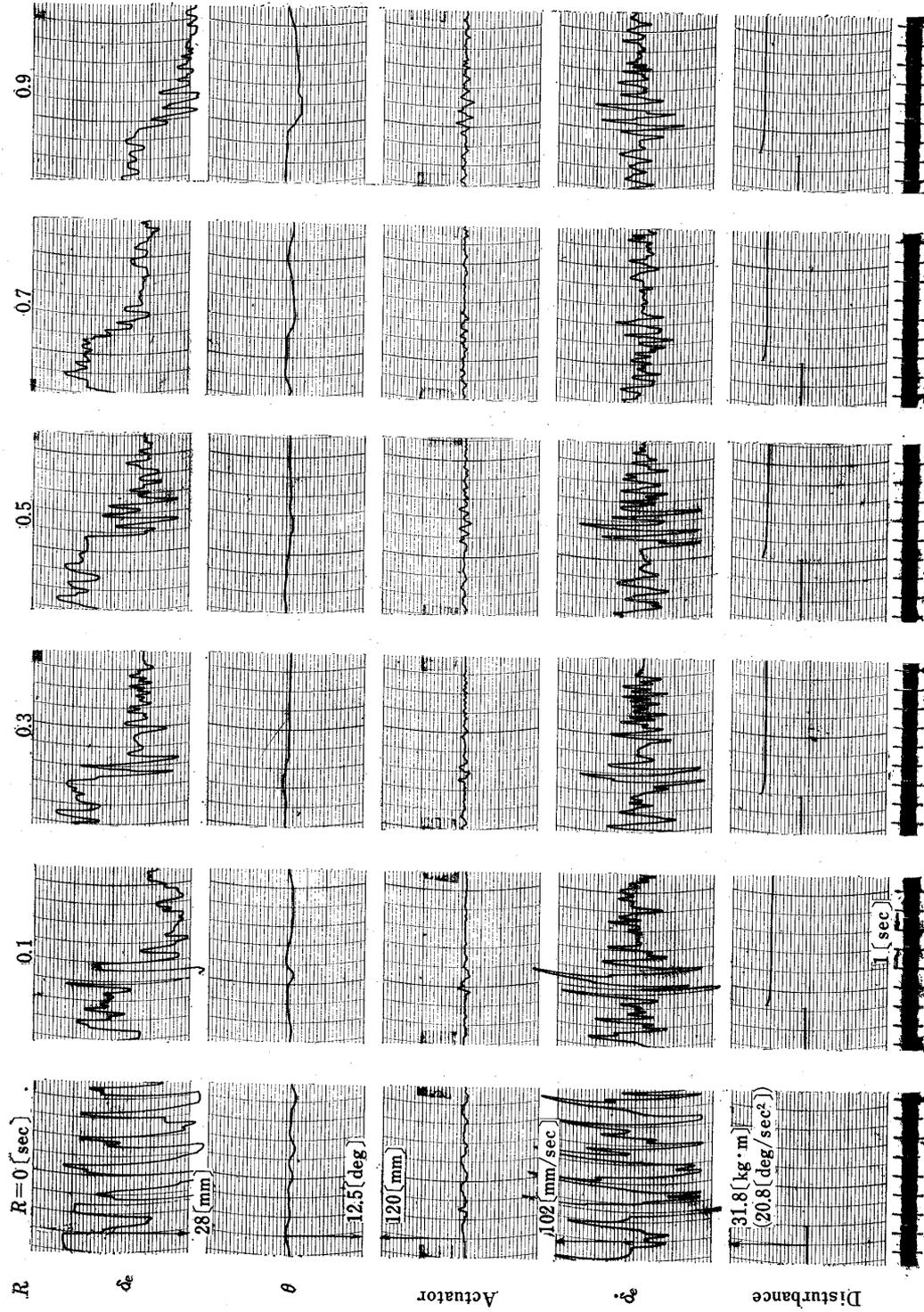


図 2.4 Stabilizing or damping effects of introducing stick rate signal. (Step disturbance).

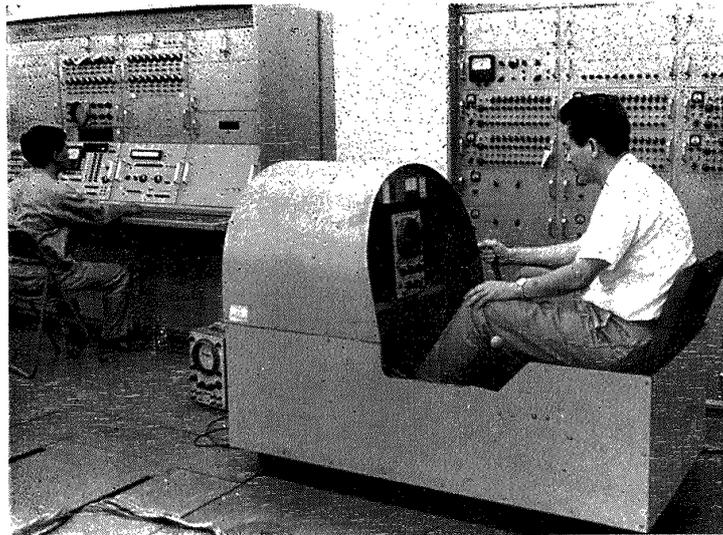


図 2.5 Stationary cockpit and analog computers.

発生させるためには、機械的な微分機構は用いず、アナログ計算機により操縦桿信号（電気信号）を時定数 0.1秒の不完全微分回路  $s/(1+0.1s)$  で微分した。時定数は電気的にはもっと小さくできるが、機械的微分機構の実現性も考慮してこの値を選んだ。

#### 2.1.1 実験の種類，方法

操縦者はパイロットとしての経験のない研究員をあてた。操縦者に課せられた仕事は機体を水平姿勢に保持し、次に  $10^\circ$  のステップ操舵を行なって  $10^\circ$  のピッチ姿勢を保持し、再び水平にもどすことである。もう一つは SAS のアクチュエータにアナログ計算機からステップ状の外乱を与え、それに対して操縦者は姿勢を水平に保持することである。なお操縦桿の単位の動き (1 mm) に対する角加速度  $A$  は  $0.081$  [rad/sec<sup>2</sup>/mm] で、最大  $1.5$  [rad/sec<sup>2</sup>] である。

#### 2.1.2 実験結果

まずアイアンバード装置が実験装置としてどの程度に VTOL 機の高バリング状態を模擬するか、すなわち回転運動に対して空気力以外に大きな回転摩擦とかその他の非線形特性を含むかどうかを確認するためにレートジャイロのほかに姿勢をもポテンシオメータで検出フィードバックした ASE (自動安定装置) 回路を構成して実験した。図 2.2 の上半分はレートジャイロのゲインによってダンピング比を変えて (二次系とみなして) 操縦桿をステップ状\* に動かした場合のアイアンバードの応答であり、図 2.2 の下半分はアナログ計算機だけによるシミュレーションの結果である。

シミュレーションではアクチュエータの特性を含まないことを念頭に入れると両者はかなり合致し、本装置が純粋な線形系にかなり近いことを示し、後述するシミュレーションの妥当性を表わしている

図 2.3 は 図 1 における操縦桿レート信号の係数  $R$  をパラメータにした  $10^\circ$  のステップ操舵である。この図から、操縦者の腕の動き  $\delta_e$  が  $R$  の導入によって著しく減少することがわかり、しかも  $R$  の増大とともに  $\delta_e$  は一層減少する。これによって操縦が容易になることが推察される。姿勢保持の精度と  $R$  の関係は一見したところでは判然としない。

図 2.4 は最大制御モーメントの 25% 相当のステップ外乱を加えた場合である。この場合にも  $R$  の導入によって  $\delta_e$  が著しく減少し操縦が容易になることが推察される。 $R$  の増大と  $\delta_e$  の減少の傾向はステップ操舵の場合と同様である。姿勢保持の精度と  $R$  の関係は同様に判然としない。

## 2.2 固定操縦席によるシミュレーション

アイアンバード装置での実験では実験場所の環境のためにデータの計測に限度があり、操縦桿の動き、姿勢、ノズル開閉用アクチュエータの動きなどの記録のみにとどまった。レート信号の効果を定量的に知るために各種の計測装置や大型アナログ計算機のある実験室で固定操縦席を使って実験した。もちろん固定操縦

\* この応答は完全なステップ応答ではなく、近似的なステップ応答なのでオーバーシュートの程度は完全なステップの場合と異なる。

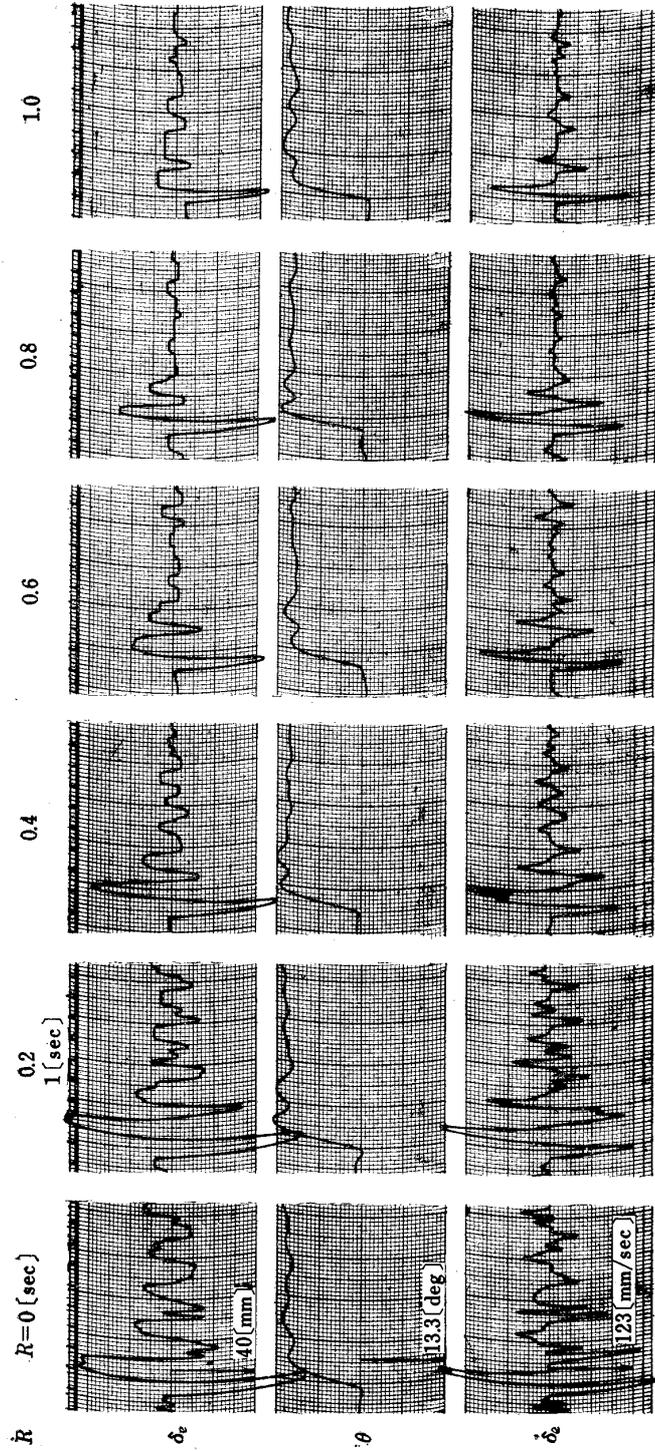


図 2.6 Experiments using a stationary cockpit. (10 deg. step steering, M-Pilot).

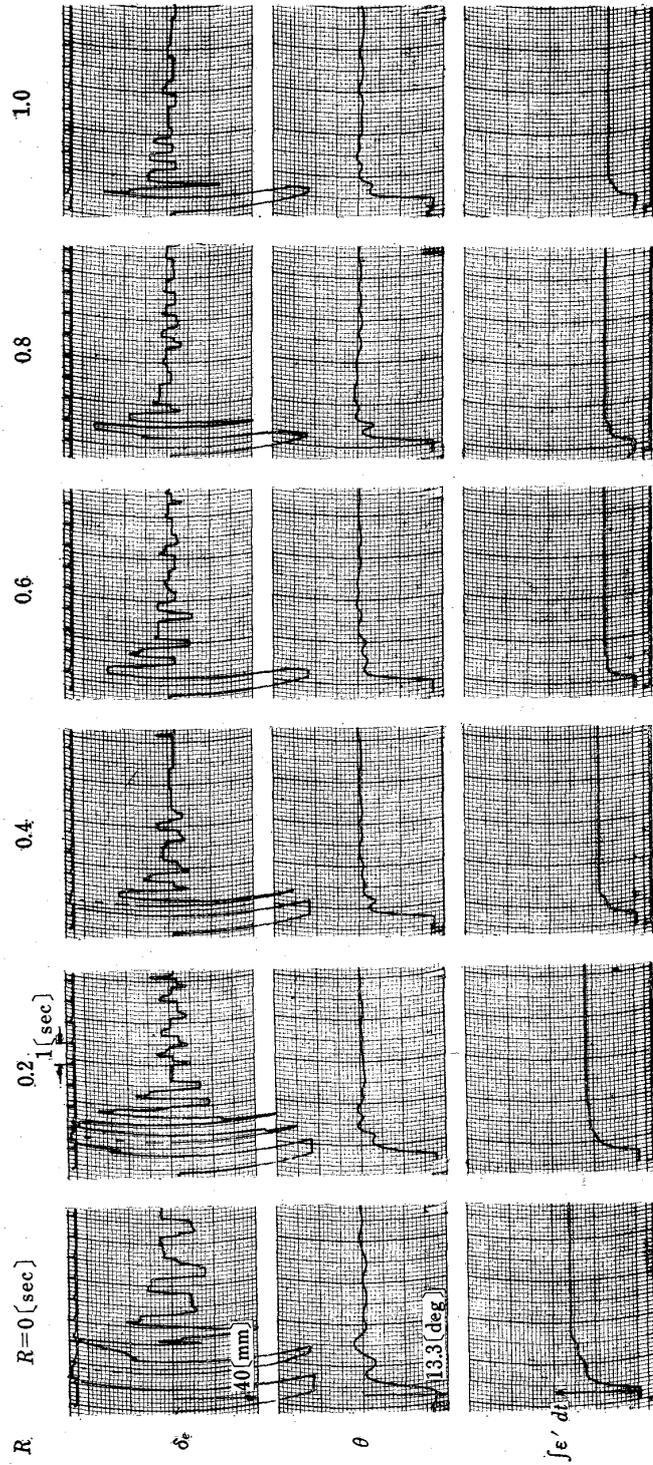


図 2.7 Time integration of attitude error. (10 deg. step steering, stationary cockpit, C-Pilot).

席と可動操縦席とは motion cue その他の関係から実験結果を同一のものとして結論を下すのは問題であるが、ある程度の推論は下せるものと思われる。ここでは図 2.5 に示す固定操縦席とアナログ計算機、雑音発生器と結合して、指定した姿勢からの誤差、外乱による誤差の時間積分値を計算してレート信号のない場合と比較した。

固定操縦席に水平儀の代わりにオシロスコープを搭載し、水平な掃引信号の上下動でピッチ角を操縦者が感知できるようにしてアナログ計算機と接続し、アイアンバードでの実験と同様な実験を行なった結果が図 2.6 である。この場合の操舵波形は図 2.3 の場合とは相当に異なってくる。すなわち固定操縦席の場合には機体の動きによる motion cue が全くないので、 $R$  の存在しない場合には最初のうちはしばらく操縦が不能であった。しばらく練習した後、操舵法としてパルス幅変調のようなやり方が割合に有効らしいということを感じたようである。この場合にも姿勢の誤差は殆ど改善が見られないが、操舵の動きはアイアンバード程ではないが改善が見られる。

図 2.7 は初期値  $10^\circ$  を与え、その姿勢からできるだけ速く水平姿勢にもどしてその姿勢をできるだけ正確に水平保持するように命じた場合の結果である。この図から  $R$  の効果の様子が、とくに姿勢誤差の積分値にはっきり現われている。この図における姿勢誤差積分の integrand  $\epsilon'$  は図 2.8 に示すように  $\pm 1^\circ$  の不感帯を有する絶対値である。不感帯を与えた理由は、水平儀の代りのオシロスコープの線の太さやドリフトなどの関係のほかに、姿勢を  $\pm 1^\circ$  以内に保持できれば良好であると認められることと、誤差積分値が一定値に落ちつくのを見易くするためである。この実験においてもアイアンバード実験と同様に  $R$  の増加とともに操舵の量が小さくなる。誤差の時間積分値は同一の  $R$  の値でも、最初の操舵（加速）から当て舵（減速）への切り替えるタイミングのバラツキによって姿勢の時間歴がオーバーシュートになったりアンダシュートになったりするので図 2.9 に示すようなバラツキが見られる。図 2.7 はその平均値に近い場合を示したものである。図 2.9 によると（実線は平均値） $R \approx 0.4$  までは改善が見られるがそれ以上ではほとんど一定であり効果が期待できない。

図 2.10 は雑音発生器からの信号を外乱として加えた場合の操縦者の応答で、このときの操縦者の仕事は機体を常にできるだけ水平に保持することである。外乱はテープレコーダに一度録音して使用したので毎回同

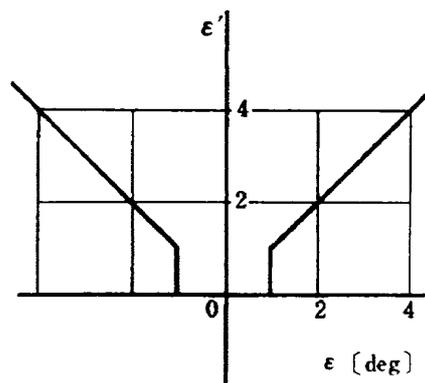


図 2.8 Integrand of error.

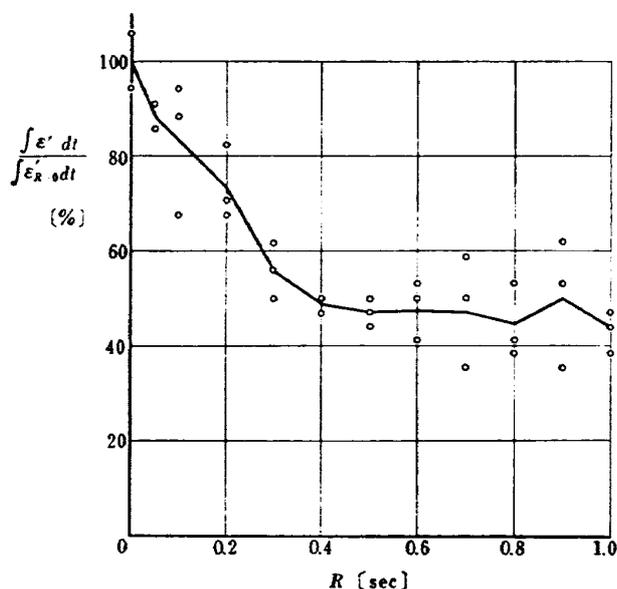


図 2.9 Time integration of attitude error. (Step steering).

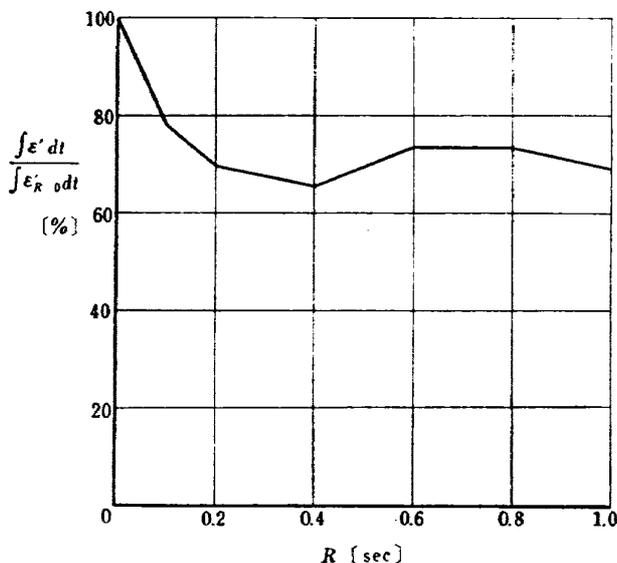


図 2.11 Time integration of attitude error. (Noise disturbance).

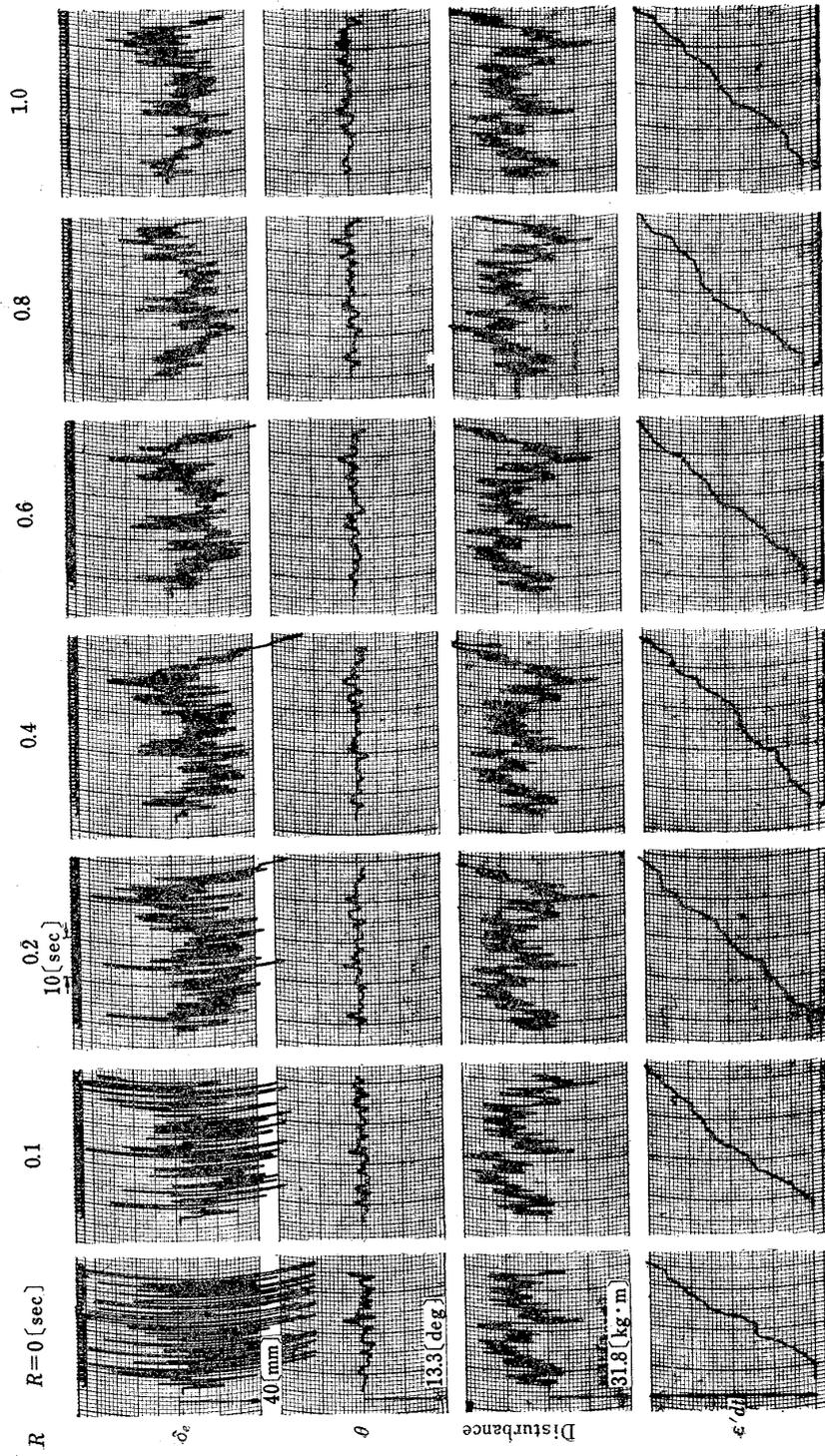


図 2.10 Time integration of attitude error. (Noise disturbance, stationary cockpit, C-pilot).

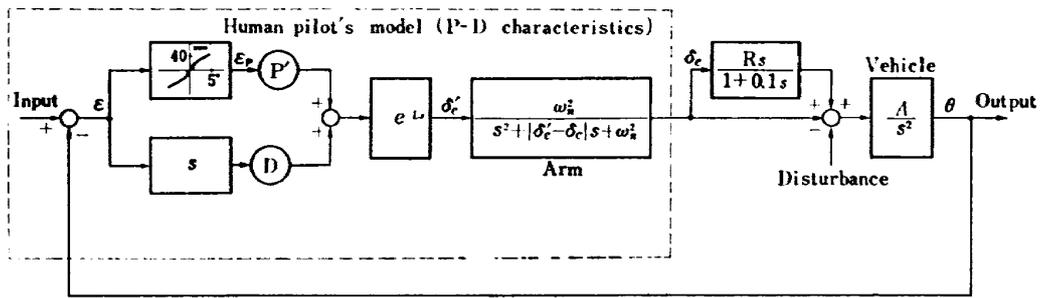


図 3.1 Simulation block diagram including human pilot's P-D model.

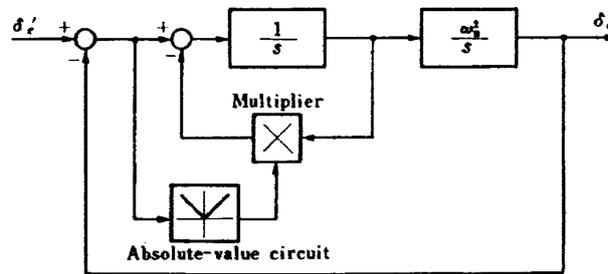


図 3.2 Simulation block diagram of human pilot's arm.

一の外乱であるが  $R=0.8$  の場合だけ装置の異常で多少の差があるが、結果に影響を与えるほどのものではない。この場合の誤差の時間積分は積分値の増大する傾向を見るため図2.8に示す不感帯を $0.5^\circ$ とした。誤差の時間積分値はほとんど直線的に上昇するので、 $R=0$  の場合を基準とする積分値の比としてその平均傾斜の比を求めて示した結果が図2.11である。すなわち固定操縦席の場合には外乱に対してレート信号が姿勢の誤差の改善にも役立ち、操舵の動きも小さくてすむことがわかる。ただし、 $R=0.2$  までは誤差の積分値は顕著に減少するがそれ以上ではあまり効果がなく、むしろ  $R>0.9$  では増大する傾向さえある。

以上、固定操縦席による実験ではステップ操舵および外乱に対する操舵の両者に対して適当と思われる値は図2.11から  $R=0.3\sim 0.4$  であると思われる。

### 3. パイロットのモデルを得る実験

#### 3.1 シミュレーション

レート信号  $R$  の存在がパイロットに対してどのような影響を与えるかを調べるために操舵を模擬したシミュレーション解析を行なった。この解析にはまずパ

イロットのモデルを決定しなければならない。そのためには各種のモデルを想定してアイアンバード実験と同様な記録が得られるようにアナログ計算機で組んだモデルのパラメータを調整して合わせるいわゆるアナログマッチングが必要である。パラメータの数が少なければアナログマッチングは比較的容易であるが、実際にはパラメータの数が多く、またパイロットには何らかの非線形性が含まれると考えられるのでアナログマッチングにはぼう大な回数の試行錯誤が必要となってほとんど不可能に近い。この難問題を解決するためにはパイロットのモデルとして適当と思われるものを想定し、非線形性にも適当なものを想定することによってアナログマッチングの範囲を大幅に狭めることが必要である。

パイロットのモデルは文献<sup>9)-9)</sup>によるといろいろあるが、Henderson はそのモデルを  $K(1+T_1s)e^{-T_2s}/(s^2+2\alpha s+\omega_0^2)$  と定め、 $T$  をむだ時間、 $T_1$  を誤差の変化に比例する速度係数、 $1/(s^2+2\alpha s+\omega_0^2)$  は腕の運動を表わす項と呼び、 $T=0.17$  sec、 $T_1=4.5$  sec、 $\alpha=11.6$ 、 $\omega_0^2=240$ 、という値を与えている。これに対し筆者等はアイアンバード実験に合わせるため多少変

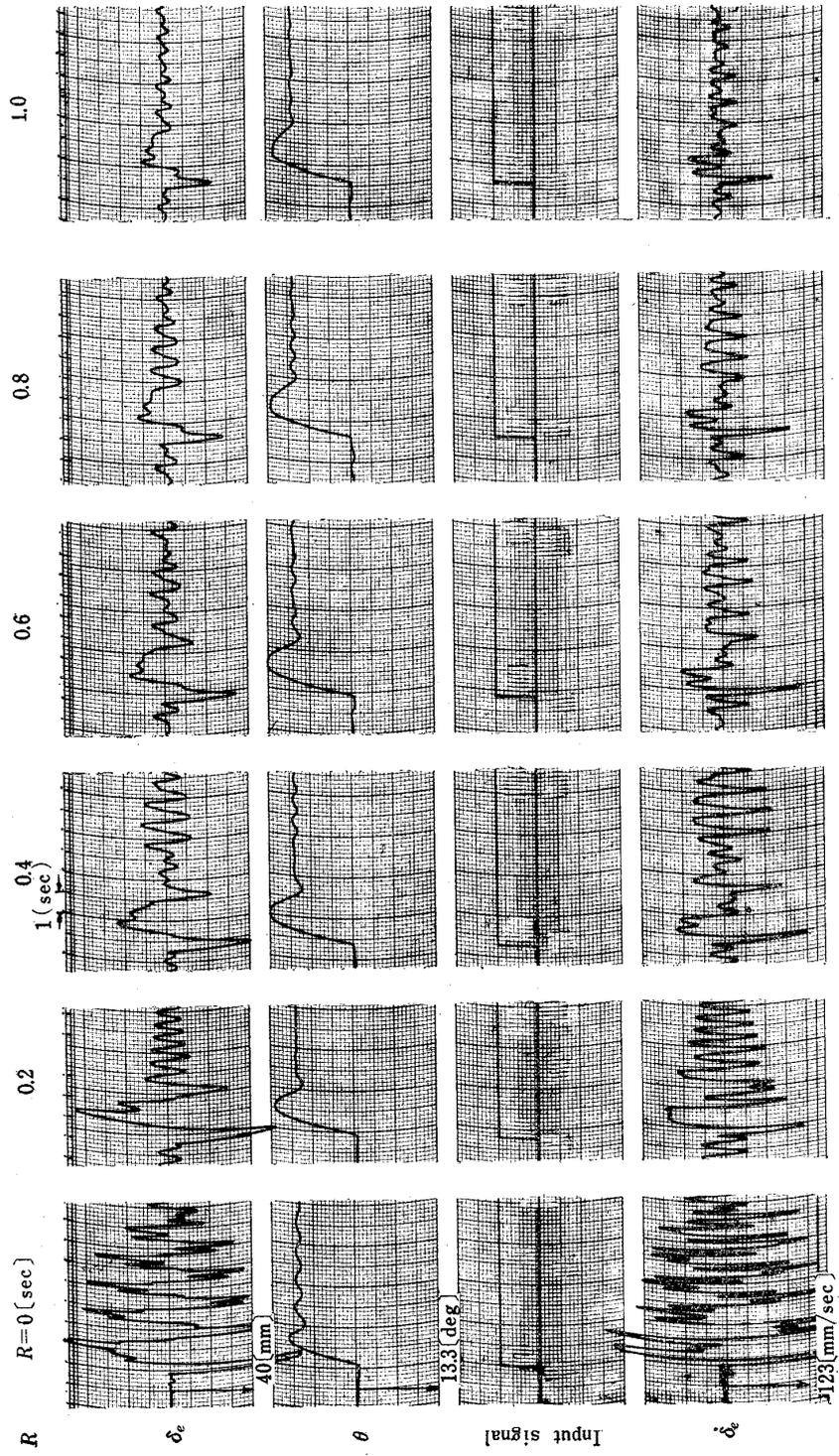


図 3.3 10 deg. step steering response of simulated system with P-D model. ( $L=0.1$  [sec],  $\omega_n=20\sim 14$  [rad/sec])

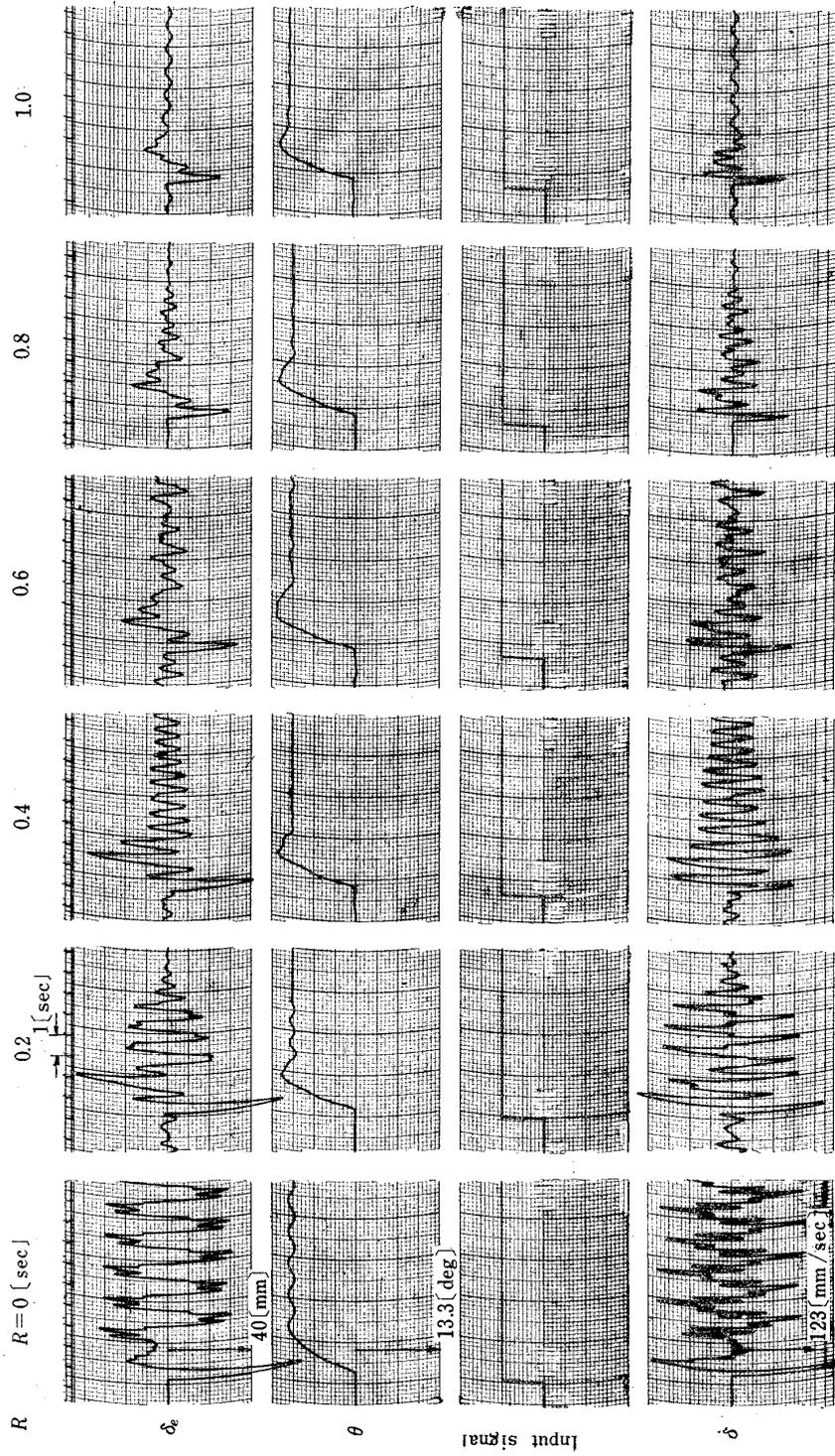


図 3.4 10 deg. step steering response of simulated system with P-D model. ( $L=0.2$  [sec],  $\omega_n=20\sim 14$  [rad/sec])

えて図 3.1 のようなモデルを想定した\*。その理由は線形の比例動作係数  $P$  や微分動作係数  $D$  だけでは極めて簡単に定常状態に収束し、2章の図のような  $\delta$  や  $\theta$  の振動は定常的に全く存在しなくなってしまう。そこで何らかの振動となるべき原因が存在するはずであると考へて検討した結果、2章のアイアンバード実験結果で得られる  $\delta$  の振動は一種のリミットサイクルであると考えられ、その原因としてはむだ時間とオンオフ特性に近いゲインまたは非線形比例動作特性によるものと考えられるからである。パイロットの自発的操舵は図 3.1 の左端への入力 (Input) で与えられる。なお、図 2.3 の  $R=0$  の場合をよく見ると、 $\delta$  の振動は低周波の上に高周波の振動が重なっているように見えるが、これは低周波の振動が頭の中で考えたいわば腕への入力信号に相当する部分であり、高周波分が腕のサーボ機構としての振動特性から生じたもののように考えられる。搭乗した操縦者によれば単純な腕のサーボ機構としての振動特性も多少あるが、その他に適応制御のための探りの操舵のような動きもあるようである。簡単な数式で表現できるような単純なものでないことは想像できるが、ここでは簡単のために腕の特性を図 3.1 または図 3.2 に示すような二次系とした。この二次系はサーボ機構としての誤差の絶対値に比例するダンピングを与えてある。その理由はこの実験においては、誤差のないような状態にあるときに操縦者が最も探り操舵を必要とするように考えられ、逆に誤差の大きい場合には操舵も大きいのでその上に探り操舵を加えて操舵をこれ以上振動的にする必要がないと考えられたからである。結局、図 3.1 でのパラメータには比例動作係数の非線形特性、 $P'$ 、 $D$ 、むだ時間  $L$ 、腕の  $\omega_n$  が含まれるが、簡単のために  $L$  は 0.1 秒および 0.2 秒の 2 種類、 $\omega_n$  は文献<sup>7)</sup> を参考に、 $R=0$  の時のみ  $\omega_n=20$  [rad/sec]、その他では  $\omega_n=14$  [rad/sec] とし\*\*  $P$  の非線形特性では不感帯を約  $0.5^\circ$  に決め、可変パラメータとして、 $P$  の非線形特性のほかに  $P'$ 、 $D$  だけとした。アナログマッチングの結果を図 3.3 (むだ時間  $L=0.1$  秒) と図 3.4 ( $L=0.2$  秒) に示した。マッチン

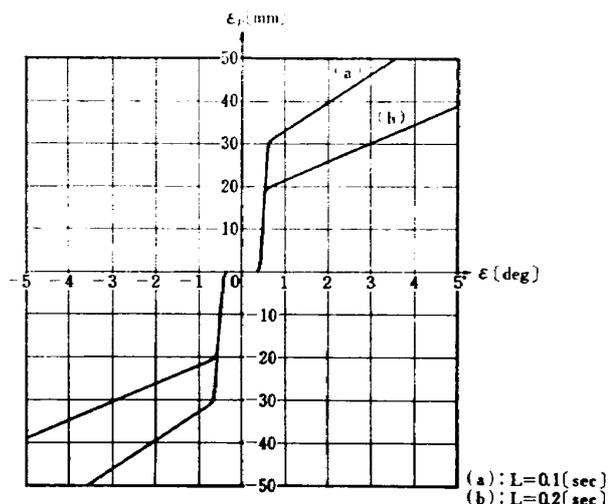


図 3.5 Nonlinear characteristics of coefficient  $P$ . ( $R=0$ ,  $P$ - $D$  model)

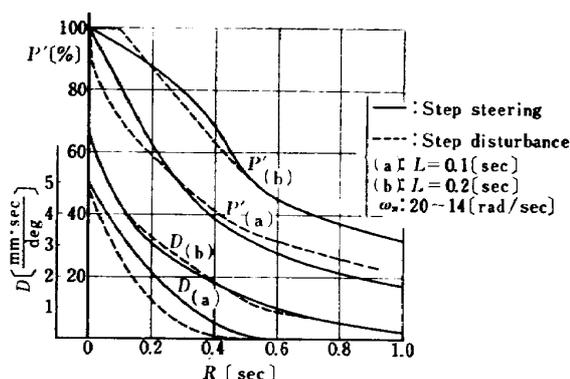


図 3.6  $P'$ - $D$  vs.  $R$  curves.

\* 図 3.1 に示すように、ここでは比例動作係数  $P$  は不感帯を含む  $\varepsilon$  の非線形関数と減衰器  $P'$  との積であるとする。また  $\varepsilon$  の非線形関数は簡単のため、むだ時間以外のパラメータには無関係に一定であるとする (後述 3.1 式)。

\*\* アイアンバードでの実験結果と合わせるために  $\omega_n$  として  $20$  [rad/sec] 前後の値を試した結果、この値となった。

グは完全な定常状態ではなく、ステップ印加からしばらく経過した準定常状態の再現に重点を置いたので姿勢のオーバシュートなどは図 2.3 の実験結果と多少異なる。マッチングの結果、比例動作係数の非線形特性の詳細は図 3.5 に示すような特性を有するものとなった。また、 $R$  に対する比例動作係数の線形係数  $P'$  と微分動作係数  $D$  の値の変化を図 3.6 に示す。このアナログマッチングにおいては簡単のために非線形特性は  $D$  には含ませずに  $P$  のみに含ませた。すなわち比例動作係数  $P$  はレート信号  $R$  と誤差  $\varepsilon$  との非線形関数とし、これを  $R$  のみの関数で  $\varepsilon$  に無関係な部分  $P'(R)$  と  $R$  に無関係で  $\varepsilon$  のみの非線形関数  $\varepsilon_p(\varepsilon)$  とに分割し

$$P(R, \varepsilon) = P'(R) \cdot \varepsilon_p(\varepsilon) [\text{mm/deg}] \quad (3.1)$$

とにおいてアイアンバードでの実験結果図 2.3 と合うようにマッチングを行なったものである。 $D$  についても同様に非線形性を考えることができるが、前述の (1.2) 式でも示したように、 $R$  が存在すれば  $P$  が線形であ

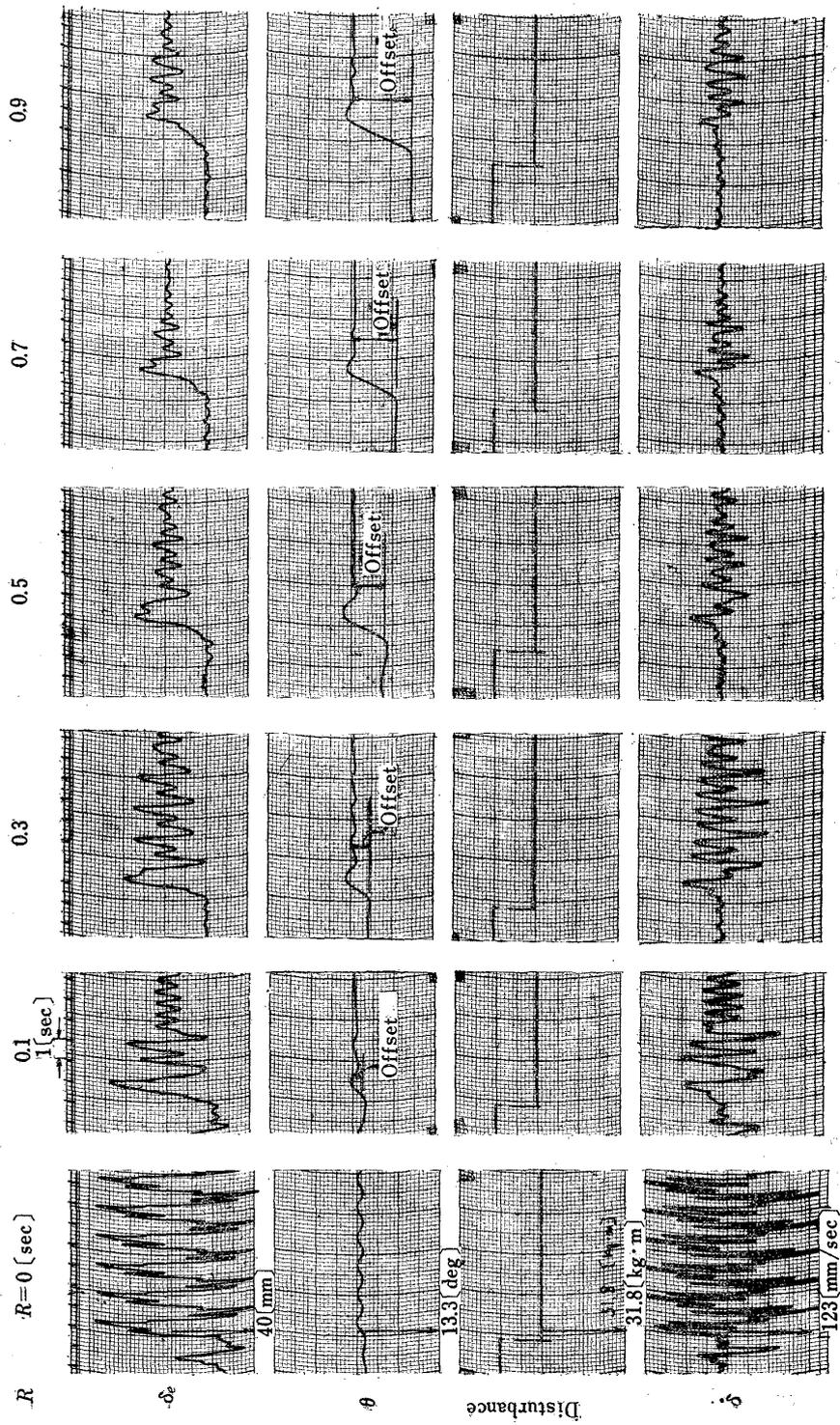


図 3.7 Step disturbance response of simulated system with P-D model. ( $L=0.1$  [sec],  $\omega_n=20\sim 14$  [rad/sec])

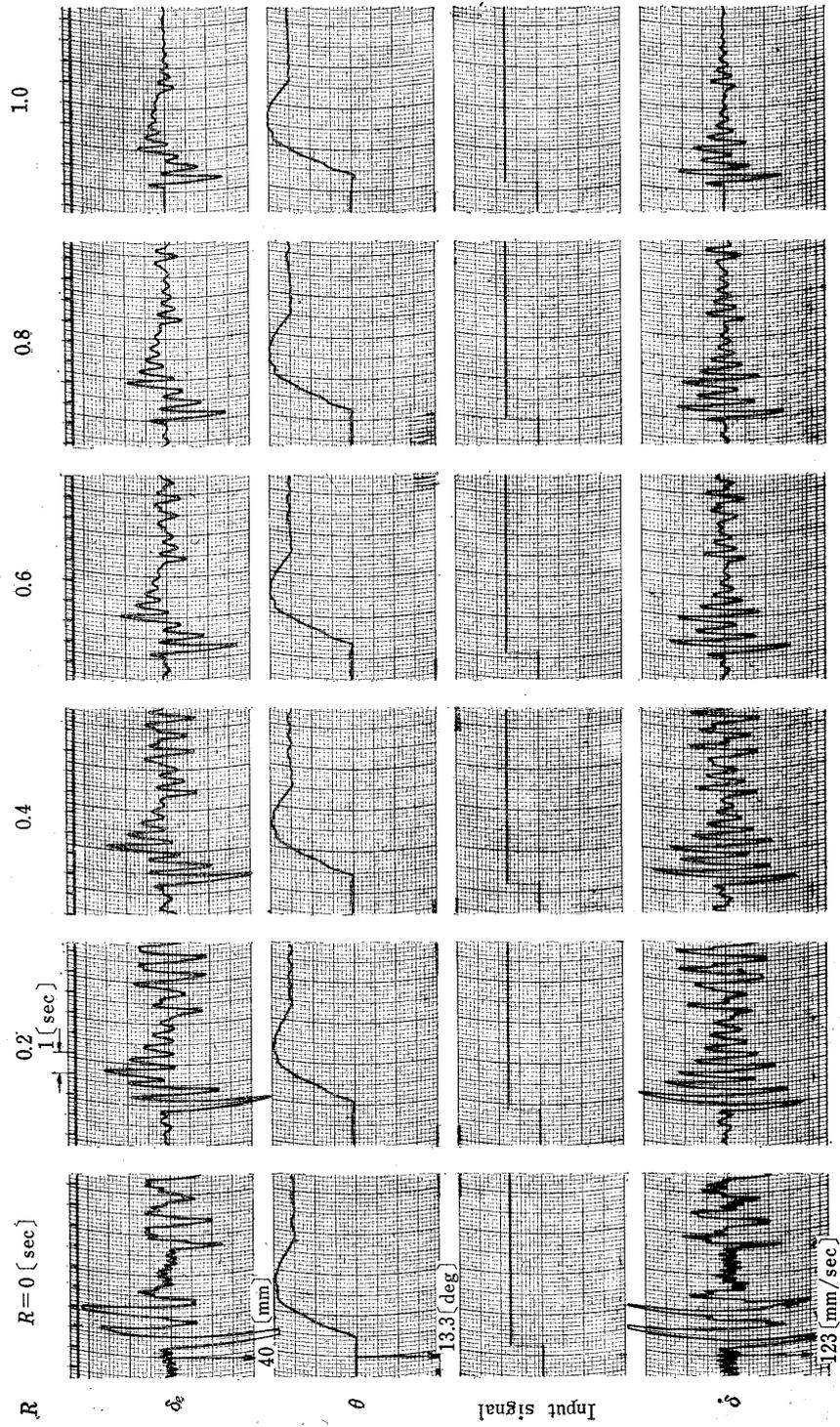


図 3.9 10 deg. step steering response of simulated system with P-I-D model, ( $L=0.2$  [sec],  $\omega_n=20\sim14$  [rad/sec]).

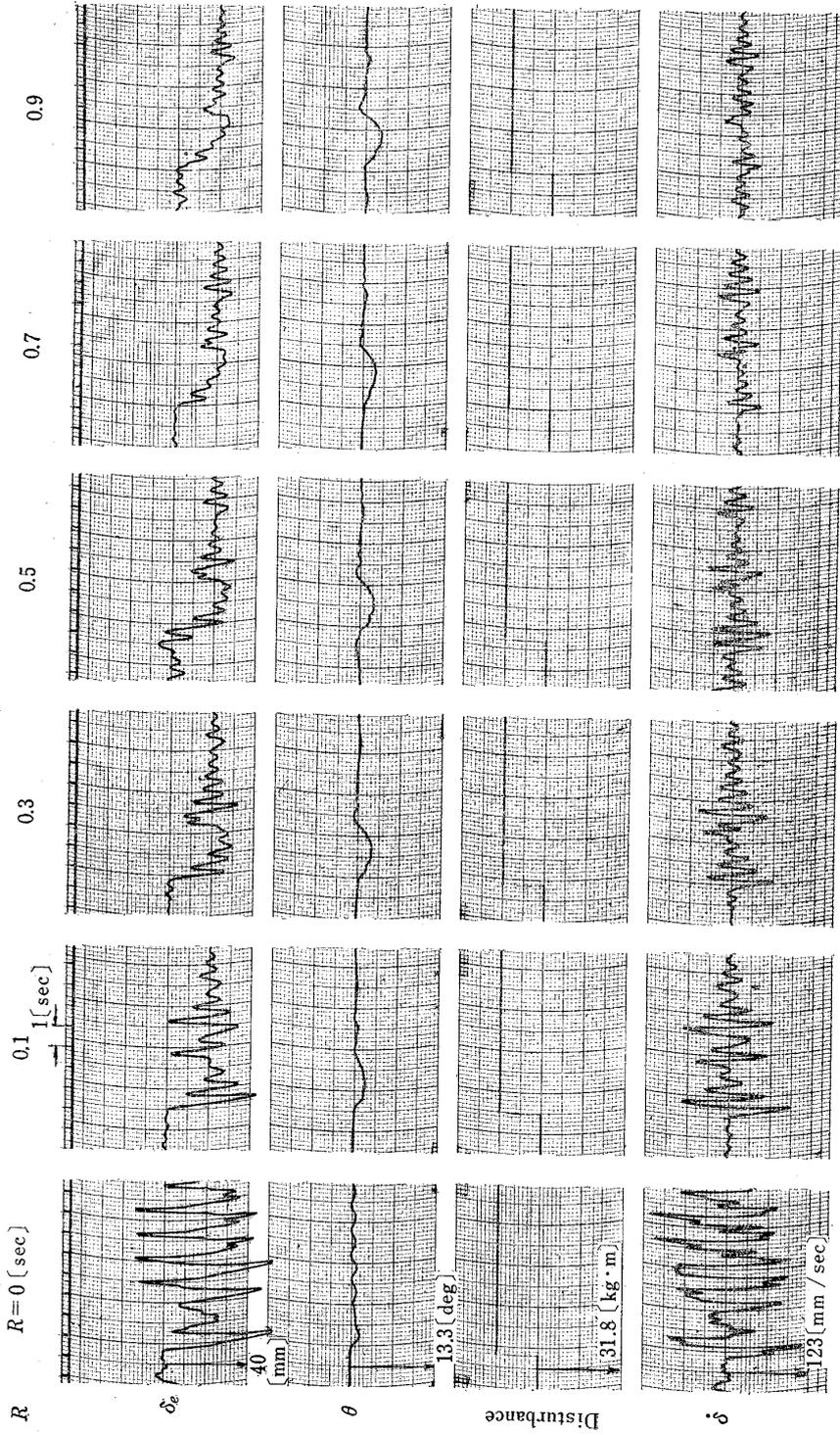


図 3.10 Step disturbance response of simulated system with P-I-D model. ( $L=0.2$ [sec],  $\omega_n=20\sim14$  [rad/sec])

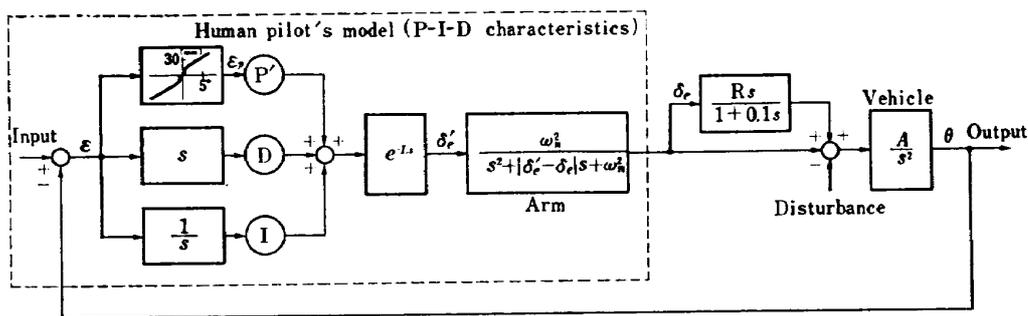


図 3.8 Simulation block diagram including human pilot's P-I-D model.

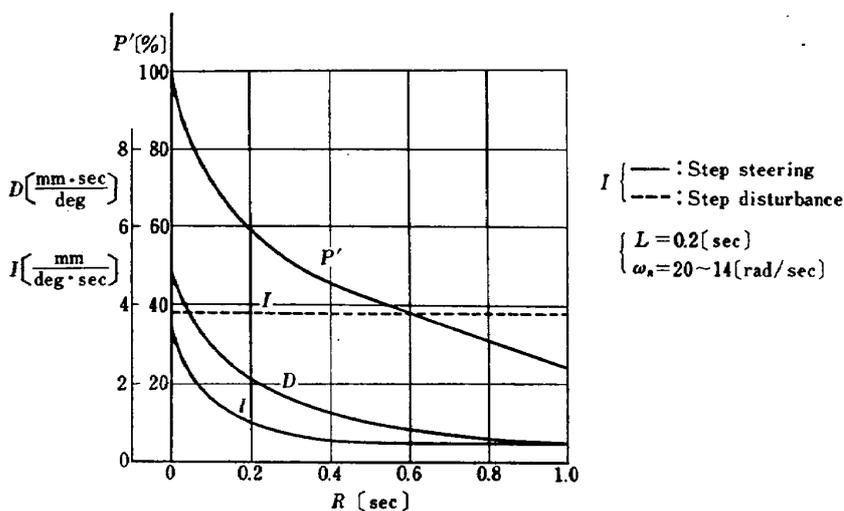


図 3.11 P'-I-D vs. R curves.

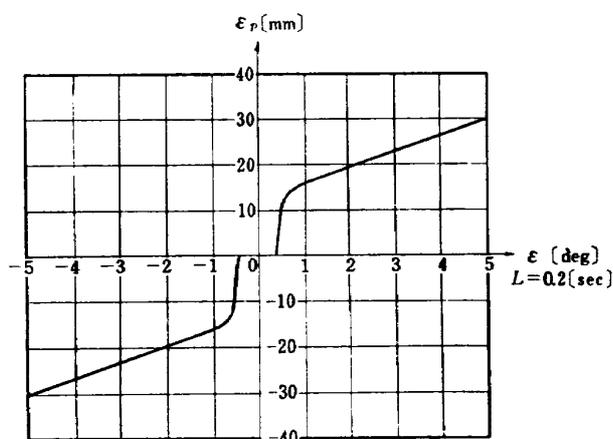


図 3.12 Nonlinear characteristic of coefficient P (R=0, P-I-D model).

りさえすれば安定な系となるはずであるから、 $R$ の導入によって $D$ の量は存在しても比較的量的には少ないと考えられることと、パラメータの数を減らして単純化するために $D$ の非線形性は除外した。

これらの結果から、レート信号係数 $R$ が増大するにつれて当然ながら操縦者の微分動作量 $D$ が急激に減少する。同時に興味のあることは比例動作量 $P$ も大幅に減少することである。この比例動作量は応答の速さを示すものであるから\*、 $R$ の増大とともに $P$ が減少するという事は操縦者の動きが鈍い、すなわちゆったりした状態に移ることを示している。アイアンバードの実験においては各実験ごとに毎回約4~5回の練習を行なった。練習によって慣れて来ると姿勢の制御がよくなり、 $\delta$ の動きも小さくなる。その原因は慣れるに従って図3.5に示すような非線形性が減少する。すなわち不感帯からの急激な立上がりりがゆるくなって曲線の折れ点の角がとれてくるためと思われる。このことは図示していないが、シミュレーションでも確認された。図3.6によれば、むだ時間が多いと $R$ による $P$ や $D$ の減少効果が小さくなる。

### 3.2 パイロットの積分動作の検討

前節までの記述ではパイロットのモデルに積分要素を含まなかったが、パイロットが外乱に対して動作する場合にはこの積分動作が必要である。以下、積分動作について検討してみる。

前節のモデルによる操舵シミュレーションはステップ操舵に対してはほぼ満足できるが、外乱応答に対しては図3.7に見られるようにステップ外乱が加えられると過渡時はもちろん定常時においても姿勢を零レベルに保持できずオフセットを生ずる\*\*。アイアンバード実験の図2.4を見ればわかるように、操縦者は外乱が加えられると時間遅れがあるから過渡時には姿勢を零レベルからずらしても、定常時になれば姿勢を零レベルに保持する。この点前章のモデルでは姿勢が著しく異なる。アイアンバード実験と合致させるためにはパイロットのモデルの要素に比例動作、微分動作のほか積分動作を加える必要がある。この積分動作を加えたモデルを図3.8に示す。このモデルによるステップ応答を図3.9に、外乱応答を図3.10に示す。これらの

\* 二次系の場合には比例動作量は角周波数の自乗に比例する。

\*\* オフセットの量はループゲインに反比例する。ループゲインは $P'$ に比例し、 $P'$ は図3.6からわかるように $R$ とともに減少する。したがって、オフセットの量は $R$ とともに増大する。

応答の $R$ に対する $P'$ 、 $I$ 、 $D$ 特性を図3.11に、 $P$ の非線形特性を図3.12に示したが、これらは前節の場合と同様にぼう大な回数にわたるアナログマッチングの結果得られたものである。図3.11では、 $I$ の値として外乱応答の場合には $R$ に対して一定としたが、ステップ操舵の場合には $I$ の存在のためにマッチングが困難になり、強いてマッチングした結果が図3.9と図3.11であって、むしろ $I$ のない方がオーバシュートも少なく、アイアンバード実験に合致するように思える。これらのことから操縦者はステップ操舵のように自分から意識して操舵する場合には積分動作を伴わないが、外乱応答ではどのような外乱がどのような形で印加されるかわからないために、外乱が印加されても操舵をおそるおそるとして姿勢をゼロに戻すことになって積分動作をするものと思われる。なお、 $P$ と $D$ の値は簡単のためステップ操舵と外乱応答とではともに同一の値として $I$ のみのマッチングを行なった。 $I$ を含まない図3.5の $P$ と、 $I$ を含む図3.12の $P$ の特性を比較すると、明らかに $I$ を含む方が小さい値を示し、この実験では外乱に対するよりもステップ操舵の方が緊張を要したことに示している\*\*\*。

## 4. む す び

VTOL機のホバリング時に操舵信号に操縦桿のレート信号を加えることによって安定増大効果が得られることと、レート信号と安定効果と操縦性との関係をアイアンバード実験によって求めた。次に固定操縦席を用いてレート信号と操舵の関係を姿勢誤差の各評価によって定量的に求めた。その結果、レート信号 $R$ は0.2以上ではほとんど大差なく、0.4~0.6が最適な値であると思われる。操舵のシミュレーションによって、人間パイロットの等価伝達関数は、外乱に対しては積分要素があることがわかり、すなわち比例動作 $P$ 、微分動作 $D$ 、積分動作 $I$ の3者と腕の特性を含む系を構成し、外乱に対してアイアンバード実験とかなり良好な一致を見ることができた。操縦のしやすさに関連のあるこれらの各 $P$ 、 $I$ 、 $D$ 要素の係数をアナログマッチング法によって $P$ の非線形性も含めて定量的に知ることができ、レート信号との関係も得られた。すなわちレート信号の増加に従って $P$ 、 $D$ ともに減少し、し

\*\*\* この原因はステップ操舵に対しては最短時間制御で誤差の少ない制御を要求したのに対し、ステップ外乱では外乱の性質が既知で、しかも図2.4の $R=0.7$ 、 $R=0.9$ の場合に見られるように誤差をあまり気にしていないことによると思われる。

かもレート信号の有無の差は著しい。したがってたとえば機械的な方法でレート信号の発生および重ね合わせの機構を作っておけば、通常の電気を主体とする安定装置の故障時にそれにとって代る独立な別系統の安定装置として使えるので、故障に対する多重化の問題の一解決案となるであろう。

最後にこの実験は自動制御第1研究室森 幹彦, 小川敏雄, 中野佳直の各技官の協力によって行なわれたことを付記して謝意を表す。

## 文 献

- 1) K. J. Holden; The Effects of Introducing a Restoring Moment Proportional to Stick Velocity on Hovering of an Unstabilised Jet-Lift Aircraft, the Aeronautical Quarterly (1964/2) pp. 53—71.
- 2) W. B. Morris et al; Moving-Base Simulator Study of an All-Mechanical Control System for VTOL Aircraft, J. Aircraft, Vol. 1, No. 1 (1964/1—2) pp. 41—71.
- 3) W. B. Morris; All Mechanical Primary Flight Control System for VTOL/STOL Aircraft, S. A. E. 508D (1962/4).
- 4) 機体第一部・計測部・原動機部; 可動アイアンバードの構造および機能, 航技研資料TM-71 (1965/12).
- 5) Duane T. McRuer et al; Dynamic Response of Human Operators, WADC TR 56-524 (1957/10).
- 6) J. G. Henderson; The Estimation of the Transfer Function of a Correlation Method of Analysis, Ergonomics Vol. 2 (1959/5) pp. 274—286.
- 7) 土屋和夫, 織田守矢; 人間の手動作系伝達関数にあらわれる非線形性について, 制御工学 Vol. 6, (1962/4) pp. 193—200.
- 8) James J. Adams; A Simplified Method for Measuring Human Transfer Functions, NASA TN D-1782 (1963/4).
- 9) 鷲津久一郎, 宮嶋克行; 予測制御について, 第10回宇宙技術講演会講演集, (1967/1) pp. 152—156.

TM-97	高マッハ数風胴について(Ⅱ)	1967年1月	吉永崇井上建二 広田村行楯篤彦 野村月正茂昭相原康 大田月正男治, 博, 孝 近藤月治, 博, 昌, 繁 望藤博昌, 文, 一 五代沢富克宜, 敏 湯武慎, 一, 夫 堀恒, 夫, 林 越恒, 夫, 林 築一, 夫, 洋 中井, 夫, 林 関清子
TM-98	40kWプラズマ発生装置の諸特性	1967年1月	
TM-99	搭載機器用環境試験装置の特性	1967年2月	
TM-100	二連型リフトエンジンの吸込み抵抗	1967年3月	
TM-101	低圧環境下における固体ロケットモータの性能	1967年3月	
TM-102	弾性支持片持板の振動	1967年3月	
TM-103	結合梁の振動について	1967年3月	
TM-104	平板翼模型の固有振動モードの測定	1967年4月	
TM-105	非定常境界層方程式を含む放物型微積分方程式の数値解法	1967年4月	
TM-106	動安定微係数測定用風胴天秤について	1967年5月	
TM-107	プロペラ後流偏向型STOL機の風胴試験(Ⅱ)	1967年6月	
TM-108	インダクタンス型小型圧力変換器の試作とその応用	1967年7月	
TM-109	ロケットの飛しょう径路計算のためのプログラム	1967年7月	
TM-110	二次元スラットおよびスロテッドフラップの実験的研究(Ⅰ)	1967年8月	
TM-111	リフトジェットVTOL機の離陸径路に関する近似解	1967年8月	
TM-112	極超音速風洞ペブル加熱器の特性	1967年8月	
TM-113	リフトジェットエンジン試験設備(Ⅱ)	1967年9月	
TM-114	五段遷音速軸流圧縮機の空力設計	1967年9月	
TM-115	燃料蒸発管に関する研究(Ⅰ)	1967年9月	
TM-116	高負荷燃焼器の空気孔からの流れについて(Ⅰ)	1967年9月	
TM-117	ロケット用テレメータ機上装置の集積回路化	1967年9月	

注：欠番は配布先を限定したもの

## 航空宇宙技術研究所資料118号

昭和42年9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)

印刷所 一誠社綜合印刷株式会社  
東京都武蔵野市御殿山1-6-10

