

UDC 629.7.062.2  
629.7.017.2  
629.7.014.16

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-159

可動アイアンバードによる姿勢制御の実験

西村博史・藤枝郭俊

1969年5月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-120	円錐管レンズの設計とその応用	1967年11月	山中 龍夫, 奥 岨 澄 男
TM-121	大きなマトリクスの逆行列計算および 連立一次方程式の計算のためのプロ グラミング技術	1967年11月	戸 川 隼 人, 戸 川 保 子
TM-122	NAL-7-P ロケットの強度および燃焼 試験結果	1967年11月	竹 中 幸 彦, 古 田 敏 康 小 川 鉦 一, 朝 田 洋 雄 豊 原 恒 彦, 五 代 富 文 湯 沢 克 宜, 村 久 男 藤 克 弥
TM-123	“NAL-16・31” および “NAL-25・31” 二段ロケットの振動試験	1967年11月	中 井 暎 一, 古 関 昌 次 田 寺 木 一, 高 木 俊 朗 安 藤 泰 勝, 岸 正 勝, 森 田 甫 之 峯 太 田 幹 雄 菊 地 孝 男
TM-124	吹出式超音速風胴の集合胴圧力制御に ついて	1967年12月	外 立 政 隆, 近 藤 洋 史 原 亘 利
TM-125	航技研 1 m × 1 m 吹出式超音速風胴に おけるハーフモデル試験について	1968年 2 月	石 原 久 蔵, 原 亘 利 榊 原 盛 三, 関 根 英 夫
TM-127	2024-T 3 アルミニウム合金の3-bay有 孔補強平板の軸荷重による疲労特性	1968年 4 月	飯 田 宗 四 郎, 猿 本 光 明 斉 藤 信 一 郎
TM-130	リフトエンジンの自然吸込みについて	1968年 4 月	近 藤 博, 大 城 章 一 郎
TM-131	遷音速タービン翼列二次元試験(Ⅲ)	1968年 5 月	近 藤 博, 養 田 光 弘 山 崎 紀 雄, 古 川 昇
TM-132	行列の最小固有値の一計算法	1968年 5 月	戸 川 隼 人, 戸 川 保 子
TM-133	フィラメント・ワインディング円筒の 強度特性に関する研究	1968年 5 月	竹 中 幸 彦, 斉 藤 浩 一 古 田 敏 康, 川 島 矩 郎 三 本 木 茂 夫, 小 川 鉦 一 越 出 慎 一, 朝 田 洋 雄 熊 倉 郁 夫, 大 竹 邦 彦
TM-134	AGARD 標準模型HB-1, HB-2 の 超音速風胴試験	1968年 5 月	斉 藤 秀 夫, 石 原 久 蔵 原 亘 利, 野 田 順 一 関 根 英 夫
TM-135	歪ゲージの自己加熱による歪ドリフト	1968年 5 月	小 川 鉦 一, 遠 藤 修 司
TM-136	“NAL-16・31” および “NAL-25・31” 二段ロケット結合部の曲げ剛性試験	1968年 5 月	中 井 暎 一, 飯 田 宗 四 郎 高 木 俊 朗, 安 藤 泰 勝 菊 地 孝 男
TM-137	ロケットの三次元の運動の方程式およ び HITAC 5020 による軌道計算の ためのプログラム	1968年 5 月	毛 利 浩
TM-138	片持板の振動解析に関する考察	1968年 6 月	塙 武 敏, 越 出 慎 一 林 洋 一
TM-139	薄板構造の疲れき裂伝ば実験	1968年 6 月	竹 内 和 之, 野 原 利 雄 飯 田 宗 四 郎
TM-140	二次元スラットおよびスロツテッドフ ラップの実験的研究(Ⅱ)	1968年 7 月	犬 丸 矩 夫, 北 村 清 美
TM-141	超音速二次元翼列予備実験風胴につい て	1968年 7 月	近 藤 博, 坂 口 一 八 山 優, 高 森 晋
TM-142	二次元スラットおよびスロツテッドフ ラップの実験的研究(Ⅲ)	1968年 7 月	犬 丸 矩 夫, 高 橋 侔
TM-143	端面一体巻きフィラメント・ワインデ ィング容器の静圧強度および疲れ強 度	1968年 8 月	竹 中 幸 彦, 朝 田 洋 雄 野 口 義 男
TM-144	真ひずみ計の試作	1968年 8 月	竹 中 幸 彦, 朝 田 洋 雄 野 口 義 男
TM-145	スピンを伴うロケットの運動を計算す るプログラム	1968年 8 月	戸 川 隼 人, 石 黒 登 美 子 山 本 浩 通

# 可動アイアンバードによる姿勢制御の実験\*

西村 博史\*\*・藤枝 郭俊\*\*

## 概 要

VTOL 機の姿勢制御に自動安定装置が必要なことは論をまたないが、VTOL 機の操縦のむずかしさから現在ではさらにパイロットの操縦性をも考慮した自動安定操縦装置の開発研究が行なわれつつある。しかしその安定操縦性問題の困難さから、現在満足すべきものは見られない。

われわれは一軸まわりの回転自由度をもつ可動アイアンバードと実用的諸機により、1 自由度の自動安定操縦系を構成し、その特性について実験を行なった。

実験は、まず復元力と減衰力を有する自動操縦系について安定性を追求し、つぎに操縦感度のみを変えることができるスティックキャンセラをもったパイロット操縦系を前者に組み入れ、その実効的効果を確認した。

## 1. ま え が き

VTOL 機の操縦装置は、VTOL 機固有の安定性の不足を補うための自動安定装置とパイロットによる操縦のための系統を含む一つのシステムとして発達し、完成されつつある。しかしこのシステムは内部に人間を含むため、また安定性と操縦性という矛盾する要求の両立をはかるためにむずかしい。

たとえば初期には、レートジャイロを用いて減衰力のみを与えたが<sup>1)</sup>、現在ではパーテカルジャイロ、またはレートジャイロによる角速度信号の積分値\*\*\*を用いて十分な復元力を与えるもの、ホバリング時に操縦桿ポジションコントロールから水平飛行時のレートコントロールへオートマチックフェイジング（自動移相）するもの、またステープルプラットフォームを用いるものなどが完成されている。

さらにこの自動安定装置の開発が進むと、つぎの段階として操縦の自動化を考えた自動離着陸装置<sup>2),4)</sup>から自動飛行制御装置\*\*\*\*となるが、これは現在ではま

だ理想の段階である。

そこでわれわれは、装置の構成に際して、パイロットによる操縦系を除いた自動制御系、すなわち復元力と減衰力を有する自動操縦系において、良好な安定性をもたせることをまず考えた。つぎにこの系にスティックキャンセラ（2.2）をもったパイロット操縦系を組み入れて、自動操縦系を自動安定装置として使用できるようにした。このスティックキャンセラは、自動操縦系の特性を変えずに操縦感度を変えることができるので、これによって安定性と操縦性の両立を得ることが期待できる。またスティックキャンセラは、実験時の遠隔操縦や将来の自動操縦の入力点としても有効に活用でき、パイロットの操作入力に対する自動操縦系の反力を緩和、もしくはなくすることができるので、操縦リンクに対して操縦力の非可逆伝達機構を簡単化できる。しかしこのような効果は機体特性、システムを構成する諸機器の特性、他の要素によって大きく影響される。この実験は、自動安定操縦装置に対する前述の考え方ならびに本システムの構成の妥当性を実験的に確認することを主眼にして行なった。

装置は機体として一軸まわりの回転自由度をもつ可動アイアンバード<sup>3)</sup>を用い、レートジャイロ、回転軸ポテンショメータ（姿勢角フィードバック用）、スティックキャンセラ、その他を含む系の各要素を実用的諸機で構成し、基本的な 1 自由度の自動安定操縦系とし

\* 昭和44年2月12日受付

\*\* 新型航空機部

\*\*\* 約10年以前にホバーしたロールスロイスのフライングベッドステッドではトラブルを起こした<sup>2)</sup>。

\*\*\*\* AFCS : Automatic Flight Control System

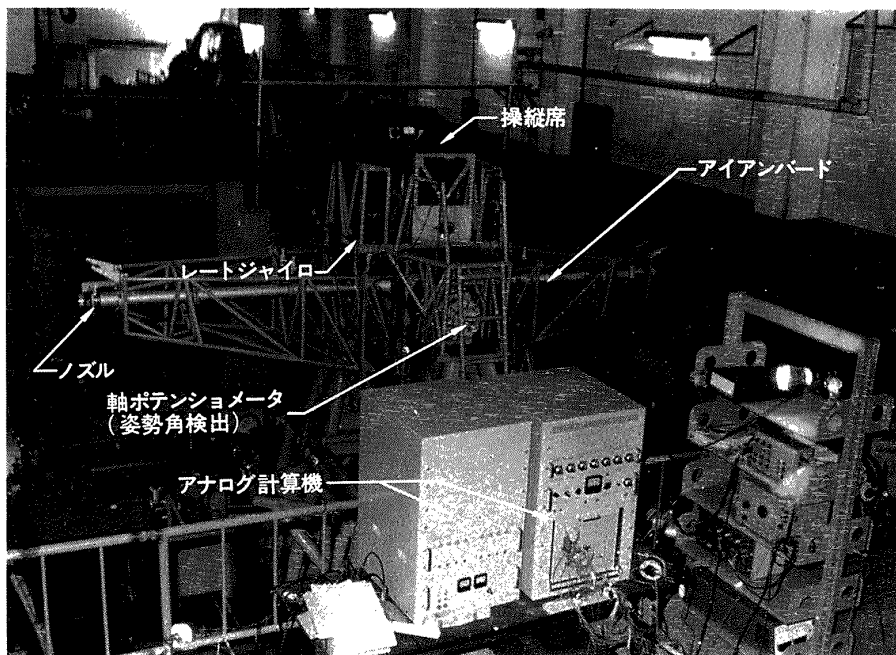


図1 アイアンバード装置

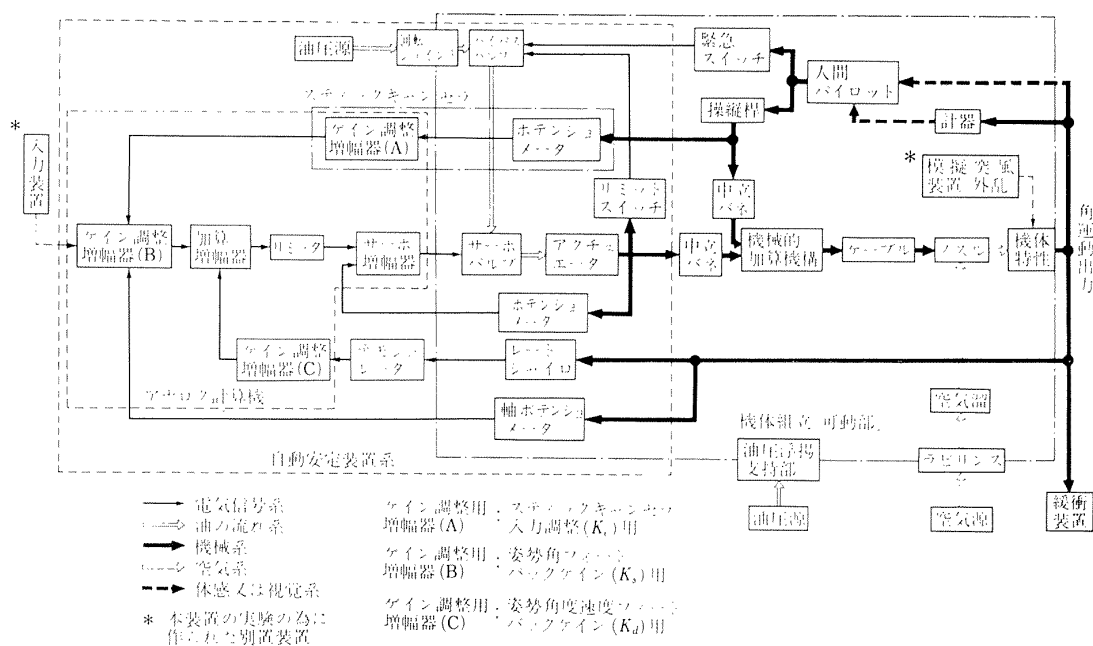


図2 アイアンバード装置のシステムブロック図

た。

実験は、同一パターンの繰返し入力を与える遠隔プログラム操縦装置による姿勢角応答実験、模擬突風装置による突風応答実験、パイロットによる操縦実験を行ない、つぎの点を検討した。

- (1) 自動制御系において、プログラム入力に対する良好な応答性と突風等の外乱入力に対する良好な安定性を示す復元力と減衰力の適値とその限界。
- (2) 実用機器を含むシステムループの解析。
- (3) スティックキャンセラによる操縦効果の確認と自動制御系との組み合わせ特性について。

## 2. 実験装置

### 2.1 姿勢制御システム

アイアンバード装置(図1)を含めた姿勢制御系全体のブロック図を図2に示す。

本システムでは、姿勢角および姿勢角速度のフィードバックを行ない機体に復元力と減衰力を与えている。それらの検知器としては、回転軸ポテンシオメータ(パーチャルジャイロの代用)とレートジャイロを用いた。また姿勢角フィードバック信号は、スティックキャンセラ(2.2)による電気的入力信号と混合し、操縦入力信号として加えている。システムにおける各増幅器およびゲイン調整はアナログ計算機を用い、入力装置および模擬突風装置は別に作成した。

### 2.2 スティックキャンセラ

スティックキャンセラとは、操縦桿変位を電気的入力信号に変換して、機体の姿勢角フィードバック信号と混合してサーボアクチュエータを動かし、機械的操縦入力にそれを加えることにより、操縦桿感度\*を任意に変える機構である。その一般的回路を図3に示す。

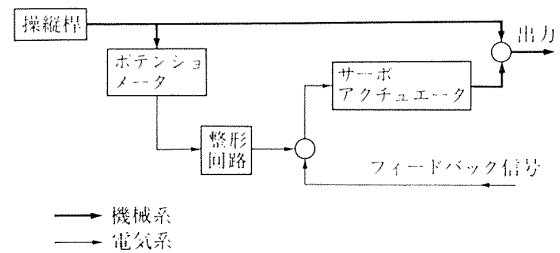


図3 スティックキャンセラの一般的回路図

図の整形回路によって操縦桿変位に対する電気的入力信号の大きさ、位相を変えることにより、操縦桿感度を変更できる。

本実験で用いたものは、図4の如く操縦桿根元にポテンシオメータを取り付け、この出力にアナログ計算

\* 操縦桿感度；

$$\frac{\text{機体のレスポンス (大きさ, 位相を含めた)}}{\text{操縦桿ストローク}}$$

または 
$$\frac{\text{機体のレスポンス (大きさ, 位相を含めた)}}{\text{操縦力}}$$

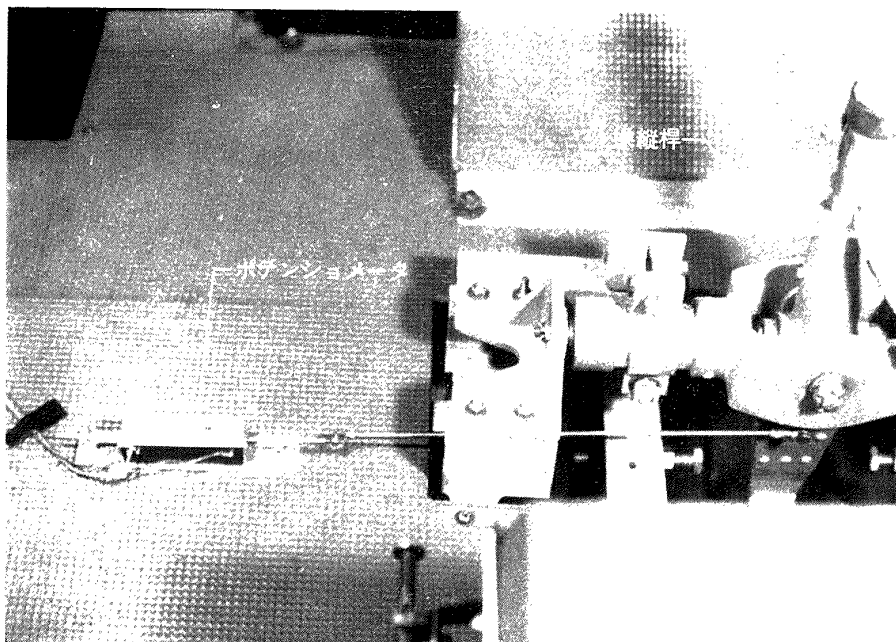


図4 スティックキャンセラ用ポテンシオメータ

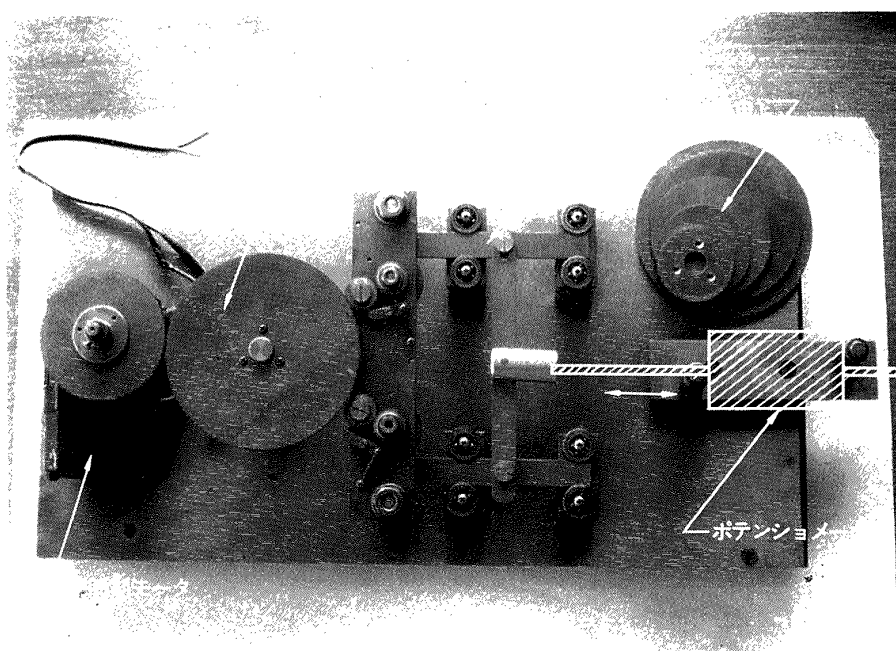


図5 入力装置

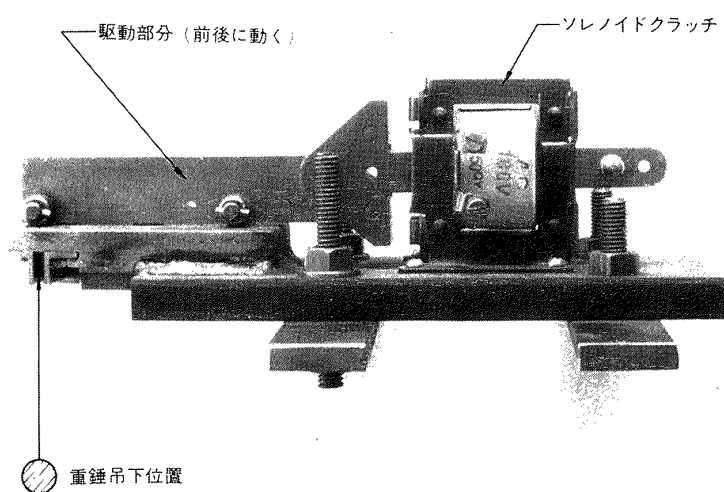


図6 重錘吊下げ金具

機のポテンショメータと増幅器とを組み合わせ、操縦桿変位に対して任意の直線勾配の電氣的信号出力を得られるように設計した。すなわち操縦ゲインのみを変化できるものとした(図1)。

### 2.3 入力装置

本姿勢制御系の遠隔操作時におけるプログラム信号入力を発生させる装置である。この装置はその入力パターンの条件(3.1.1)と製作の容易なること等の点を考慮し、同期モータ、歯車、カム機構にポテンショメータを組み合わせ、正弦波形の入力信号が得られるものを作った(図5)。歯車の歯数の異なるものの組み合わせ方により、正弦波形の角周波数を変えることができる。

### 2.4 模擬突風入力装置

機体(アイアンバード装置)に、突風等に相当する外乱を加える装置である。図6に示すソレノイドクラッチを利用した重錘吊り下げ金具を機体の両翼端に取り付け、それに重錘を吊り下げ、ソレノイドクラッチの遠隔操作によって片方の重錘を落下せしめ、ステップ状の外乱モーメント(翼端集中荷重による)等を与える装置である。

## 3. 実験方法

実験は大別して姿勢角応答実験、模擬突風応答実験、搭乗操縦実験よりなる。前の二つの実験はパイロット

を含まない姿勢制御系の実験であり、後の一つはパイロット操縦による実験である。

### 3.1 姿勢角応答実験

この実験は図2における操縦桿を固定し(したがってスティックキャンセラは動作しない)、入力装置(図5)より、あらかじめプログラムされた操縦入力信号  $\alpha$  (図8)を加える遠隔操作による姿勢制御実験である。入力信号と機体の動き(姿勢角  $\theta$ ) とから、アナログ計算機を用い、応答性の評価関数  $\int (\alpha - \theta) dt$ ,  $\int \int (\alpha - \theta) dt \cdot dt$  (3.1.2)を得て、これをペン書きレコーダに記録し、その結果を検討し特性の良否を判定する。図7に姿勢制御系の構成と姿勢角応答実験の回路を示す。

この姿勢制御系の特性を変えるべき要素はいくつか考えられるが、本実験では最も重要で、かつ容易に可変できる姿勢角フィードバックゲイン  $K_s$ 、姿勢角速度フィードバックゲイン  $K_d$  (図7参照)を取り、それぞれ8通りに変化させ、両者の組み合わせ合計64ケースについて同一入力信号に対する応答実験を行ない評価関数を得た。これらの各種組み合わせの値は、姿勢制御系を二次系近似して考えたとき、その系が臨界制動状態となる  $K_s$ ,  $K_d$  の値を目安とし、その前後の値を選択したもののである。

またこの実験においては、ノズル空気圧  $1.6 \text{ kg/cm}^2$  (ゲージ圧)一定とした。この空気圧における制御パワ

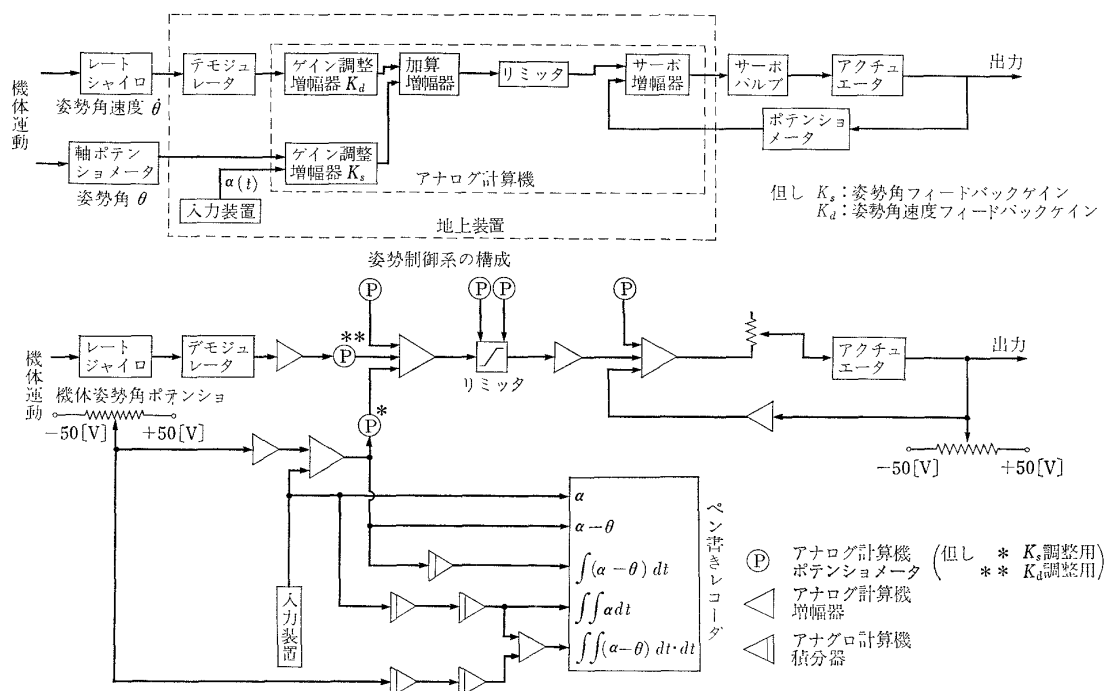


図7 姿勢制御系の構成と姿勢角応答実験の回路

ー (制御モーメント/慣性モーメント) は約  $1.9 \text{ rad/sec}^2$  である。

### 3.1.1 入力信号

入力信号は解析に便利な連続パターンで、かつそのパターンは具体性または現実性のある値をもつ必要がある。そこで本実験では二つの入力パターンを解析に便利な正弦波および直線の組み合わせで構成した(図8)。

この実験における機体姿勢角  $\theta$  は、VTOL 機のホバ

リング時の水平運動の水平加速度  $a$  に対応する\*。したがって入力信号の値が現実妥当性があるか否かを知るには、入力信号のパターンから計算によって得られる水平運動時の最大加速度、速度等を考えた方がわかりやすい。それで図8の入力パターンの諸値はこの表示によった。

\* ホバリング時の機体重量  $W$ 、重力加速度  $g$ 、姿勢角  $\theta$ 、水平加速度  $a$  とするとき、 $w/g a = W \tan \theta$  が成立し、 $a = g \tan \theta \Rightarrow g \theta (\theta < \pi/4)$  となる。

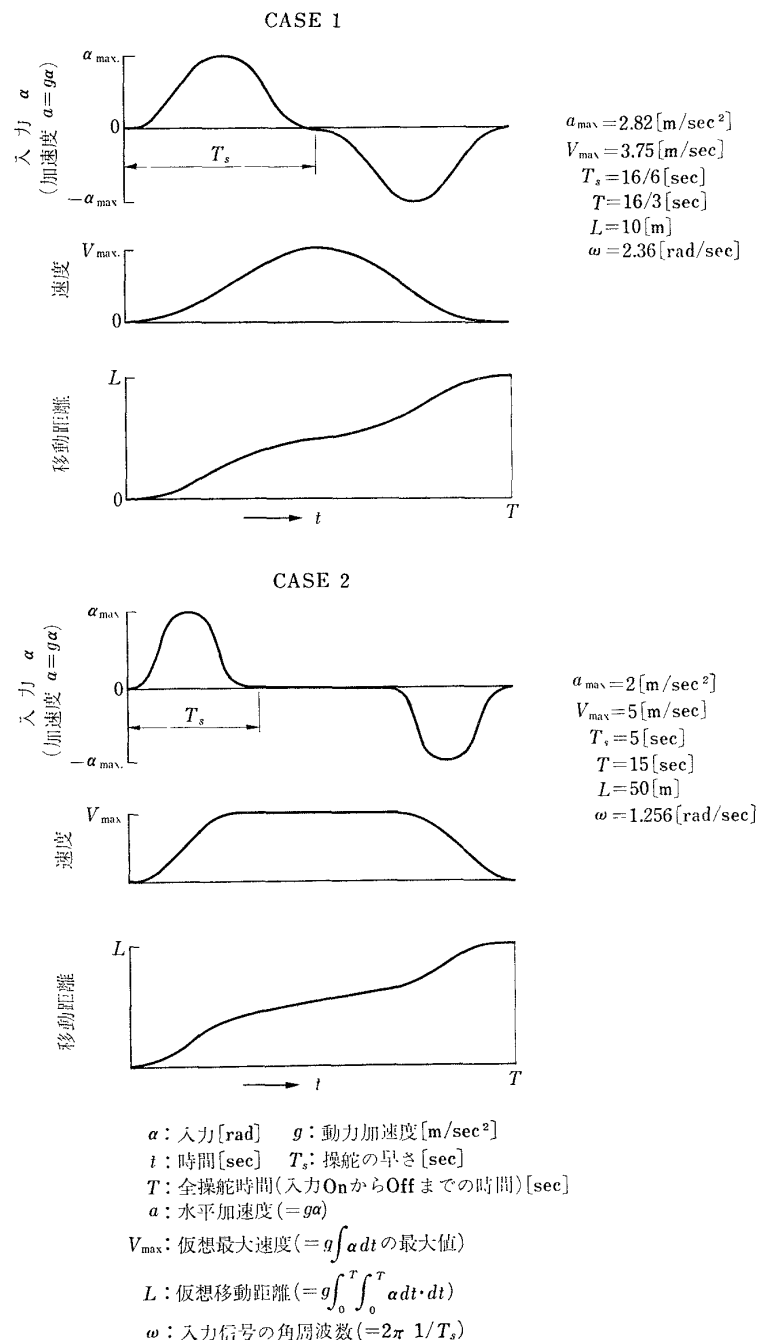


図8 入力パターン



### 3.1.2 制御系応答特性の判定

定められた入力信号(図8)に対する機体の応答性の良否判定は、通常パイロットレーティング<sup>6)</sup>によるが、客観性のある判定を、パイロットを含まない自動安定系に対して、限られた時間内の限られた回数の実験で得るために次の値を採用した(常に同様な操縦を行なうために入力装置を使用した)。

入力信号  $\alpha(t)$ 、機体の応答(機体姿勢角)  $\theta(t)$ 、入力信号の ON 時から cff 時までの時間  $T$  (以下全操舵時間と呼ぶ)としたとき、制御理論上の偏差面積値  $\Delta V$ 、二乗偏差面積値  $\Delta x$

$$\Delta V = \int_0^T (\alpha - \theta) dt = - \int_0^T \theta dt \quad \left( \because \int_0^T \alpha dt = 0 \right) \quad (3.1)$$

$$\Delta x = \int_0^T \int_0^T (\alpha - \theta) dt \cdot dt \quad (3.2)$$

の絶対値を比較し、 $\theta$  の応答(記録では  $\alpha - \theta$  をとった)の安定性に加えて、これらの値が小なる場合を良好であると判定した。また上式の  $\Delta V$  および  $\Delta x$  は、水平運動と考えたとき、入力信号が cff となった時点の速度と移動距離の残り(仮想移動距離-実効移動距離)を示しており、前述の判定条件は水平運動上から考えても望ましいものと云える。

### 3.2 模擬突風応答実験

姿勢角応答実験が操縦性と安定性を含むのに対し、この実験は入力信号  $\alpha$  とは異質の不連続な外乱(突風)に対する機体の応答性から、特にその安定性について検討した。この実験のシステムは姿勢角応答実験と同じである。突風外乱は前述の模擬突風装置を用い、ステップ状の外乱モーメント約 24[kg-m]を加えた。この一定外乱に対して  $K_s$ 、 $K_d$  の値を各8通り変えた場合の機体の応答を比較検討した。この場合つぎの点を注目した。

- (1) 突風外乱によって傾く機体の姿勢角の大きさ、すなわち突風外乱とバランスする機体の平衡角度
- (2) 平衡時の安定性
- (3) 平衡に至るまでの過渡応答

### 3.3 搭乗操縦実験

この実験は図2のシステムにパイロット(未経験者)が搭乗し、操縦桿による操縦を行ない、自動安定装置とパイロット操縦の組み合わせ方について検討した。

本実験では、操縦桿による操縦量に対するスティックキャンセラによる電氣的入力信号の比を変えて、その比の大きさと自動安定系の姿勢角および姿勢角速度のフィードバックゲイン  $K_s$ 、 $K_d$  の適性領域との関係について定性的な確認を行なった。この電氣的入力の大きさは、図2に示すスティックキャンセラ入力調整増幅器で変更できる。

## 4. 実験結果と考察

### 4.1 姿勢角応答実験

図8に示した CASE 1 および CASE 2 のプログラム入力信号に対する機体(アイアンバード)の姿勢制御の実験結果を図9、図10に示す。図は姿勢角フィードバックゲイン  $K_s$  と姿勢角速度フィードバックゲイン  $K_d$  の組み合わせに対して、3.1.2の判定方法で述べた制御偏差面積値  $\Delta V$  (速度の残り)、二乗偏差面積値  $\Delta x$  (距離の残り)をそれぞれ仮想最大速度  $V_{max}^*$ 、仮想移動距離  $L$  に対する百分率で表わしたものである(以下これらをエラーと総称し、それぞれを速度エラー、距離エラーと呼ぶ)。図中の×印が実験点(実験はこの各点の値に対して数回行なった)を示す。実験の結果は入力信号およびエラーの種類によってかなり相違し、CASE 1 より CASE 2 の方がエラーが少ない。CASE 2 では10%以下の範囲がかなり広い範囲を占め、CASE 1 では5%以下の精度を得ることはかなり困難であることを示した。

アイアンバードを含めたシステム全体の伝達関数のブロック図を図11に示す。姿勢角応答実験時では図中の点線で示す部分を除いてある。姿勢角応答実験時の伝達関数  $G(s)$  は(4.1)式で表わされる。

$$G(s) = \frac{1}{1/G_1(s) \cdot G_2(s) + H(s) + K_s} \quad (4.1)$$

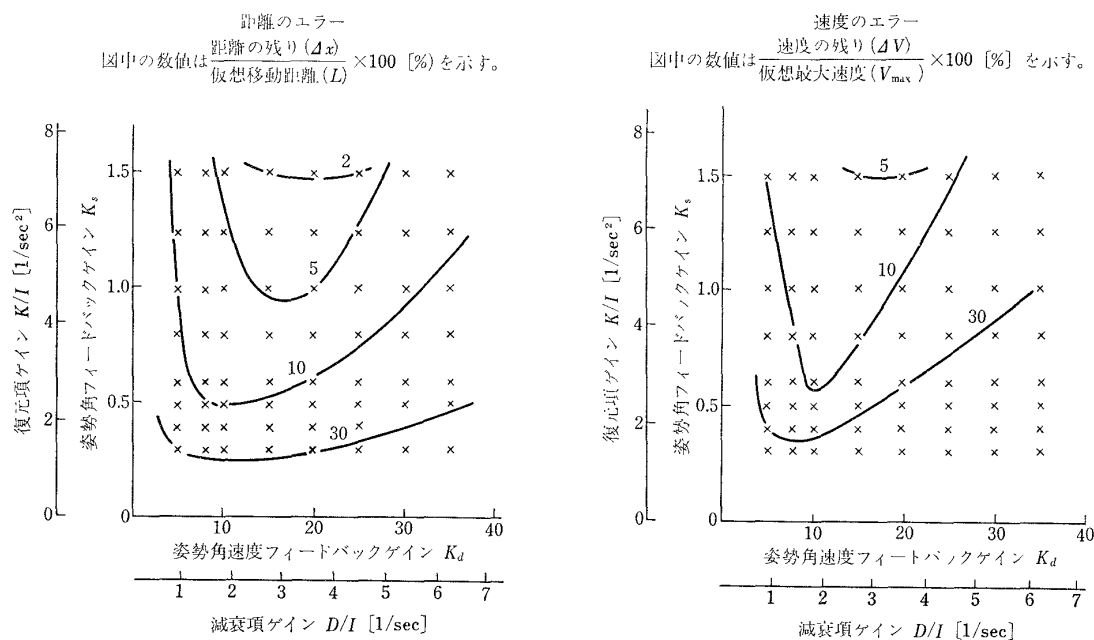
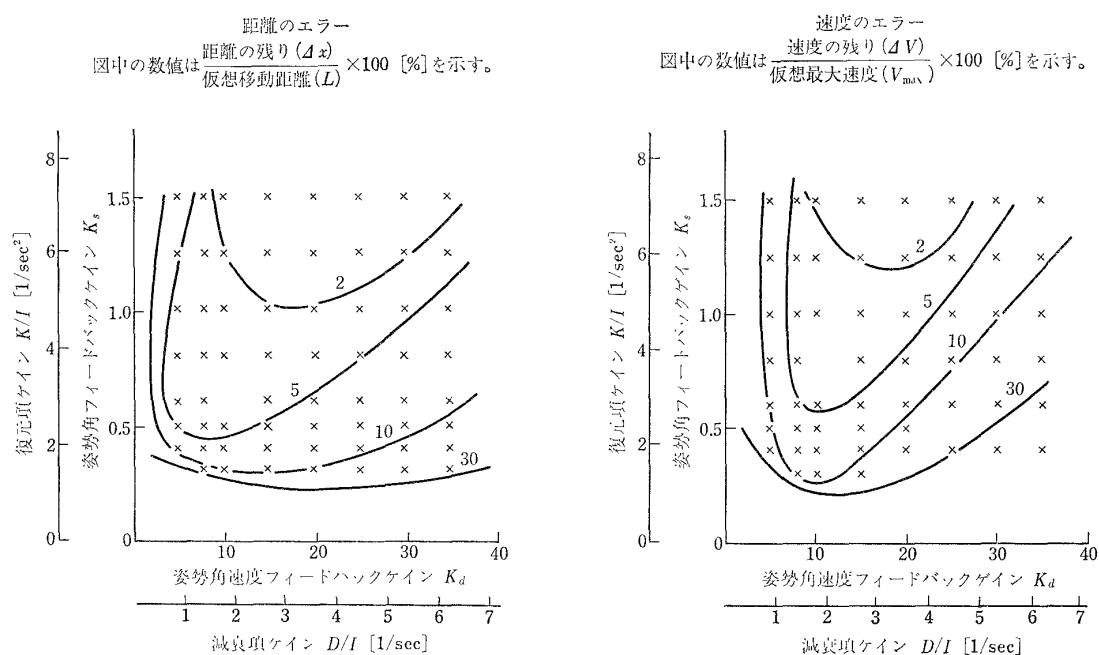
ただし  $G_1(s)$  : 図11に示される機体特性のみの伝達関数

$G_2(s)$  : 図11のサーボアクチュエータからジェットトルクまでの各伝達関数の積

$H(s)$  : 姿勢角速度フィードバック系の伝達関数の積

$K_s$  : 姿勢角フィードバックゲイン

しかし入力信号  $\alpha$  の操舵の早さ  $T_s$ (図8)から換算されるその周波数は、図11中に示される各装置の固有振動数に比較して十分小さいので、二次系として近似

入力信号 CASE 1  $\omega=2.36[\text{rad/s}]$ 入力信号 CASE 2  $\omega=1.256[\text{rad/s}]$ 

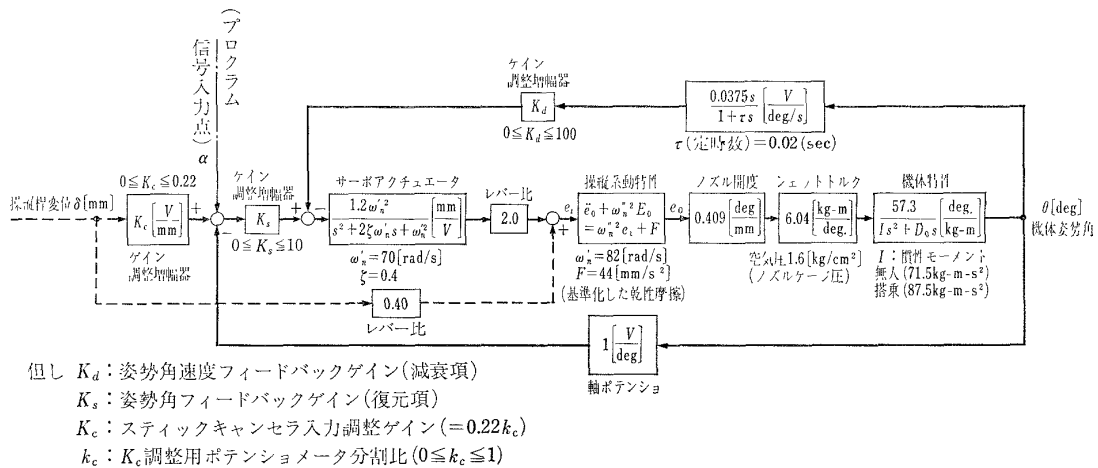


図 11 アイアンバード姿勢制御系の伝達関数ブロック図

することができ、その伝達関数  $G'(s)$  は次式で示される。

$$G'(s) = \frac{K}{I s^2 + D s + K} = \frac{1}{s^2 + \frac{D}{I} s + K/I} \quad (4.2)$$

ここに  $I = 71.5$ ; 慣性モーメント [kg-m-s<sup>2</sup>]

$D = 2.25 + 12.80 K_d$ ; 減衰項 [kg-m-s]

$K = 340 K_s$ ; 復元項 [kg-m]

$0 \leq K_d \leq 100$ ; 姿勢角速度フィードバックゲイン

$0 \leq K_s \leq 10$ ; 姿勢角フィードバックゲイン

したがって  $D/I \approx 0.03 + 0.1785 K_d$  [1/s],  $K/I \approx 4.76 K_s$  [1/s<sup>2</sup>] で与えられ  $D/I$ ,  $K/I$  をそれぞれ減衰項ゲイン, 復元項ゲインと呼ぶ。

実験結果図 9, 図10における副座標(外側に示される座標)は,  $K_d$ ,  $K_s$  に対応する  $D/I$ ,  $K/I$  である。この結果復元項ゲイン  $K/I$  の値が大きい程制御性は全般的に良くなるが, 減衰項ゲイン  $D/I$  の最適値は,  $K/I$  の値によって変化している。

ここで (4.2) 式を次式の如く変換する。

$$G'(s) = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad (4.3)$$

ただし  $\omega_n = \sqrt{K/I}$ ; 二次系近似の系の固有振動数

$\zeta = D/2\sqrt{KI}$ ; 二次系近似の減衰係数

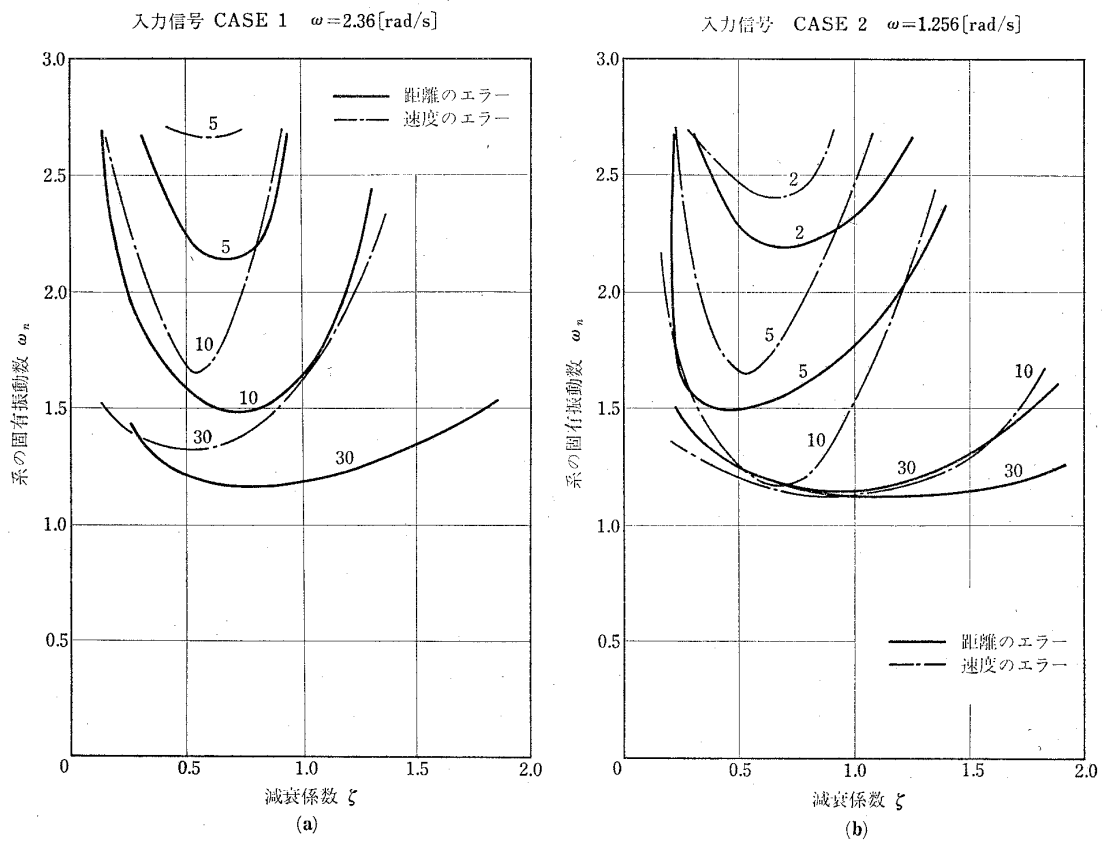
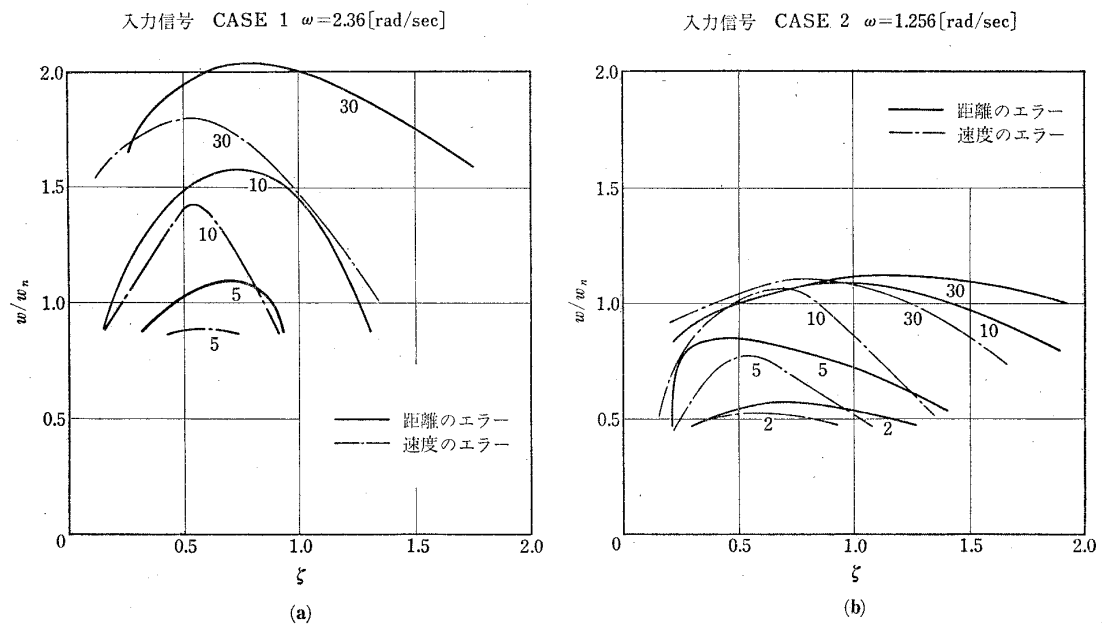
図 9, 図10を (4.3) 式の  $\omega_n$  と  $\zeta$  の座標軸上に書

き表わすと図12(a), (b)となる。図12より減衰係数  $\zeta$  の最適値は  $\zeta \approx 0.6 \sim 0.75$  間に見られる。したがって,  $\omega_n$ , すなわち  $K/I$  が大きい程(実験では  $I$  は一定, 姿勢角フィードバックゲイン  $K_s$  によって  $K \approx 340 K_s$  を変えている), 全般的に応答性が良くなるが,  $D$  の値は (4.3) 式の関係により, ある  $K/I$  に対して  $\zeta \approx 0.6 \sim 0.75$  になるべき  $D$  の値が最適値になることを示す。このことは完全な二次系におけるステップ応答において,  $\varepsilon$  を制御偏差とすると  $\zeta \approx 0.70$  の場合に  $\int \varepsilon^2 dt$  が最小になることと対応する。

つぎに図12(a)(b)において, 同じ  $\omega_n$  と  $\zeta$  のときのエラーを比較すると, 入力信号の  $\omega$  が大きい場合(操舵の早さ  $T_s$  に反比例する)の方が一般にエラーが大きい。そこで図12(a)(b)をさらに  $\omega/\omega_n$  と  $\zeta$  の座標軸上に書き表わしたのが図13(a)(b)である。すなわち  $\omega/\omega_n$  が小さいほど応答特性が全般的に良くなり, 二次系の特性に合致する。

図14は入力信号 CASE 2 の場合の姿勢角応答実験結果の一例である。図14では(b)のときが最も良い応答性を示している。(b)に比べ(a)は  $\omega_n$  が小さいため追従性が悪く(入力信号に対する機体の応答性が遅れる), また安定性も悪い。(c)は  $\zeta$  が小さい( $D$  が小さすぎる)ため安定性が悪く, (d)は  $\zeta$  が大きすぎるため追従性が悪い。また(b)の場合も入力信号 off 時に微小振動が見られるが, これは  $\omega_n$ , すなわち  $K/I$  に対して  $D$  の値がやや小さいためである。以上の様な結果  $\omega_n (= \sqrt{K/I})$  が十分大きく, この値に対して  $\zeta \approx 0.60 \sim 0.75$  となる  $D$  の値をとるとき応答性が最も良くなることがわかった。

以上の結果, 本システムの如き姿勢制御系を取り扱

図 12  $\omega_m$  と  $\zeta$  による整理結果図 13  $\omega/\omega_m$  と  $\zeta$  による整理結果

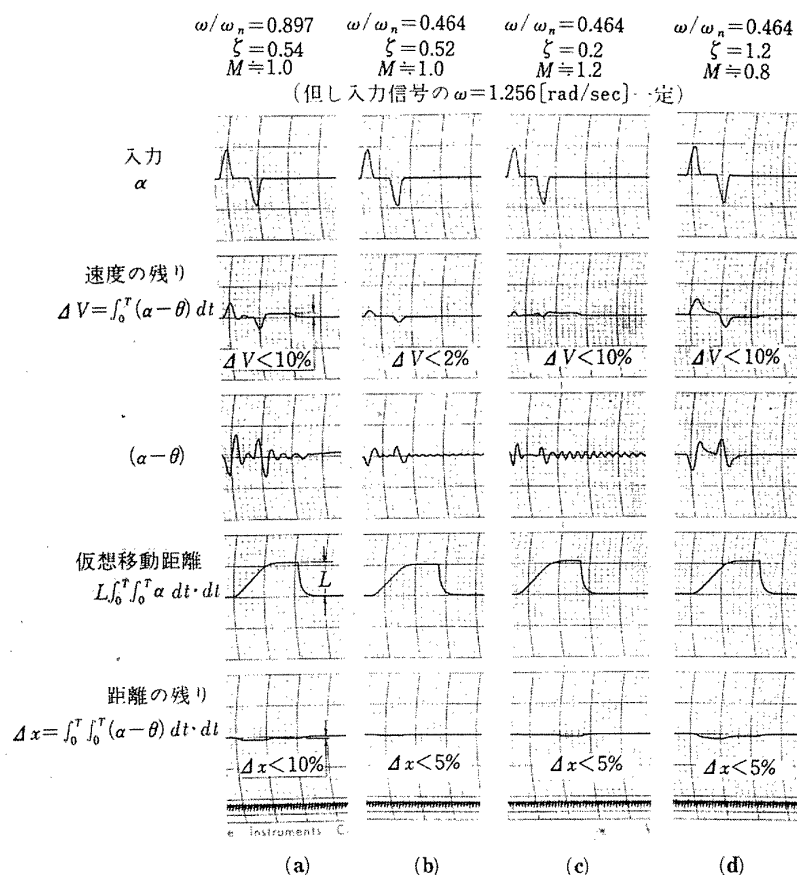


図 14 姿勢角応答実験結果の応答の一例 (CASE 2 の場合)

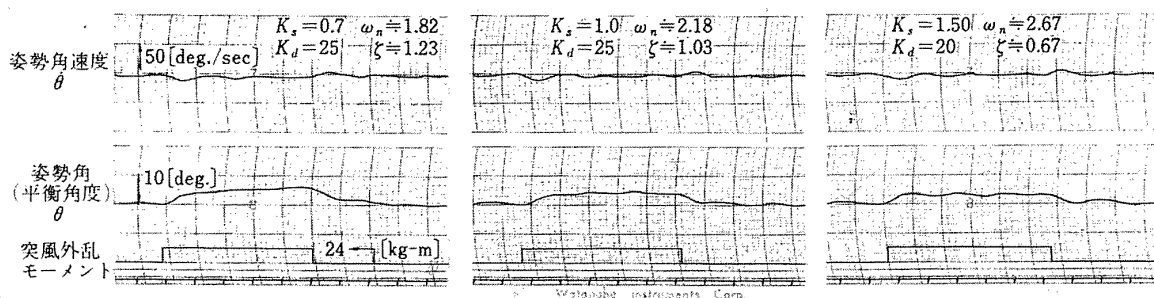


図 15 模擬突風応答実験結果の一例

う場合は全体を二次系として近似することも可能であり、かつ実用性も高い。

#### 4.2 模擬突風応答実験

ステップ状の外乱モーメント 24kg-m を加えた場合の応答実験結果の一例を図15に示す。

姿勢角応答実験結果の良好な領域（前述のように  $K/I$  が十分大きく、この値に対して  $D$  が最適なる値の範囲）に対するものであって、姿勢角、姿勢角速度とも極度のオーバーシュートまたは振動不安定現象は

見られない。また実験の範囲内では姿勢角フィードバックゲイン  $K_s$  の値が大きくなると、突風外乱に対する機体の平衡角度（機体の傾き角）は小さくなる。このことは突風外乱入力に対する伝達関数  $G_{D(s)}$  によっても明らかである。

$$G_{D(s)} = \frac{1}{G_{2(s)} \cdot K_s} G(s) \quad (4.4)$$

ここに  $G(s)$  : 姿勢角応答実験時の伝達関数\*

$G_2(s)$  : 図11のサーボアクチュエータから  
ジェットトルクまでの各伝達関数  
の積(2次系近似では  $G_2 \approx 5.95$  と  
なる)

$K_s$  : 姿勢角フィードバックゲイン

すなわち  $K_s$  が大きいほど突風外乱に対する伝達関数の定常利得 ( $|G_D(s)| = MD$ ) が低下し、平衡角度の小さくなることになる。

さらに  $K_s$  を大きくすることは、いいかえると機体の姿勢角変位に対する復元力を大きくすることでもあり、姿勢制御モーメントを有効に利用し、最大制御モーメントの節減にも役立つことになる。したがって  $K_s$  はできる限り大きくすることが望ましい。しかしながら  $K_s$  を必要以上に大きくする事も好ましくない。なぜなら操縦系統内にガタ等による不感帯が存在するためリミットサイクルを生じるからである。このリミットサイクルはレートジャイロの時定数によっても影響を受ける。したがって  $K_s$  の大きさの限界は姿勢制御システム内の各装置の性能によって決定される。本実験においては、 $K_s \approx 1.6 (K/I \approx 7.6)$  以上大きくしてもあまり  $K_s$  の効果がなく、かえって微小振動を助長するような傾向を示した。

ゆえに  $K_s$  を許される範囲内で十分大きくとり、

\* この伝達関数は二次系近似の (4.2) 式ではない。しかし解析上の便から二次系近似のものをを用いてもよい。

$\omega_n = (\sqrt{K/I})$  を大きくし、この値に対して適当なる  $K_d$  ( $D$  に相当) のゲインを設定することによって、姿勢角応答実験による応答性の良い領域と突風に対する安定領域を一致させることができる。

#### 4.3 搭乗操縦実験

パイロット操作による一定操縦桿変位 (パイロット操作のため実験ごとに若干の差がある。) に対して、スティックキャンセラ入力調整ゲイン  $K_c$  を変えた場合の機体の応答の一例を図16に示す。(a)は姿勢角応答実験結果において応答特性 (安定性も含めて) の良好な場合であり、(b)は悪い場合 (復元項  $K$  の小さいとき) である。

$K_c$  を大きくすることにより、操縦桶変位  $\delta$  に対する機体の姿勢角  $\theta$  の変化、すなわち操縦ゲイン ( $\theta/\delta$  [deg/mm]) が増していることがわかる。操縦桿変位に対する機体の伝達関数  $G_{\delta}(s)$  は次のようになる。

$$G_{\delta}(s) = \left( K_c + \frac{0.40}{G_3(s)} \right) G(s) \quad (4.5)$$

$K_c = (0.22kc)$  : スティックキャンセラ入力調整ゲイン

$kc$  : ポテンショメータ分割比 ( $0 \leq kc < 1$ )

$G(s)$  : 姿勢角応答実験時の伝達関数

$G_3(s)$  : 図11のスティックキャンセラ入力調整増幅器からレバー比までの各要素の伝達関数の積

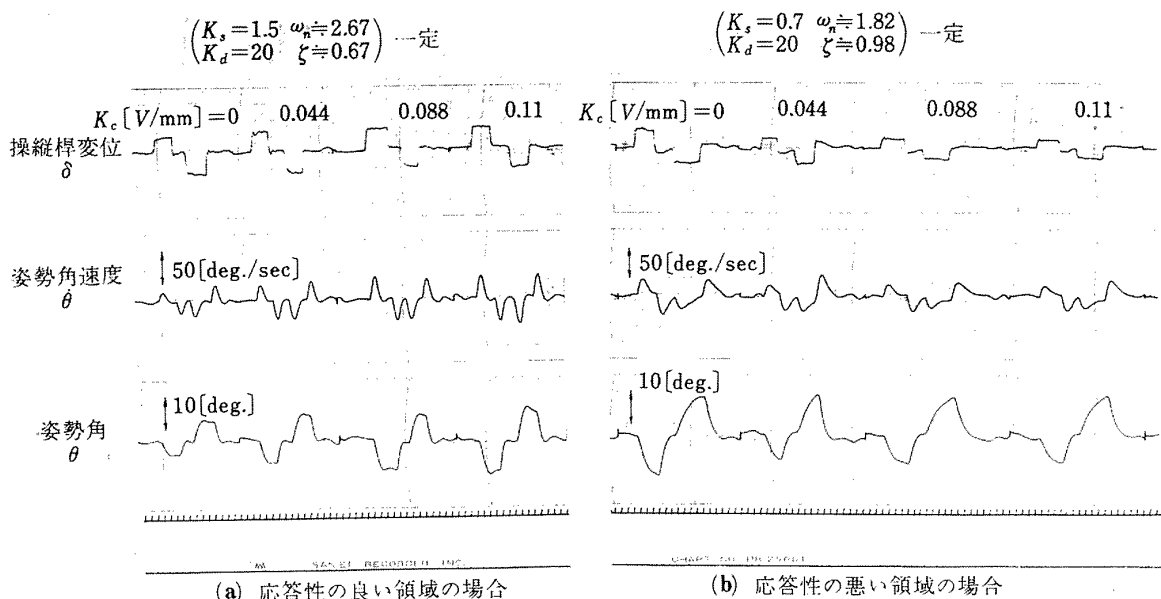


図 16 搭乗操縦実験結果の一例 (スティックキャンセラ入力の効果)

また上式を二次系近似した伝達関数  $G'_d(s)$  は、次式で与えられる。

$$G'_d(s) = \frac{340K_s K_c + 56.8}{87.5s^2 + (2.25 + 12.80Ka)s + 340K_s} \left[ \frac{\text{deg}}{\text{mm}} \right] \quad (4.6)$$

これらの式からも、 $K_c$  によって操縦ゲインを自由に変更できることがわかる。したがってパイロットの個人差による最適操縦ゲインも  $K_c$  を変えることにより適当に選択できる。

さらにスティックキャンセラは、パイロットの感覚に対してつぎのような効果のあることが確認された。すなわち姿勢角応答実験、模擬突風応答実験ともに良好な特性を示す  $K_s$ ,  $K_a$  の領域において、

- (1) スティックキャンセラを用いない場合 ( $K_c=0$ ) には、操縦桿の効きが悪く (操縦ゲインが小さい)、操縦力が大きく、操縦桿反力が非線形であり、これらは操縦桿の動きが早くなるにつれて助長され、操縦がしにくくなる。
- (2) スティックキャンセラを用いた場合には、操縦ゲインや操縦桿反力をパイロットの感覚に合わせて適当

\* この値は慣性モーメントであり、パイロットが搭乗しているので姿勢角応答実験時 (無人) より大きい。

な値を選定できる。すなわち操縦桿の効きがよく、操縦力が小さく滑らかとなり、操縦は容易となる。この場合には図16(a)に見られるように操縦桿変位に対応した姿勢角変位が得られ、操縦はいわゆるポジションコントロールが可能であることを示した。

#### 4.4 他の実験との比較

本実験は1自由度に関するものであるが、この範囲内での最適と思われる復元項ゲイン  $K/I$ 、減衰項ゲイン  $D/I$  の領域の妥当性を検討するため、とくに  $D/I$  について他の実験結果との比較を行なった。比較は NASA の1自由度および2自由度の可動シュミレータ<sup>7)</sup>と飛行試験によるホバリング時の結果<sup>8)</sup>について行ない、これを図17に示す。これらの比較は操縦装置の特性、判定の個人差、自由度の相違等により、比較条件は十分とはいえないが、少なくともパイロットレーティング<sup>6)</sup>の値による操縦性の良好な範囲 (パイロットレーティング  $3\frac{1}{2}$  以下) 内に、(3.1), (3.2) 式の判定による応答性の良好な領域があることは特筆できる。

本実験結果の  $D/I$  の良好な領域は、他に比して大きめであるが、これは復元項ゲイン  $K/I$  を大きくとっているためと考えられる。

また姿勢角フィードバックゲイン  $K_s$  を大きくとると、オンオフ制御と類似の特性を示すことが注目される。オンオフ制御では、リミットサイクルが姿勢角誤差の小さい範囲内で生じるところから、この誤差の小

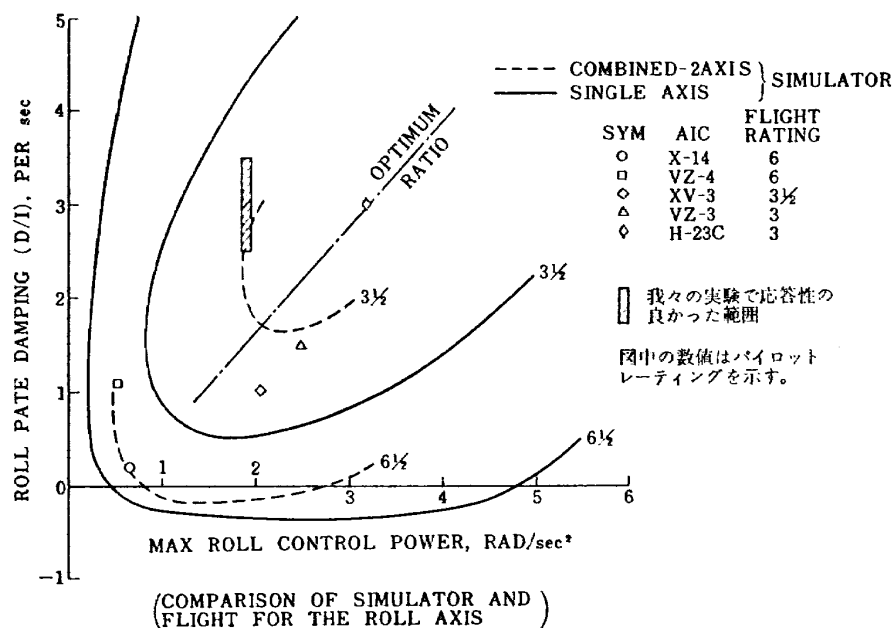


図 17 他の実験結果との比較

さい範囲内においては線形制御(または非線形制御)に切り替える Dual mode の制御回路を考案し、実験を行なっているものもある<sup>9)</sup>。このような Dual mode の特性は、実用的な結果において(制御モーメントの利用上)本実験における  $K_s$  を十分大きくとった場合の特性と相似なるものと考えられる。

## 5. む す び

可動アイアンバードと実用的諸機器を用いて行なった一軸まわりの姿勢制御自動安定操縦装置の実験について報告した。

得られた結果をまとめると、つぎのとおりである。

- (1) 操縦力に制限のある場合を含めて、減衰性のほかに機体に復元性を持たせることにより、安定操縦性が著しく改善されることは周知である。本システムの自動操縦系の場合、復元項を可能な限り大きくとり、同時にそれに見合う減衰項を与えることにより、突風等の外乱に対する良好な安定性と、自動操縦入力に対する良好な応答性を有する自動操縦系を得ることができる。
- (2) パイロットによる操縦に対しては、スティックキャンセラを用いることにより、自動操縦系の特性を変えることなくパイロットの操縦ゲインを変えることができるとともに、操縦感覚(操縦桿反力等によるもの)を良好にすることができた。このことからより一般的なスティックキャンセラ(2.2 または図3参照)を用いれば、操縦桿感度を任意に選定することができるので、本自動安定操縦システムにより、突風等の外乱に対する安定性とパイロットに対する良好な操縦性の両立が可能であることが確認できた。
- (3) 本実験は1自由度の基礎的な自動安定操縦系によるものであるが、実用的諸機器で構成される装置の総合的な特性が、本実験のような簡単な実験による近似解析によって実用的効果の高い結果の得られることがわかった。

終わりに、本実験に際して同研究室長滝澤直人氏ならびに同室の田辺義一、渋谷昭義氏からご助言、ご協力を頂いた。また実験全般にわたって原動機部空気源関係者、機体設計研究室の金井充君にご協力を得たことを付記する。

## 文 献

- 1) Rolls, L. S. and Drinkwater, F. J. ; A Flight Determination of the Attitude Control Power and Damping Requirement for a Hovering., NASA TND-1328, 1962.
- 2) Illingworth, J. K. B. ; Flight Test of a Hovering Jet-Lift Aircraft, (Rolls-Royce Flying Bedstead), RAE, R & M No. 3336, May, 1961.
- 3) Brown, D. G. and Jagger, D. H. ; Military V/STOL Transport Aircraft, Aircraft Engineering., May, 1966, pp. 21~
- 4) Maltby, P. J. ; A New Development in Multiplex Electrohydraulic Actuators., Aircraft Engineering., Dec. 1966, pp. 19~28.
- 5) 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.
- 6) George E. Cooper; Understanding and Interpreting Pilot Opinion., Aero. Eng. Rev., Vol. 16, No. 3, (1957/3) pp. 47~ 51, 56.
- 7) Melvin Sadoff, Norman M. Mc Fadden and Donovan R. Heinle; A Study of Longitudinal Controls Problem at Low and Negative Damping and Stability with Emphasis on Effects of Motion Cues., NASA TND-348 (1961/1)
- 8) Alan E. Eaye Jr. ; Attitude Control Requirements for Hovering Determined through the Use of a Piloted Simulator, NASA TND-792 (1961/4)
- 9) 樋口一雄他; 動的模擬模型による姿勢のオンオフ制御実験, 航技研報告TR-142, 1967.



TM-146 双発 STOL 機の飛行試験 (実用運用包囲線および離着陸特性)	1968年 8 月	幸 尾 治 朗, 岡 遠 一 塚 野 雄 吉, 鎌 田 幸 男 小 野 孝 次
TM-147 浮動振子型加速度計の試作	1968年 9 月	大 月 正 男, 鈴 木 孝 雄 円 居 繁 治
TM-148 吹出しフラップ翼の高揚力特性	1968年 9 月	小 橋 安 次 郎, 宮 沢 政 文 西 武 徳
TM-149 NAL-16-TR ロケットの研究試作	1968年10月	ロケット性能研究室
TM-150 リフトジェット VTOL機 の着陸にお ける水平方向の減速について	1968年11月	西 村 博 史
TM-151 フラッタ解析法の再検討 (フラッタ解析法の研究 その1)	1968年12月	市 川 輝 雄
TM-152 ノズル内の突起物によるロケットエン ジンの側分力	1969年 1 月	檜 崎 哲 二, 中 野 富 雄
TM-153 FA-200 改機の風洞試験 (I) プロペラ付き	1969年 2 月	広 末 健 一, 坂 井 紀 穂 高 橋 宏, 綿 貫 忠 晴
TM-154 FA-200 改機の風洞試験 (II) 高揚力装置付き	1969年 2 月	広 末 健 一, 木 村 友 昭 高 橋 宏, 綿 貫 忠 晴
TM-155 極超音速風洞 M7ノズル較正試験	1969年 2 月	橋 本 登, 吉 沢 昭 穂 積 弘 一
TM-156 自動制御系の動特性を計数型電子計算 機により模擬するための汎用プログ ラム	1969年 3 月	戸 川 隼 人, 丸 山 治 雄
TM-157 機上用超小形エンコーダの研究	1969年 3 月	中 正 夫, 山 本 芳 樹 大 石 晃

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159号

昭和44年5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 一誠社総合印刷株式会社  
東京都武蔵野市御殿山1-6-10

---

