

UDC 629.13
621.52

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-142

動的模擬模型による姿勢のオンオフ制御実験

樋口 一雄・堀川 勇壮・村上 力
小川 敏雄・真柳 光美

1967 年 10 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

TR-120	航技研フライングテストベッドの姿勢制御方式の検討 Analytical and Simulation Studies on the Attitude Control System of the Flying Test Bed	1966年11月	武田 峻, 堀川 勇壮 小川 敏雄, 森 幹彦
TR-121	パルスレシオ変調回路およびその修正回路について Some Circuits for Pulse Ratio Modulation and their Modified Circuits	1966年11月	村 上 力
TR-122	失速が起こるような高い迎角で, 調和振動する二次元翼に働く空気力に対する半実験的理論 Semi-Empirical Theory to Estimate the Airforces Acting on the Harmonically Oscillating Two-Dimensional Wing at High Angle of Attack Where Separation Can Occur	1966年12月	磯 貝 紘 二
TR-123	姿勢制御用空気ジェットノズルの研究 Design and Experimental Study of Air Jet Nozzles for the Attitude Control of VTOL Aircraft	1966年12月	滝 沢 直 人, 西 村 博 史 藤 枝 郭 俊, 田 辺 義 一 渋谷 昭 義
TR-124	FM 多重テレメータの動特性 Dynamic Characteristics of FM Multi-channel Telemetry System	1966年12月	新 田 慶 治, 桜 井 善 雄 松 崎 良 継
TR-125T	Experimental and Calculated Results of Supersonic Flutter Characteristics of a Low Aspect-Ratio Flat-Plate Surfaces	Jan. 1967	Eiichi NAKAI, Toshiro TAKAGI, Koji ISOGAI, Toshiyuki MORITA
TR-126	高負荷燃焼器の箱形模型による実験 (II) Some Experiments on High Intensity Combustor with Partial Models (II)	1967年2月	大 塚 貞 吉, 福 田 広 相 波 哲 朗
TR-127	周波数変換による微小回転角の計測 Measurement of Small Rotating Angle by the Frequency Modulation Technique	1967年3月	大 月 正 男, 鈴 木 孝 雄 円 居 繁 治
TR-128	輻射加熱による固体の熱的物性値の測定法 Infra-red Radiation Method of Determining Thermal Diffusivity, Heat Capacity, and Thermal Conductivity of Solid Materials	1967年3月	小 川 鯨 一
TR-129	金属箔による円管流の熱絶縁 Thermal Insulation of Metal Foil for the Case of Circular Pipe Flow	1967年3月	井 上 建 二
TR-130T	An Experimental Study of Melting Phenomena in the Axisymmetric Stagnation Region of Thermally Highly-Conducting Materials	Mar. 1967	Yasuhiko AIHARA
TR-131	風があるときのロケットの運動の近似解析およびランチャ角修正法 An Approximate Analytical Solution for Dispersion of Unguided Rockets Due to Wind with its Application to the Calculation of Wind Compensation for Launching	1967年4月	毛 利 浩
TR-132	軸方向に補強されたパネルの最大軸圧縮力 (近似解) Ultimate Axial Forces of Longitudinally Stiffened Plate Panels	1967年4月	築 地 恒 夫

動的模擬模型による姿勢のオンオフ制御実験*

樋口 一雄**・堀川 勇壮**・村上 力**
小川 敏雄**・真柳 光美**

Experimental Studies on Some On-Off Attitude Control Systems Using a Dynamic Model

By Kazuo HIGUCHI, Yuso HORIKAWA, Chikara MURAKAMI,
Toshio OGAWA and Mitsuyoshi MAYANAGI

As a fundamental system study for development of automatic attitude control systems of a VTOL aircraft, an investigation into on-off control systems using a dynamic model was carried out. The experiment with a dynamic model was considered to be a more realistic and economical approach than analog simulation.

This model can be adjusted to have the same ratios of moments of inertia as those of any real VTOL aircraft, or otherwise, if desired, as those of a space vehicle. The model, cross-shaped and gimbal-supported, is free to rotate about three axes, and is controlled by gyros and airvalves which are mounted on the model. Attitude control moments are effected by means of jets of air supplied through soft flexible tubes from a separate air source.

Some experimental studies using this model are described in this report; and in particular three types of on-off attitude control systems are compared. These are: (1) simple on-off control type, (2) a specially-developed pulse-modulation circuit with good linearity and (3) a dual mode circuit with very narrow linearized zone. It is found that type (1) is not so suitable for attitude control by reason of the presence of large limit cycle; however, both types (2) and (3) are favored with small limit cycle, and their superiority is confirmed. Finally, the effects of the time constant of rate gyro on the limit cycle and also the merits and demerits of this dynamic model are discussed.

記 号

A : 角加速度
 C : 積分常数
 D : 回転中心から重心までの距離
 f : オンオフの繰り返し周波数
 I : 慣性モーメント
 K : 姿勢角のレート信号のゲイン
 L : 操作部のむだ時間
 M : 質 量
 m : 変調帯
 P : リミットサイクル周期
 R : 複元モーメント係数
 s : ラプラス演算子
 t : 時 間
 β : duty ratio

Δ : リミットサイクル振幅

θ : ピッチ角

τ : レート信号時定数

ϕ : ロール角

ψ : ヨー角

添字: in は入力または指令信号, F/G は鉛直または方向ジャイロの出力, R/G は姿勢または F/G のレート信号, X , Y および Z はそれぞれ機体軸の X , Y および Z 方向, を表わす。

1. ま え が き

最大操縦モーメントの制限のきびしい VTOL 機の姿勢制御として、オンオフ制御系は適当なものと考えられるが、オンオフ制御系は必ずリミットサイクルを生ずるので乗心地を悪くする。この問題を解決するために、パルスレシオ変調回路によるオンオフ制御系の実験を、物理的に相似な動的模擬模型を使用して行な

* 昭和42年 8 月26日受付

** 計測部

い、通常のオンオフ制御系との性能比較を行なった。

本報告は、動的模擬模型の構造およびその性能、単純オンオフ制御におけるリミットサイクルの解析、リミットサイクルを小さくするためのパルス変調による線形化回路の必要性、単純オンオフ制御系と線形、非線形のパルス変調オンオフ制御系の性能比較および検討結果について述べたものである。

また、このオンオフ制御系はロケットおよび人工衛星の制御と密接な関係もあるので、本実験を通じて、これらに应用する際の問題も合わせて検討を加えている。

なお、本実験に用いられたパルス変調回路は、航技研報告 TR-121「パルスレシオ変調回路およびその修正回路について」中の回路を多少変形したものであり、本報告のオンオフ制御実験はいわば、その応用例として論じ、その他の回路を比較したものである。

2. 動的模擬模型

V/STOL 機の低速時、とくに VTOL 機のホバリング時には通常の航空機のような舵面による操縦は不可能になり、何らかの操縦モーメントが必要になる。その一方法としてエンジンの抽気をノズルから噴出させ、その推力の大きさや方向を変えて操縦モーメントを得る方式が VTOL 機に多く採用されている。このような空気ジェットによる機体の制御を研究するにはアナログ計算機によるシミュレーション法が普通である。アナログ計算機によるシミュレーションでは、ノズル系のむだ時間や非線形性、センサの非線形性、三軸間の慣性交叉連成などのシミュレーションに、非線

形演算要素の数量とその精度の点などから問題があり、またそれらの非線形性を正確に把握することは非常に困難である。このような問題点を解決し、ホバリング時の VTOL 機の制御の研究を行なうための動的模擬模型を考案し製作した。この動的模擬模型とは、実物の飛行体と相似の質量分布または慣性モーメント比を有するような模型でこれに空気ジェット系や制御用センサを搭載すれば、上記の問題点の解決をはかれるだけでなく、さらに、空気ジェット系やセンサそのものなど実物の制御要素の技術上の問題を含めての検討解析も可能となる利点を有する。

この動的模擬模型は、前述のホバリング飛行時の VTOL 機の制御のほか、人工衛星などの制御の実験方式の検討に利用できるように計画し、昭和39年春、装置の完成を見た。

(1) 構成

全体の主要構成要素は、十字型の動的模擬模型本体、その支持部、給気系、センサ、制御回路などで、動的模擬模型はセンサ、給気系のうちの3軸制御用空気バルブおよびノズルを搭載し、3軸の回転（ロール、ピッチおよびヨー）ができるようにジンバル支持されている。

給気系は小型コンプレッサ→貯気槽（2 m³、耐圧 10 atg）→減圧弁→中継タンク→軟質ビニール管の順に送気し、この軟質ビニール管が動的模擬模型上のバッファタンクに接続されていて模型へ給気する。このバッファタンクから空気バルブで流量を制御し最後のノズルからジェットとして噴出させる。

制御回路は別室の汎用飛行シミュレータ¹⁾のアナロ

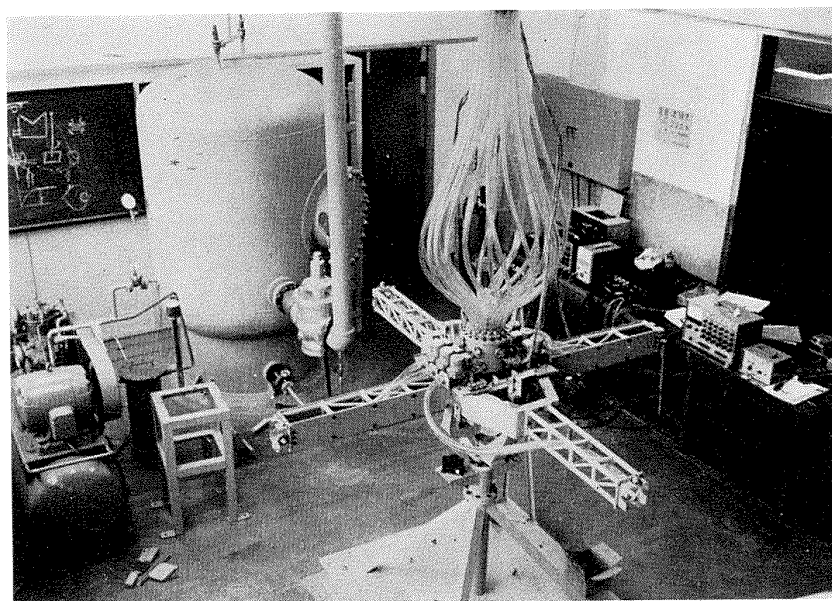


図 2.1 装置外観

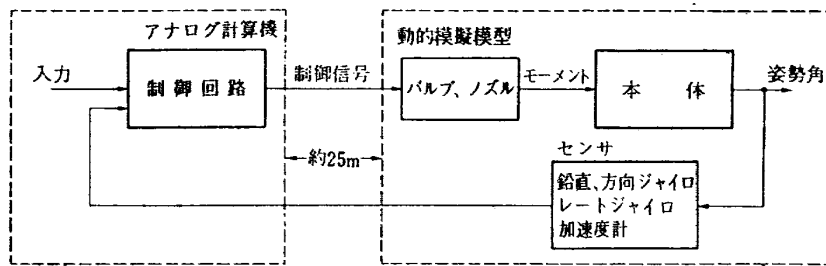


図 2.2 制御ブロック線図

⇒ビニールチューブ

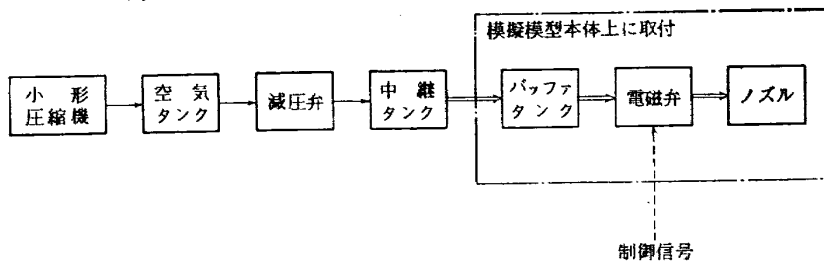


図 2.3 送気経路

グ計算機により構成し、模型から約 25 m の距離があり、姿勢の入力信号はこの計算機から入れるので、遠隔操縦のような観を呈している。

センサとしては模型の中央部に鉛直ジャイロおよび方向ジャイロを各 1 個、レートジャイロを各軸 1 個で計 3 個を取り付けている。

アナログ計算機を除く装置の外観を図 2.1 に、制御ブロック線図を図 2.2 に、空気系のブロック線図を図 2.3 に示す。

(2) 構造および性能

動的模擬模型本体（以下、本体と略称）は胴体と主翼を模擬した全長、全幅ともに 2 m（厳密には、ノズル中心間の距離）の対称な十字型で、軽量化のためにアルミニウム管を溶接した骨組構造である。本体の中心上部にはパッファタンク（容積 0.00334 m³）を、その前後には空気バルブを搭載できるようになっている。本体は基台上にジンバル方式で支持される。ジンバル支持機構の見取り図を図 2.4 に示す。各軸の回転範囲はロール ±40°、ピッチ ±20°、ヨー ±45°で、ジンバルと基台にはゴム製のストップを取り付けてある。

給気系は最高 10 atg の貯気槽から減圧弁を通して 0.2~2 atg に連続的に一定圧力に調整可能で、本体の上部約 1.5 m の処にある中継タンクに給気し、ここから断面積 1.5 cm² の軟質ビニール管を最高 35 本（断面積

合計 52.5 cm²）並列に通して本体のパッファタンクに給気する。このビニール管はきわめて複雑な非線形性を含んで望ましくないので実験の種類によって適当に管の数を減少できるようになっている。また、この送気ビニール管は本体の姿勢に対して復元弾性係数（非線形の）を有するので本体を水平に保つ効果を発揮する。この効果のある程度防止するために、本体の重心位置

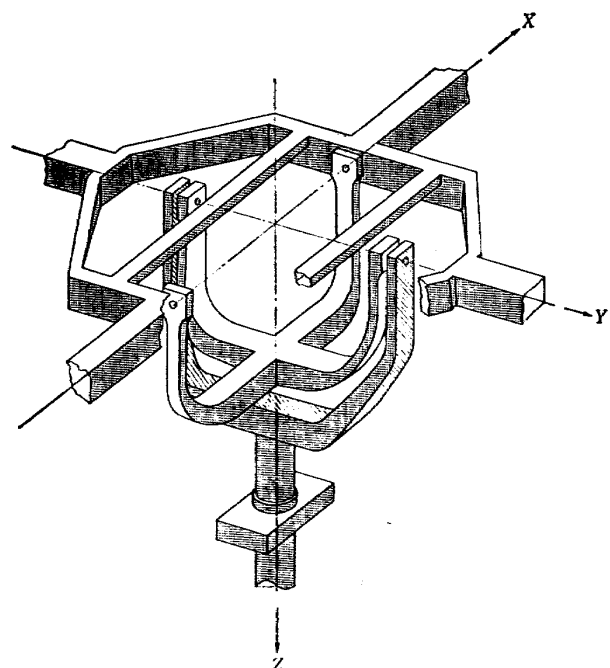


図 2.4 ジンバル機構

を支持回転軸より多少上になるように調整して、重力による不安定効果で打ち消すようにしてある。送気ビニール管の非線形復元効果と重力による不安定効果は本体の姿勢が $\pm 15 \sim 20^\circ$ の回転位置で相殺するようにしてあるので、水平位置付近では重力による不安定効果の方が大きい。(軟質ビニール管の復元効果は複雑なヒステリシスその他の非線形性を含み、重力との相殺点以上では急に復元力が増大する。) 後述する実験では図 2.5 に示すパイロット方式電磁開閉弁を搭載し、図 2.6 に示すノズルを本体の先端にピッチ、ロールおよびヨー各 2 個を取り付けた。弁とノズル間は内径 25 mm の軟質ビニール管で接続した(図 2.3 参照)。前述の電磁開閉弁は、その作動電源が交流 50~60cps, 100 V であるのでアナログ計算機のオンオフ直流信号

を交流電源で変調したもので作動させる。このオンオフ系の実効的動特性は弁の作動時間および弁とノズル間に約 800 mm の距離があるので、むだ時間特性を持つ。このむだ時間が次章以下に述べるリミットサイクルの問題点の主原因となる。この弁とノズルによる推力の時間歴を示したのが図 2.7, 図 2.8 であり、オンの時約 30 ms, オフの時約 40 ms のむだ時間があり、立上がりの時定数は約 11 ms である。また吹き出してから約 0.2 秒後にバッファタンク内の減圧による推力低下の最大が見られ、そのほかに空気系の振動と推力測定系の微小な振動による変動が見られる。図 2.9 は減圧弁による設定圧力に対する推力の実測値、ノズル前静圧、およびノズル前静圧から求めたエルボなしの

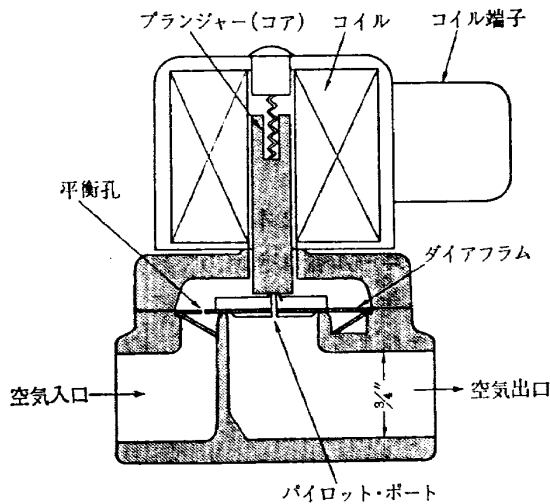


図 2.5 電磁開閉弁の構造

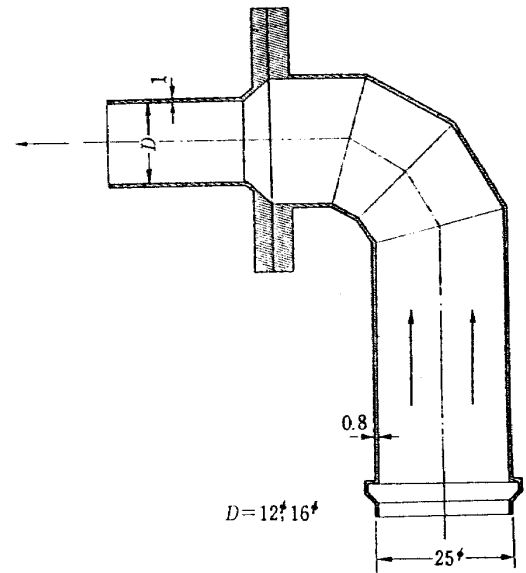


図 2.6 ノズル断面図

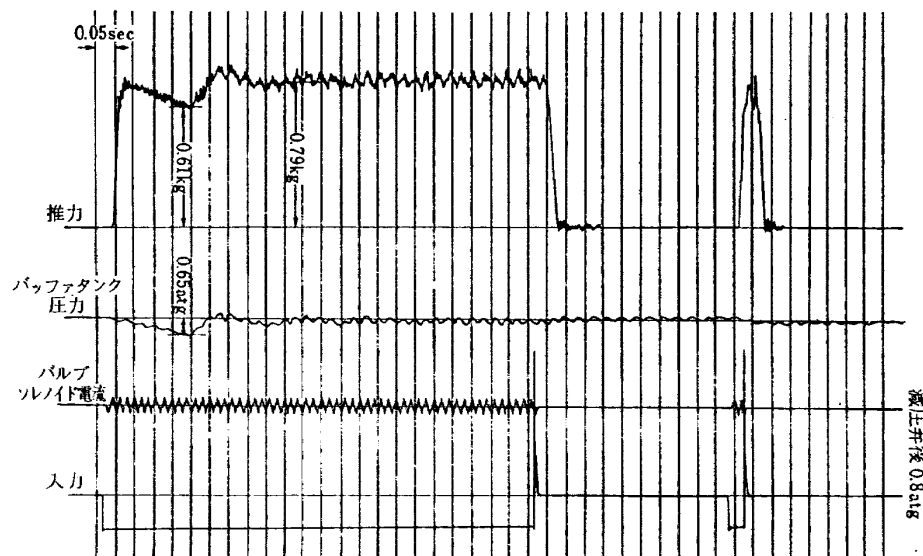


図 2.7 推力の時間歴 (1)

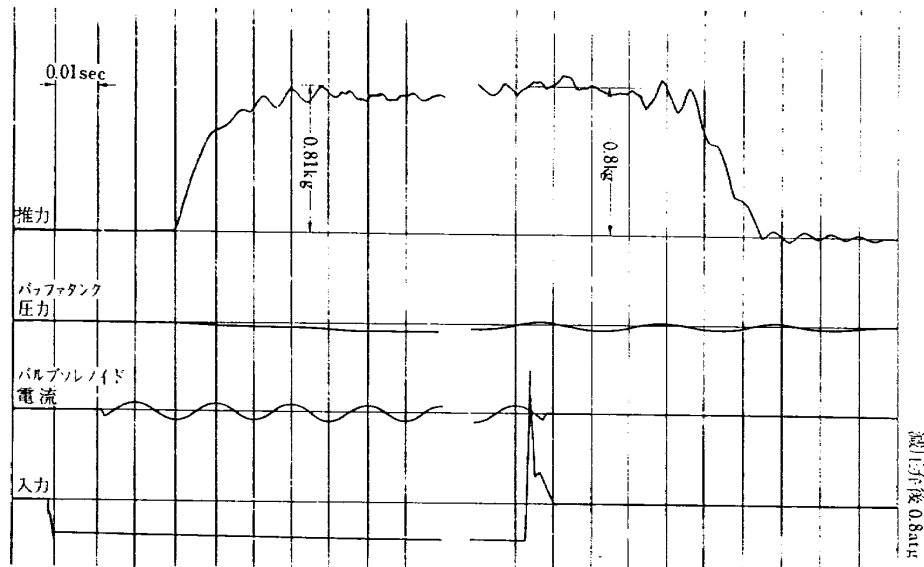


図 2.8 推力の時間歴 (2)

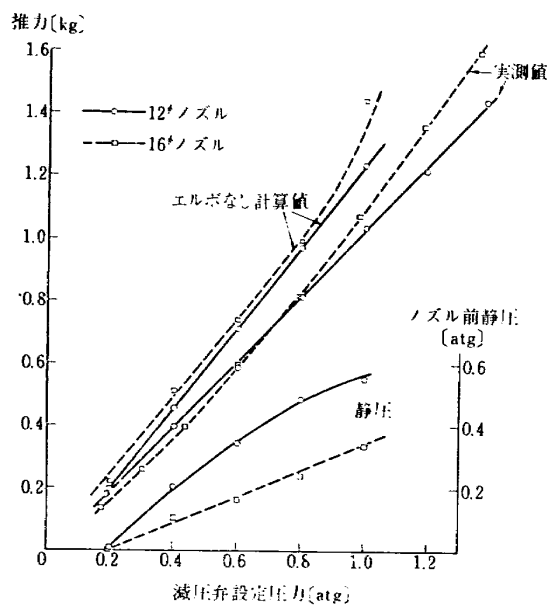


図 2.9 推力の静特性

場合の推力計算値（完全ガスが先細ノズルより断熱的に噴出し、諸損失を無視した理想的な場合）との比較を示す。この図では、減圧弁設定圧力の低い方で、12φノズルの推力が大きい。この原因としては、低圧力設定において、ノズル口径に対し上流管路抵抗が適合しないこと、および小さい推力の測定が給気用ビニール管に影響されることが考えられる。

センサとしては、レートジャイロ 3 個（400 c/s 駆動、1 kc/s シンクロ）、鉛直ジャイロと方向ジャイロ各 1 個（駆動、シンクロともに 400 c/s）を実験に用いた。これらのセンサはいずれも試作品であるが、レートジャイロに関してはノイズ、不感帯、ヒステリシス、時間遅れ（時定数 0.18 秒）、姿勢による出力の変化などの問題点があったので後述の実験ではすべて鉛直および方向ジャイロの出力を不完全微分して代用した。鉛直および方向ジャイロには多少直線性に問題はある

表 2.1 等価慣性モーメントと減衰係数

		等価慣性モーメント [kg・m・sec ²]				等価粘性抵抗係数 [kg・m・sec]			
		0		0.52		0		0.52	
送気圧力 [atg]									
姿 勢 (約)		水 平	+10°傾き	水 平	+10°傾き	水 平	+10°傾き	水 平	+10°傾き
ロール	ばね A	(0.25)							
	ばね B	0.26	0.26	0.25	0.25	0.39	0.41	0.20	0.40
ピッチ	ばね A	0.27	0.27	0.27	0.27	0.24	0.55	0.24	0.41
	ばね B	(0.31)							
ヨー	ばね A	0.54	0.53	0.55	0.54	0.39	0.38	0.27	0.40
	ばね B	0.53	0.53	0.53	0.53	0.19	0.07	0.12	0.06
	ばね A	(0.61)							
	ばね B	0.73	0.79	0.77	0.75	0.23	0.21	0.11	0.16
	ばね A	0.73	0.76	0.73	0.75	0.30	0.24	0.30	0.31
	ばね B								

() 本体のみの場合 ばね A: 0.02 kg/mm ばね B: 0.04 kg/mm 振幅 1° 以下

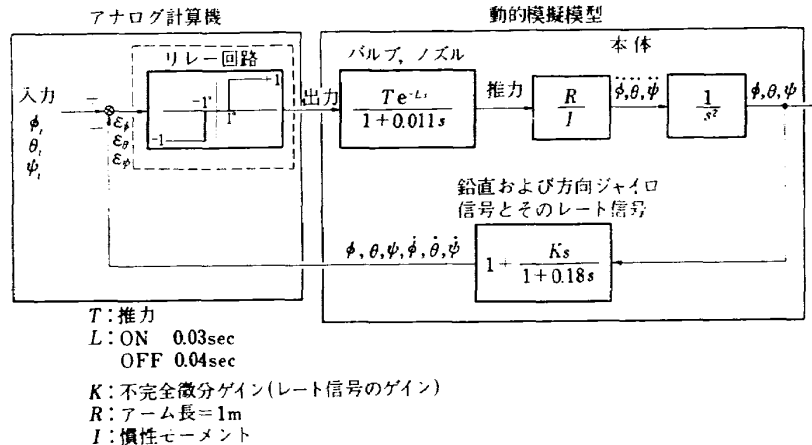


図 3.1 単純オンオフ制御ブロック線図 (回路 A)

が、制御に影響するほどの時間遅れは認められなかった。

以上述べたような全部の機器を搭載し、中継タンクとバッファタンク間を 35 本の軟質ビニール管で接続し、ノズルの弁を閉じた状態について送気の有無の場合および姿勢を変化させた場合のジンバル回転軸に対する等価慣性モーメントと、等価粘性抵抗係数を 2 種類のバネ振動測定*から求めた結果を表 2.1 に示す。なお軟質ビニール管の質量分布とか、管相互の接触による摩擦抵抗などの影響もあるが、ここではそれら一切を含めたものを、単純な二次系と仮定して求めたものである。

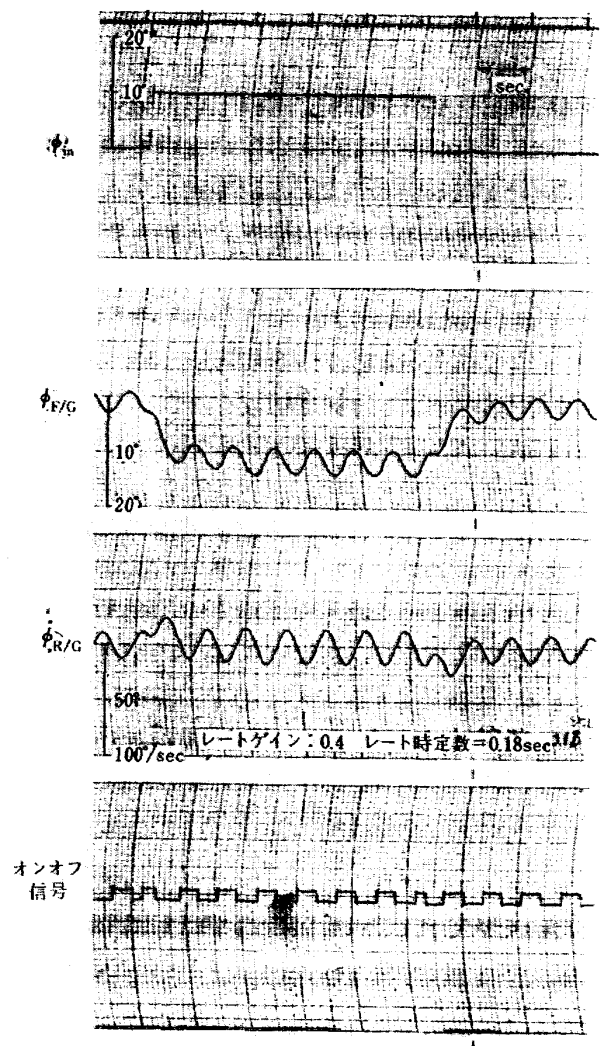
以下の実験では各軸の最大角加速度すなわち最大トルク/慣性モーメントの比をロール、ピッチ、ヨーに対しそれぞれ 2, 1, 0.5 rad/sec² の値 (実際の VTOL 機の慣性モーメントの比²⁾) に近づけるように適当なおもりなどで調整し、ロール: 2, ピッチ: 1.1, ヨー: 0.66 rad/sec² として実験を行なった。

なお、この装置はオンオフ制御弁のかわりに連続制御弁を用いれば連続制御系の実験も、もちろん可能である。

3. 単純オンオフ制御系の特性 およびその問題点

V/STOL 機をオンオフ制御する試みはすでになされている³⁾。オンオフ制御の大きな利点はまえがきにも述べたように、最大制御モーメントが節減できること⁴⁾、装置が簡単であることのほか、制御対象の最短

* バネ常数が既知のバネを模型の先端にとりつけ、バネと模型の慣性モーメントによって一種の振動系を構成してその振動特性から慣性モーメントや粘性抵抗係数を算出する。

図 3.2 単純オンオフ制御のステップ
入力応答の実験

時間制御はよく知られているようにオンオフ制御の形をとることである。しかし、オンオフ制御系では、リミットサイクルを伴い搭乗者には常に最大の制御加速度がひんばんに加わるので乗心地などの問題がある。

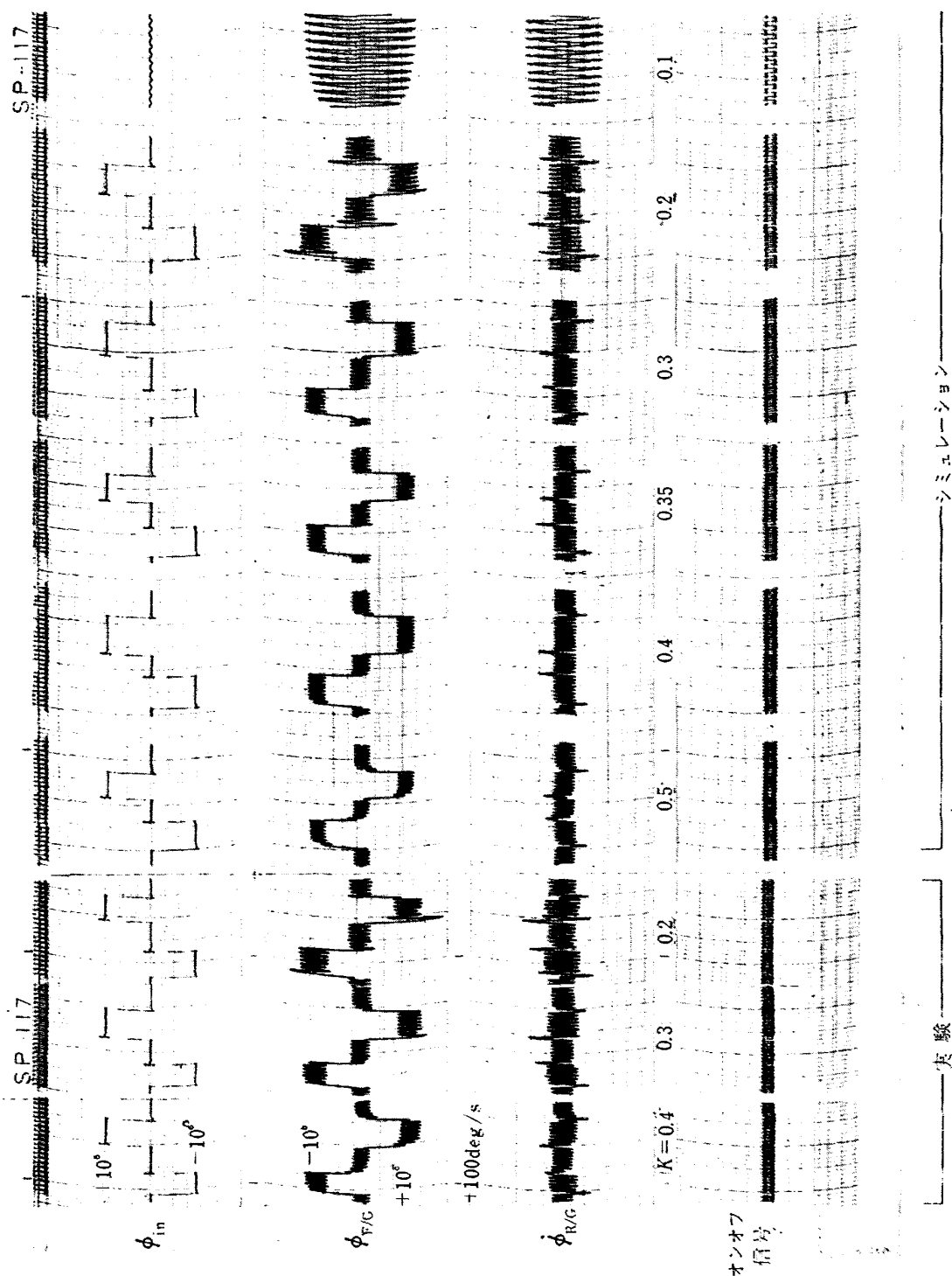


図 3.3 単純オンオフ制御の実験と計算機のみによるシミュレーション

本節では単純オンオフ制御系の特性およびその問題点であるリミットサイクルについて解析を行なう。

(1) 単純なオンオフ制御系の特性

姿勢角とそのレートをフィードバックし、中央に $\pm 1^\circ$ の不感帯を有する3位置リレーによる基本的なオンオフ制御実験のためのブロック線図を図3.1に示す。(この回路は以下、単純なオンオフ制御回路、または回路Aと略称する)この図で T は推力、 L は電磁弁のむだ時間、 K は姿勢角の不完全微分ゲイン、 R は模型のアーム長、 I は慣性モーメントで、 K の値は 10° のステップ応答がdead beat*になるように実験的に求めた値、その他図中の数値は実測値**である。 10° のステップ入力に対する動的模擬模型の応答の実験結果を図3.2に、 K をパラメータにした実験とアナログ計算機によるシミュレーション結果を図3.3に示す。これらの結果からリミットサイクルの振幅が 2° 以上もあり、正負どちらかのジェットがほとんど休む間もなく吹いているのでたとえば人工衛星などのように制御用の搭載燃料の制限のきびしいものに対しては、このままでは実用にならない。一方、後述するパルスレシオ変調回路の場合に比べてステップ入力に対する応答はより速い。その理由は加速と減速のオンオフ信号の切替えにほとんど休みがないからである。しかしリミットサイクルの振幅は後述するパルスレシオ変調回路と比べて、より大きい。そのため乗心地は最も悪いと考えられる。原因の大半はレート信号の遅れも含めて電磁弁からノズルまでの約1mの空気走行時間を含むむだ時間である。電磁弁とノズル間を近づければ上述の欠点は幾分軽減される。後述する図4.7回路Aに示すように、ステップ外乱応答は、最初の外乱印加時における大きな偏差は別として、振動が二段がまえになっている。これは左右のノズルが交互に吹く場合が振幅の大きい方で、片方だけの場合が小さい方である。片方だけの振動の場合、オフセットは後に述べるパルスレシオ変調回路のものと比べて小さい。

(2) リミットサイクルの解析

厳密な解析は超越方程式を含む複雑なものとなるのでここでは図3.4に示すようにリレーは不感帯を持たず、かつ、レートジャイロの時定数をむだ時間とみなすなどの仮定をすると、リミットサイクル振幅 Δ は

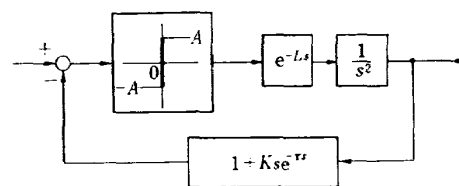


図 3.4 リミットサイクル計算モデル

簡単な計算により次式で示される(付録1参照)。

$$\Delta \doteq \frac{A}{2} \left\{ \frac{\frac{K}{L}(\tau + L) - \frac{L}{2}}{\frac{K}{L} - 1} \right\}^2$$

ここに A はノズル全開時の最大角加速度、 L は操作部のむだ時間、 K はレート信号のゲイン、 τ はレートジャイロのむだ時間である。実例として、図3.1の場合、 $K=0.4 \text{ sec}$ 、 $L=0.035 \text{ sec}$ (平均)であるから $K/L > 10$ となり

$$\Delta \doteq \frac{A}{2} (\tau + L)^2$$

で示される。 Δ はノズルのむだ時間とレートジャイロの遅れによるものであるが、この場合には τ は 0.18 sec であるから $L=0.035 \text{ sec}$ よりはるかに大きく影響が特に著しい。したがって、このような単純な系でのリミットサイクルの振幅の大きさと周期はすべてレートジャイロの時定数の影響であるということが出来る。(試作レートジャイロの τ が大きい原因は復調整回路の不良によるもので、交流電源のハムが邪魔にならなければ τ を $1/10$ 程度に減少することが可能である。)図3.5の回路(A)*は図3.1において同一の空気系のむだ時間 L に対し、ジャイロ時定数 τ を変えたときの各種ステップ応答のアナログ計算機によるシミュレーション結果を位相面で示したもので、 τ の影響の大きいことがわかる。同図には、後にのべる回路(C)の場合の、時定数 τ の影響も合せて示してある。時定数が 0.05 秒 のときの模型の実際のステップ応答実験の時間歴は図3.6である。

これらの結果から、鉛直および方向ジャイロ信号を不完全微分してレート信号を作る場合に、 τ が小さいほどリミットサイクルは小さくなることがわかるがそれにも限度がある。すなわち時定数 τ を 0.025 秒 にするとレート信号の中にパルスからの誘導と考えられるスパイクが見られる(図3.7)が、 0.05 秒 以上では見られなくなる(図3.6, 3.7)。このように、リミットサイクルの振幅を小さくするためには、 τ が小さ

* dead beat とは over shoot のない応答で、線形系の臨界制御の時の応答に相当する。

** フィードバックのレート信号の時定数 0.18 秒 は前述の試作レートジャイロの実測値と同じ値に設定したものの。

* 図3.5の回路(C)については5節で述べる。

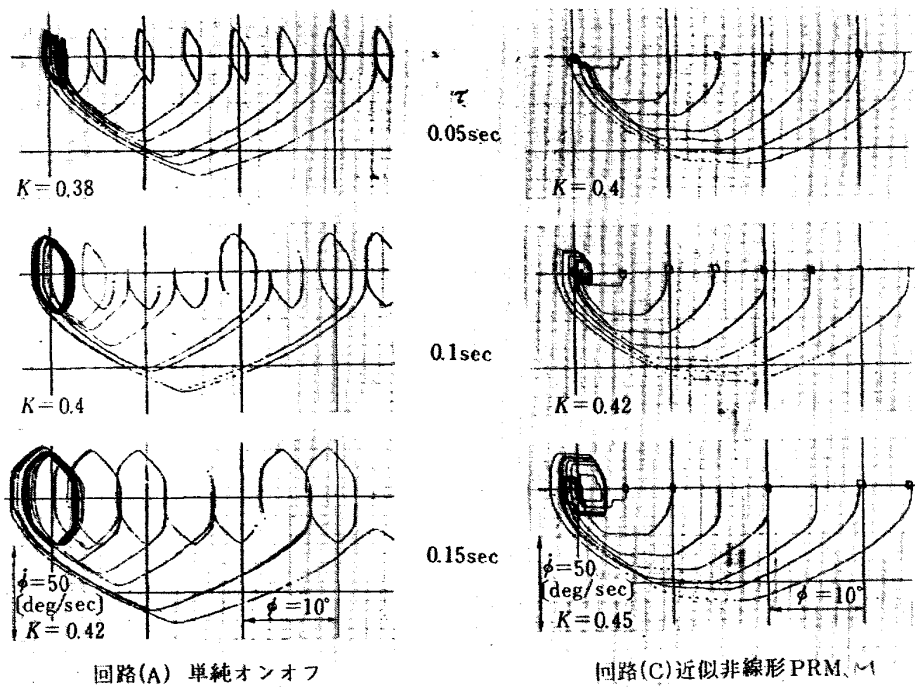


図 3.5 レートジャイロの時定数の影響 (ステップ入力応答) のアナログ計算機によるシミュレーション

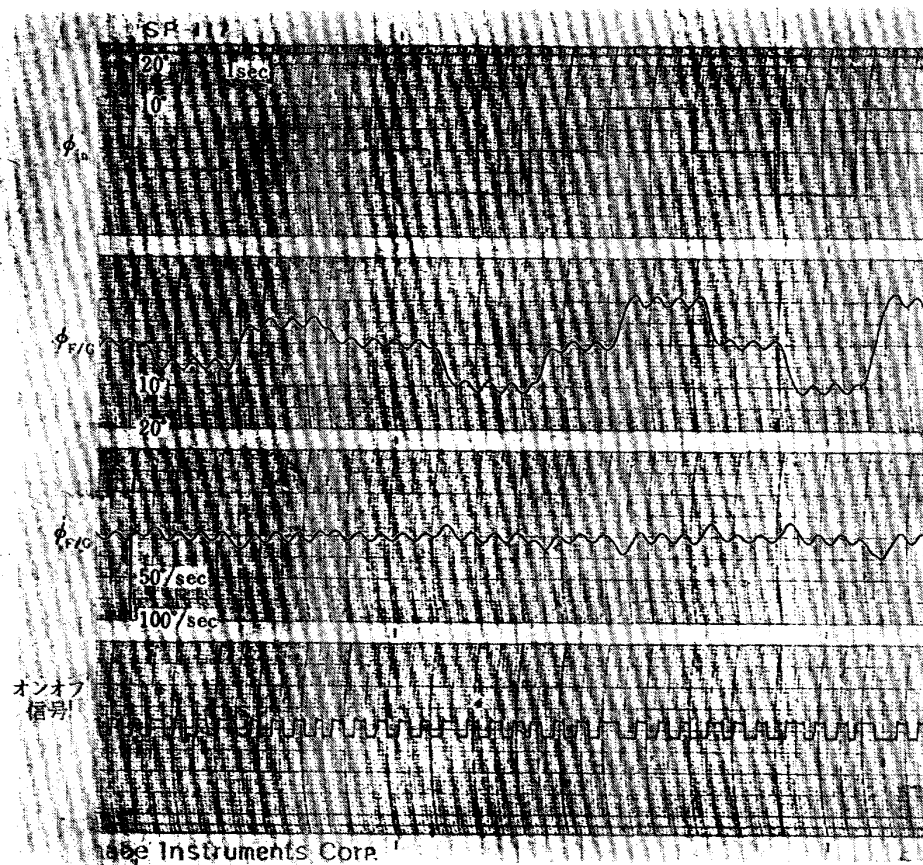


図 3.6 単純オンオフ制御のステップ入力応答の実験 (レート時定数=0.05 sec)

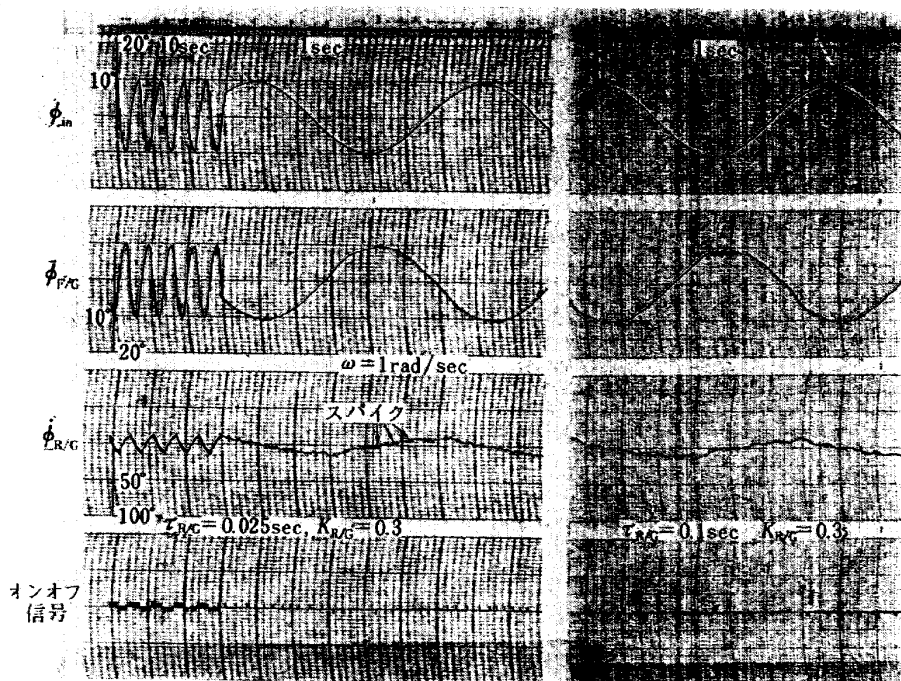


図 3.7 単純なオンオフ信号を線形化した場合の正弦波入力応答実験
(レート時定数によるスパイクの発生)

(線形化については後述する。線形化してもオンオフ信号であることに
変りはないから、スパイクは線形化に本質的に無関係である。)

いほど良く、スパイク発生を防ぐためには τ はある程度大きくしなければならない。この後に述べる実験においては鉛直および方向ジャイロ信号の不完全微分(アナログ計算機による)時定数は 0.05 秒とした。

4. パルスレシオ変調回路による制御

(1) パルスレシオ変調による制御の必要性

3 節で述べたように、オンオフ制御の問題点であるリミットサイクルは、姿勢誤差がゼロに近い場合に通常発生するので、これを防ぐために誤差がゼロ付近で線形制御に切り替える、いわゆる dual-mode の制御回路が必要である。そのためには、線形連続制御装置を別に搭載する必要が生じ、装置の重量および複雑さが増す。リミットサイクルを完全になくすることはできないが、これに代わる現実的な方法の一つとしてパルス変調による線形化がすぐれていると考えられる。

パルス変調の方法も各種の方法があるが、使用しているオンオフ弁の性能(とくに安定性)によって制約を受け、(本実験ではパイロット方式電磁開閉弁を使用)パルス幅がオンオフ弁の応答領域以上に相当する小さな値に対してときどき発振現象*を起こすことが

あるので、パルス幅がオンオフ弁の特性によって規定される値(本実験では約 34 msec)以下にならない変調法でなければならない。パルスレシオ変調は簡単にパルス幅を制限することができるので、この問題に対して非常に有効である。したがって単純オンオフ制御に代る方法として、パルスレシオ変調⁶⁾回路の近似回路⁶⁾の性能について以下に検討を行なう。

(2) パルスレシオ変調回路とその基本特性

実験を行なうパルス変調回路はパルスレシオ変調回路の近似回路で、以下に述べる線形変調回路と、非線形変調回路である。すなわち

線形変調回路; 図 3.1 の破線部を図 4.1 で置き換えた線形パルスレシオ変調の近似回路⁶⁾(以下、回路(B)と略称)

非線形変調回路; 図 3.1 の破線部を図 4.2 で置き換えた非線形パルスレシオ変調の近似回路⁶⁾(以下、回路(C)と略称)

である。ただしレート信号の時定数は前述のように 0.05 sec にした。回路(B)は τ を大きくして静特性の直線性をねらい、しかも一変調器で正負両変調器を兼用したものである。回路(C)は静特性の hard spring 特性をねらった回路で、いわゆる dual-mode の特性をねらったものである。 H_L , H_N は回路定数である。

* 本実験では約 100 cps で内部のダイヤフラムが振動し、平均推力が約 1/3 に落ち、オンオフ信号では発振が止まらなくなる。

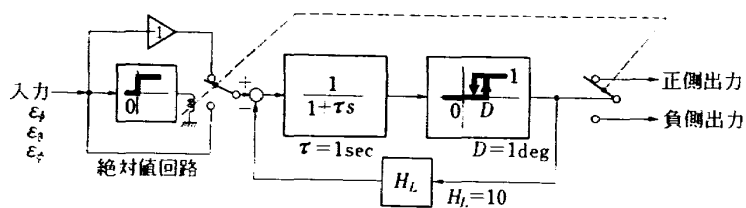


図 4.1 線形変調回路 (回路(B)と略称, 一変調回路で正負を兼用)

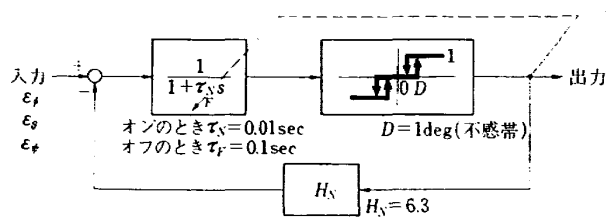


図 4.2 非線形変調回路 (回路(C)と略称)

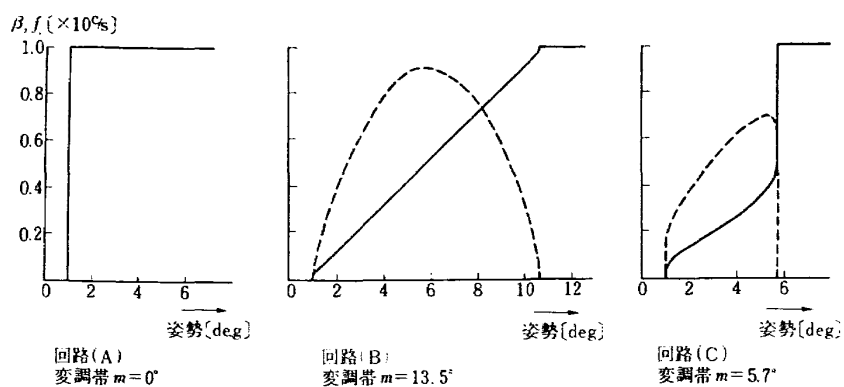


図 4.3 回路 (A) および (B), (C) 変調回路の静特性

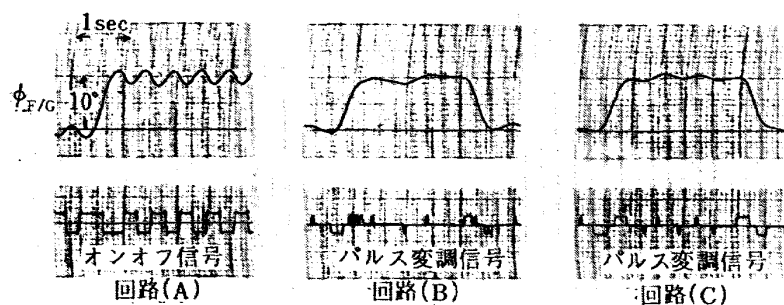
(実線は duty ratio: β , 破線は周波数: f)

図 4.4 10° のステップ入力応答の実験

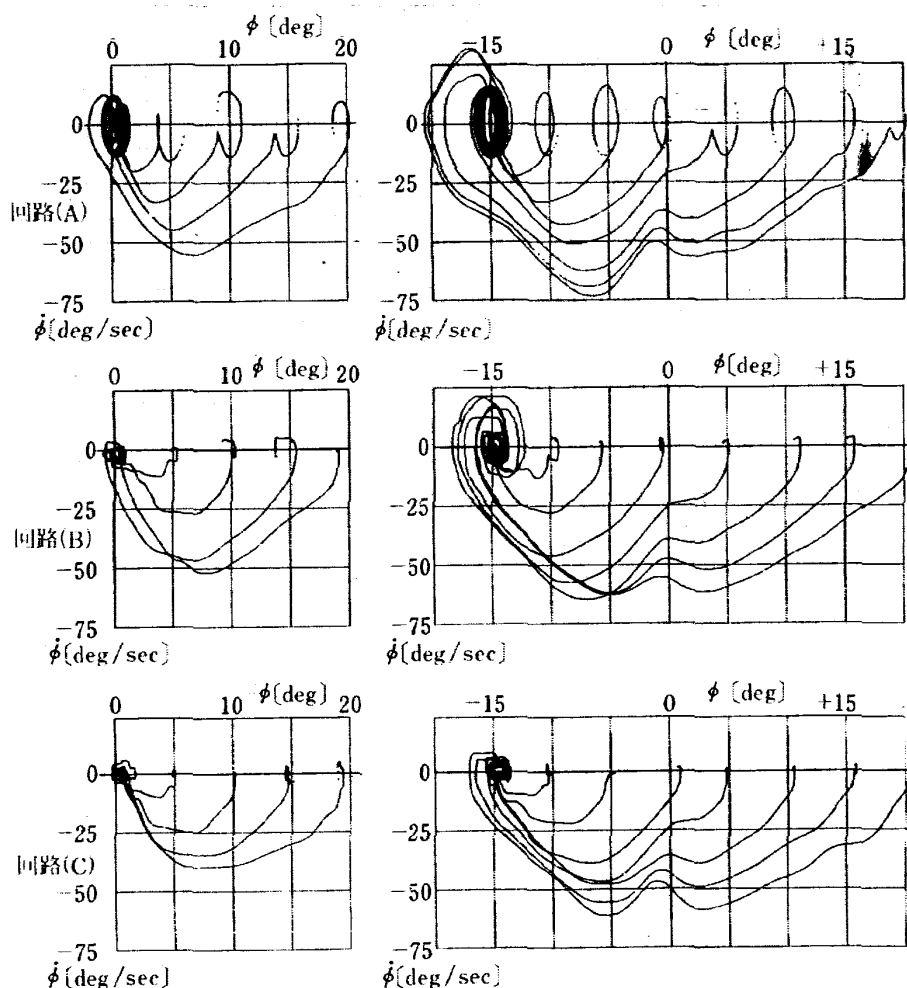


図 4.5 各種ステップ入力応答実験の位相面軌跡

三者の静特性を図 4.3* に示す。

このあとの実験結果は比較のために、回路 (A), (B), (C) によるものを並べて示す。

図 4.4 に 10° ステップ応答のオンオフまたはパルス変調信号を含む早送り時間歴を、各種ステップ応答の位相面軌跡を図 4.5 に、時間歴を図 4.6 に、制御モーメントの 90% に相当するステップ外乱応答を図 4.7 に示す。この制御モーメントの 90% に相当するステップ外乱は、制御上非常にきびしい外乱を意味する。図 4.5 の位相面は姿勢が 0° 付近において軌跡が湾曲しているが、この原因は装置自体から来るもので、これについては付録 2 に検討結果を述べる。レー

ト信号のゲイン K はステップ入力の大きさによって最適な値 (dead beat になる値) が変化するが、ここでは 10° ステップ入力時に最適になるように $K=0.3 \sim 0.45$ の範囲の値に固定してある (実験時の軟質ビニール管の特性変化によって多少変動する)。これらの実験から、回路 (B), (C) は以下のようにまとめることができる。

i) 回路 (B) の特性

リミットサイクルは、回路 (C) と同様に小さく、一般に良好な制御が可能である。この制御回路に含まれる一次遅れ時定数 1 sec は大きな値であり、正負の変調器に分けて制御すると一次遅れのために発散する。そのためここでは正負変調器を一つで兼用し、変調器への入力の正負によって出力を正負に分ける新しい方式を考案した⁹⁾。この方式は、一次遅れの残留電圧を正負の切替えによって進みの残留電圧に早替りさせ、発散を防ぐ効果を与えている。さらに興味ある特性として、位相面軌跡でわかるように、ステップ入力がある程度大きくなると、前述の遅れ電圧が切替えに

* 図中の変調帯 m とは変調される範囲のことで、線形変調の場合には $1/m$ が近似的に変調回路のゲインに等しい。 m の値は B, C 両回路ともに正負 1 発づつのパルスによるリミットサイクルに収まる最小の値 (最大のゲイン) に設定した。図中 duty ratio β とは、パルスを発生している時間を T_N 、パルスの無い時間を T_F とすると、 $\beta \equiv T_N / (T_N + T_F)$ で表わされる。

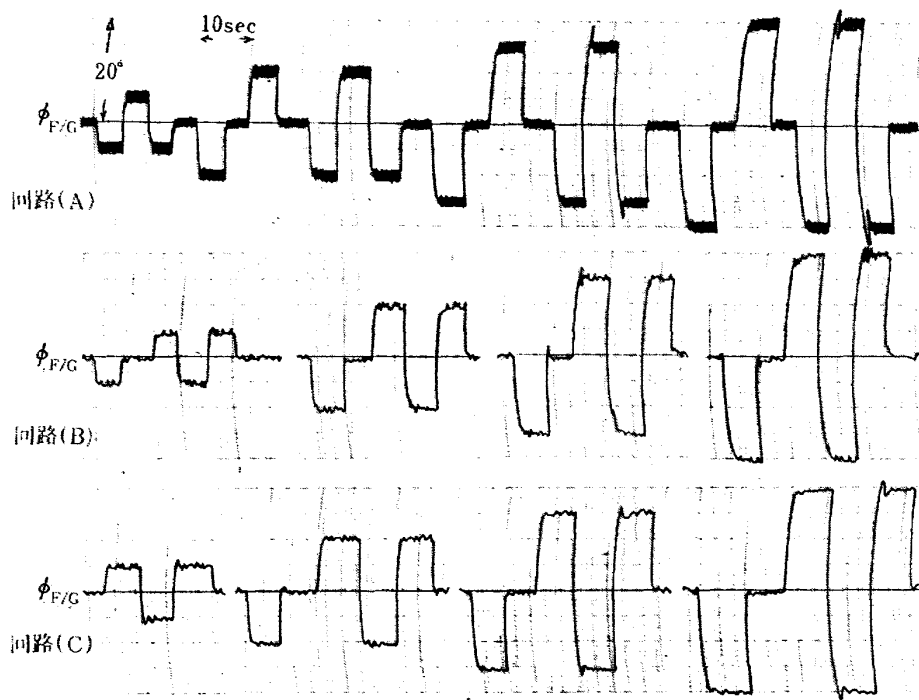


図 4.6 ステップ入力応答の実験の時間歴

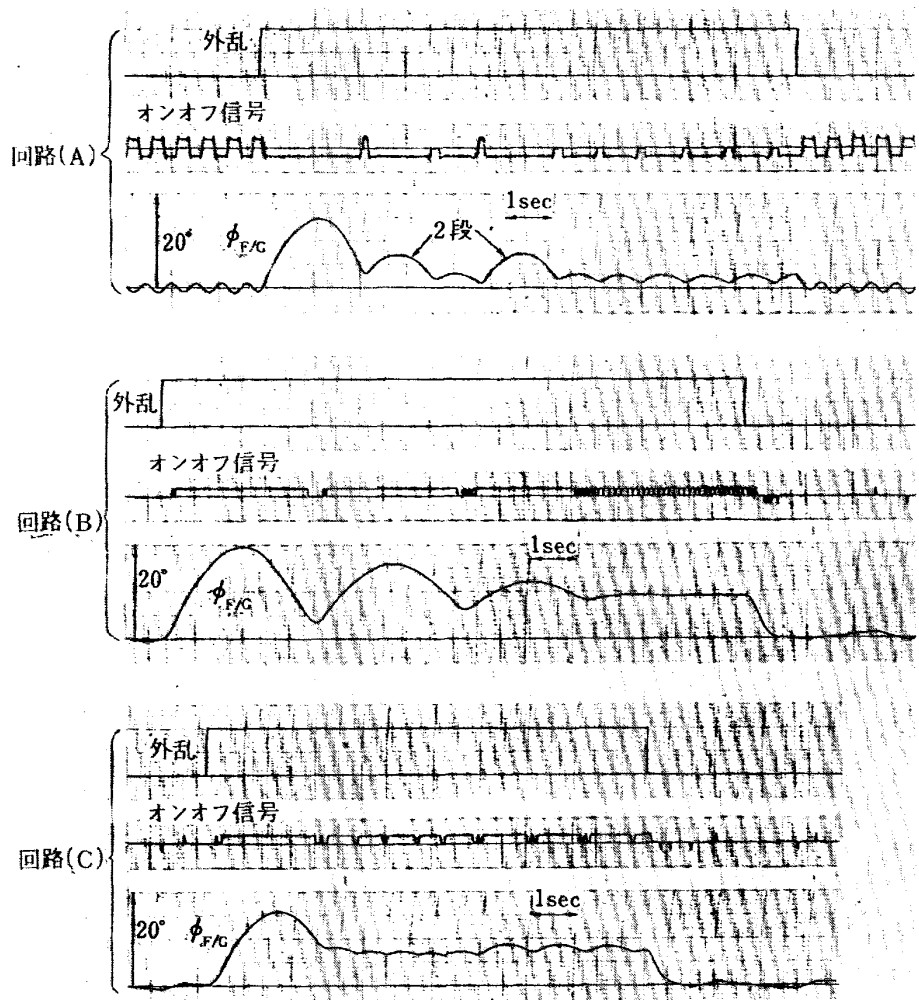


図 4.7 ステップ外乱応答の実験

〈制御モーメントの 90% 相当のステップ状外乱に対する応答〉

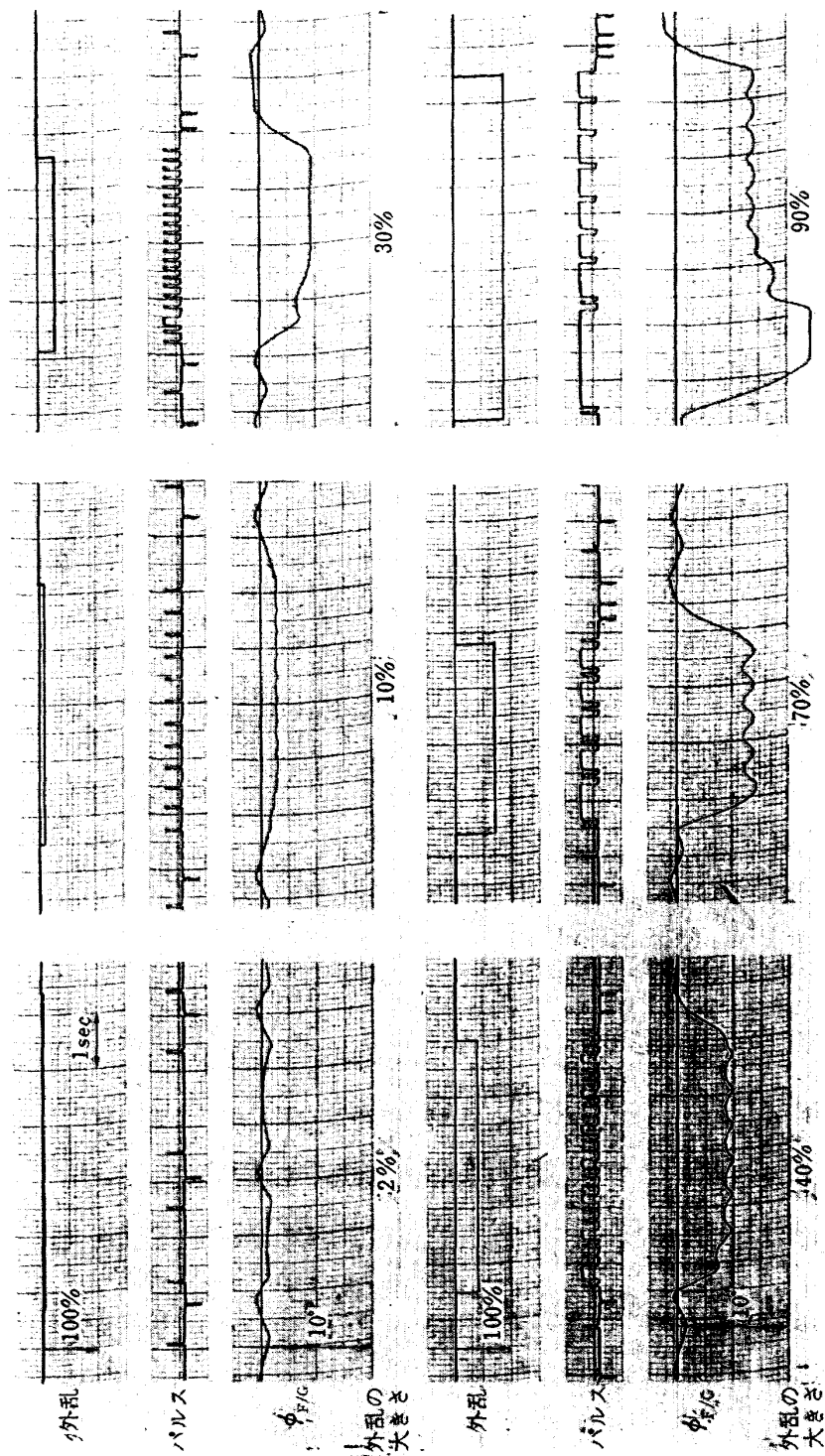


図 4.8 ステップ状外乱モメント (制御モメントに対する %) 応答, 同路
(c) の場合 (アナログ計算機によるシミュレーション)

よって進み電圧となる量が増大するので減速のための出力の出る位相が進むためにオーバーシュートが小さくなる。(図 4.5 の回路(B)を参照)。外乱に対しては印加時に 2~3 回大きな振動をするが、定常状態ではリミットサイクルの振幅がもっとも小さい。

ii) 回路 (C)

線形領域を最小限にとどめた hard spring 特性の静特性を有する制御回路であるが、三者のうちでは応答がもっとも遅い。その理由は一次遅れの時定数は小さくとっているが、大きなステップ入力などでは機体の回転速度が大きくなり、その一次遅れが効いてくるためである。ステップ外乱に対しては定常状態へ落ち着くのは速いが、回路 (B) と同様に割合に大きなオフセットが出る、また外乱と釣り合うために静特性曲線のもっとも傾斜の大きい処が使われるので部分的にゲインが大きくなったと同様な効果が出るために割に大きな定常振動が生じる。外乱の大きさが最大制御モーメントの約 30% 以下では定常振動が小さくなる (図 4.8 のシミュレーション例を参照)。

(3) 線形回路と非線形回路の特性比較

特に、この動的模擬模型はロール軸が最大の制御角加速度をもっており、3 軸中、制御の精度をあげることがもっとも困難であるので、以下、主としてロール軸制御について行なった検討結果について述べる。

図 4.9 は回路 (B) と回路 (C) の場合のアナログ計算機によるシミュレーションで、回路 (C) の場合は不感帯通過部分 (軌跡の水平な部分) が大きいのに反し、回路 (B) ではステップ入力の大きさが 20° 以

上になるとその部分がなくなり、前述の一次遅れの残留電圧が進み電圧として大きな貢献をして減速への切替えの早いことを示している。ただし回路 (B) の方法は回路 (A) の場合と同様に入力の印加状態によって最小のパルス幅を割る心配がある。

図 4.10 は回路 (B) と (C) の場合のステップ応答時におけるパルスの状態を示したもので、両者の差を強調するために回路 (B) ではとくに変調帯幅を 20° に拡張したものである。回路 (B) のような線形変調回路では静的には変調帯幅に全く無関係にパルス繰り返し周波数が決まってしまうが、変調回路への入力がある速度で変調帯を通過するものとすれば変調帯幅が大きいほど変調帯通過速度が小さくなって静的な場合と同様なパルス繰り返し周波数に近づいて増大する。逆に変調帯幅を小さくするとパルス数は減少する。回路 (C) は (B) に比べてパルス数が少ない特徴を有するが、この場合にも変調帯幅が狭いほど動的入力に対してパルス数が減少する。(B) 回路も (C) 回路もともに変調帯幅が狭いほど等価的なゲインが増大するので、外乱に対するオフセットも減少する。その反面、ゲインの増大とともにリミットサイクルも増大させるので変調帯幅には限度がある。この決め方はむだ時間やレート信号の時定数やゲインとも関連して複雑なので、今回の実験では実験的になるべく変調帯幅が小さくなるような値にしたのが前述の図 4.3 の静特性である。変調帯幅を小さくするには回路 (C) のように hard spring 特性にすることによって可能であり、かつ大きな外乱に対しては回路 (B) よりもオフセット

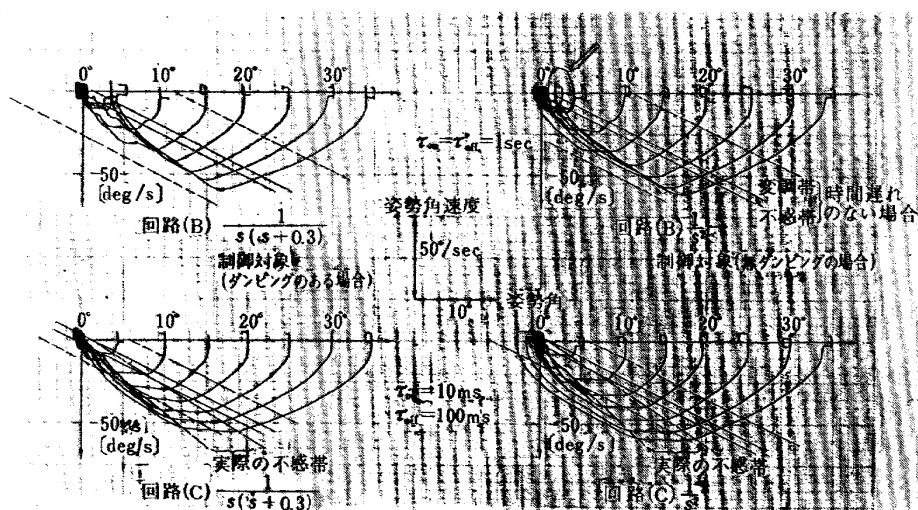


図 4.9 近似線形パルスレシオ変調と近似非線形パルスレシオ変調の比較
(アナログ計算機によるシミュレーション)

(実線と破線の斜線は時間遅れのない場合の不感帯と変調帯の範囲を示し、一点鎖線の斜線は時間遅れを含む実際の場合の不感帯を示す。)

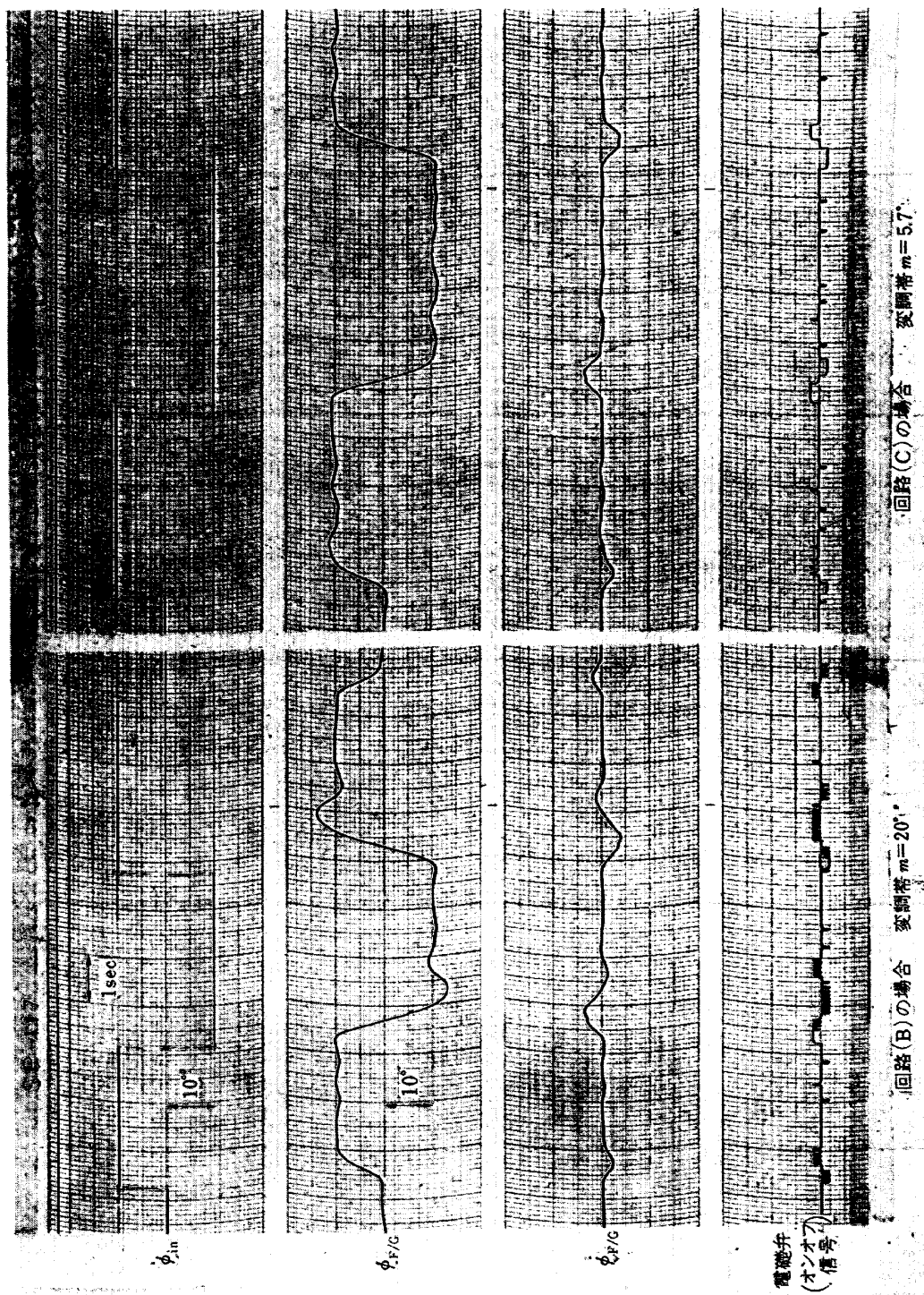


図 4.10 ステッピング入力応答と電磁弁の動作状態 (実験)

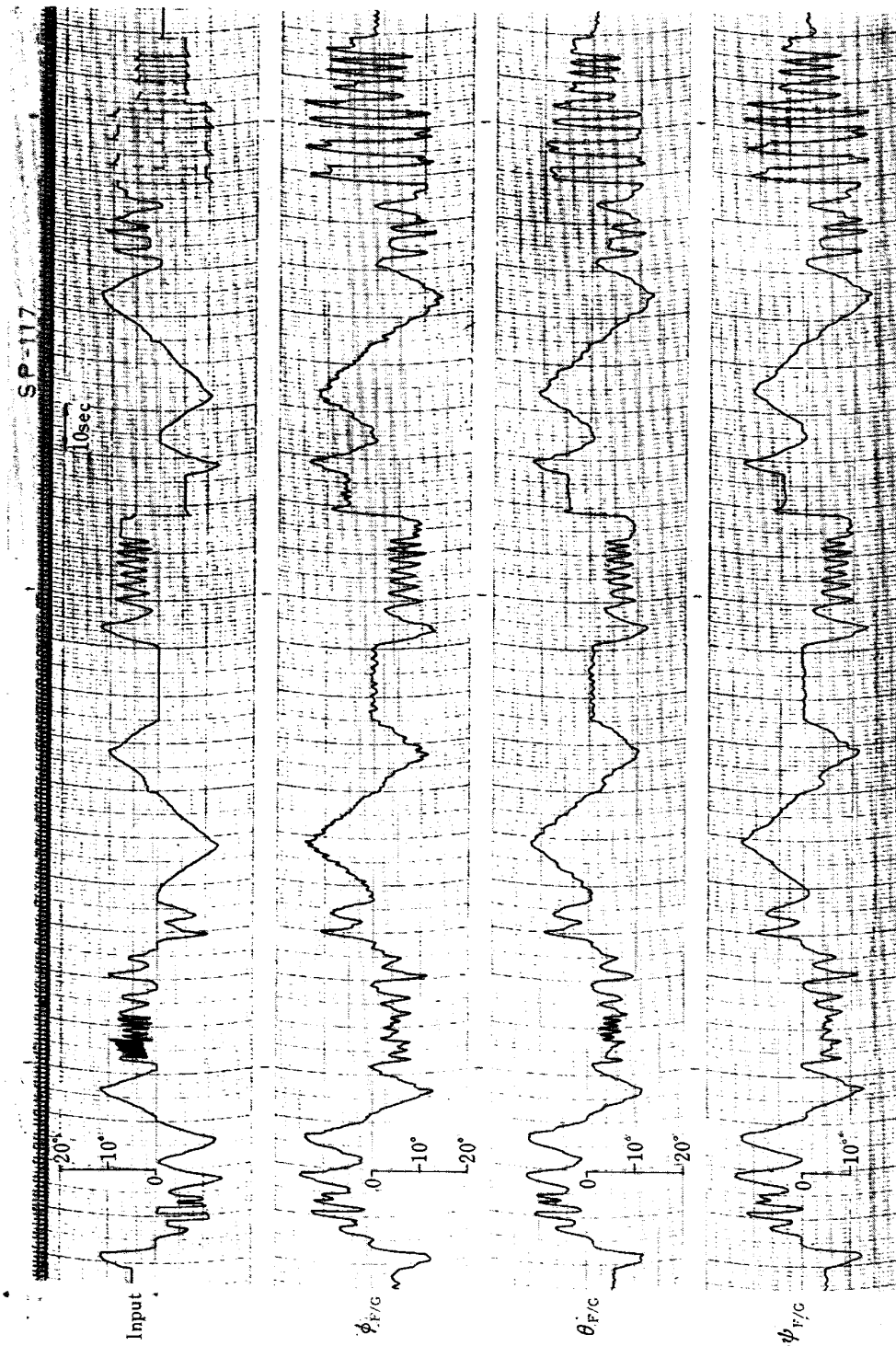


図 4.11 3 軸同時制御 (ランダム入力の場合の実験)

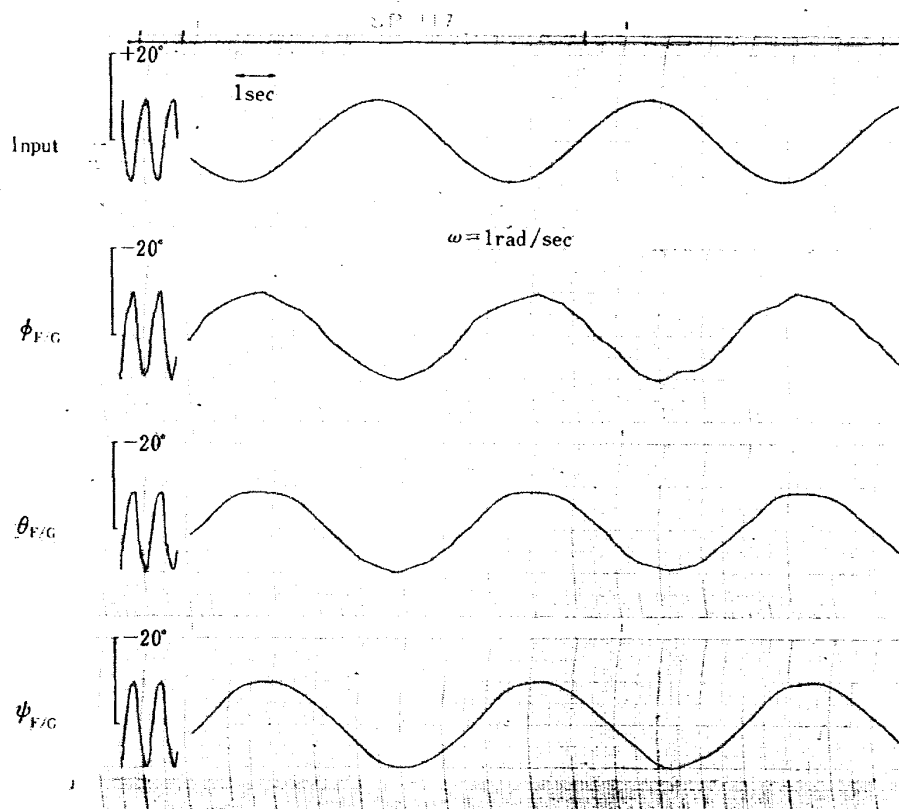


図 4.12 3 軸同時の正弦波入力応答の実験

は小さくできるが、リミットサイクルの振幅が大きくなる。回路 (B) の場合はオフセットは外乱の大きさに比例して大きくなるが、リミットサイクルの振幅は非常に小さくてすむ。その原因は回路 (B) の方が繰り返し周波数が回路 (C) より大きいので当然パルス幅がより小さく、したがって分解能が良好になったことと、ゲインが一定で、回路 (C) のようにゲインが大とならないからである。

図 4.11 は 3 軸に同一のランダムな入力を同時に加えた場合の回路 (B) の応答である。図 4.12 は 3 軸に同一の 1 rad/sec , 10° 振幅の正弦波を同時に加えた場合の回路 (C) の応答である。パルスの最小幅は 3 軸とも等しく、したがってロール、ピッチ、ヨーの順に分解能が良好となり、応答がなめらかになっている。

以上の実験結果から、回路 (A) の単純オンオフ方式はアクチュエータのむだ時間やレート信号の遅れを小さくしない限りこのままでは実用できない。時間遅れが小さくなるとリミットサイクル時のパルス幅が小さくなるので小さなパルス幅に対する対策も必要となる。回路 (B) の線形パルス変調の近似方式はパルス幅が小さくなる場合の対策と、図 4.9 に見られるような (矢印) 妙な現象もあるので入力や外乱の種類に対する安定性を一層検討する必要がある。大きなステ

ップ入力に対してもオーバーシュートしない現象はステップ入力に対する最適制御のための回路に対して何らかのヒントになると考えられる。回路 (C) は三者のうちでもっとも実用性があると思われるが、ステップ外乱に対するリミットサイクル振幅に関しては回路 (B) に劣り、オフセットに関しては回路 (A) に劣る。したがって要求条件によっては回路 (C) が使えないこともある。回路 (B), (C) はともに近似回路であるが、厳密な回路⁶⁾を使用すればより良好な結果が得られることが予想される。

また今回の装置ではパルス最小幅が 34 msec 以下にできないことと、各軸の最大角加速度として 2. (2) の値を採用したので系の分解能が決まってしまう、したがって定常状態では回路 (B) または回路 (C) 以上の特性は望めないと思われる。分解能がさらに良好で、系の遅れがもっと小さくなると回路 (C) の場合の静特性の変調帯幅をもっと小さくでき、変調帯以外を主として使用する最適制御のための dual mode 回路の一方式として有効であると考えられる。なお、回路 (C) の場合のレート時定数の影響を図 3.5 回路に示した。回路 (A) の場合との比較のために両者を並べて示した。これによると、 10° のステップ応答は dead beat であるが、ステップの大きさがそれ以上になると

リミットサイクルに落ちつくまでに振動しやすくなって特性が悪化する。しかし、リミットサイクルは回路(A)の場合のように大きくはならない。

5. む す び

VTOL 機用姿勢制御系として単純オンオフ制御系を採用した場合の問題点およびパルスレシオ変調回路の近似回路によるオンオフ制御系について実験検討した結果、以下に示す結論を得た。

- (1) 最大制御モーメントの制限のきびしい VTOL 機の制御として、オンオフ制御は有効である。しかし、姿勢角とそのレート信号のフィードバックをそのままオンオフする単純なオンオフ回路ではステップ入力に対する応答は速いが、定常状態で大きなリミットサイクルが生ずるために実用向きではなく、何らかの線形化または時間比例化の必要のあることを指摘した。
- (2) 直線性を主目的にした大きな時定数の一次遅れを有する単純なパルスレシオ変調近似回路では、正負両変調回路を別個に作動させる場合には不安定となるが、正負を一変調回路で兼用し、リレーの切替で正負に再生するように特別に開発した回路では、安定化され、しかもステップ応答ではある程度大きな入力のほうが途中の不感帯による遊びがなくなってスイッチングが早まるので、準最適制御回路の参考となることを示した。
- (3) 最後のデュアルモードをねらった単純化したhard spring 型特性のパルスレシオ変調近似回路では、むだなオンオフの繰り返しが激減し、アクチュエータなどの長寿命化に役立つ。しかし、回路を簡単にするため近似回路を採用したために切替時に遅れが生じることと、不感帯を通過する時間が割にかかるので、前二者よりも速さの点で劣り、しかも外乱に対して hard spring 特性の急峻なところで大きなリミットサイクルを発生する欠点も示した。近似回路でなく、厳密な回路を採用すれば応答も速くなり、外乱特性の向上が可能と思われる。
- (4) 姿勢制御用オンオフ制御系の特性、特に、リミットサイクルに、レートジャイロの時定数が大きな影響をおよぼすことを実験および解析的に示した。なお、鉛直ジャイロの信号を不完全微分したものがレートジャイロの代わりに使用できることも示した。本実験の場合、時定数は約 0.05 秒が実用限界であった。
- (5) また本実験で用いたオンオフ制御用電磁開閉弁

ではオンまたはオフの継続時間がある一定値以上でないと開閉弁自体が発振する現象の存在すること、およびこの発振防止に対してパルスレシオ変調回路が有効であることを示した。

動的模擬模型は、本実験を通じて、V/STOL 機およびロケット、人工衛星などの制御の実験用装置として有用な装置であることが示された。しかし、なお以下に述べるような改良すべき問題点があった。模擬模型は軟質ビニール管を伸介として外部から送気されているので、人工衛星などのような微小な回転トルクで動作する場合の模擬は、厳密には不可能であり、この欠点を除くためには空気ベアリングを使用した送気方式などを採用する必要がある。

今回の実験結果のうち、とくにジャイロの時定数に関するものは、当研究所の可動アイアンボード装置⁷⁾およびフライングテストベッド⁸⁾の制御回路に成果が生かされている。

なお、本動的模擬模型の考案は、当時の計測部長、松浦陽恵現所長によりなされたもので、このアイデアに基づいた V/STOL 機の制御の実験を行なうため、昭和38年度特別研究「動的模擬による V/STOL の制御に関する研究」を行ない、昭和39年3月末動的模擬模型の完成を見た。以後、各種の実験に用いられている。本模型の計画設計製作および実験にあたり、松浦陽恵所長に終始御指導を頂いた。また、ジャイロの試作にあたって、計測部機器研究室の大月正男、山田博両技官が協力されたことを付記する。

付録 1 リミットサイクル振幅計算式

リミットサイクル振幅 d の計算式について述べる。姿勢角が振幅 d のリミットサイクルを続けている場合の角速度、それを検出するレートジャイロ信号(簡単化のために時定数をむだ時間 τ で置換)、むだ時間 L がない場合のオンオフの切替時刻 t_1 などの関係を示した付図 1.1 から次の2式が容易に導かれる。

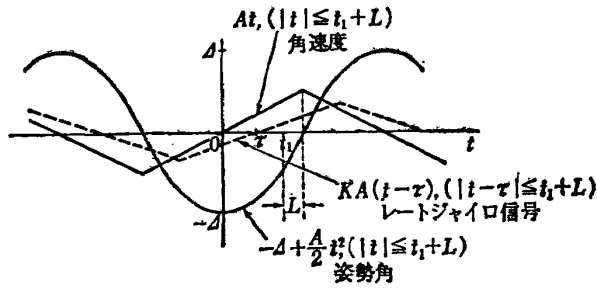
$$-d + \frac{A}{2} t_1^2 + KA(t_1 - \tau) = 0 \quad (\text{A. 1})$$

$$-d + \frac{A}{2} (t_1 + L)^2 = 0 \quad (\text{A. 2})$$

この2式から

$$t_1 = \frac{K\tau + \frac{L^2}{2}}{K - L} \quad (\text{A. 3})$$

(A. 2) 式に代入して



付図 1.1 リミットサイクル説明図

$$A = \frac{A}{2} \left\{ \frac{\frac{K}{L}(\tau + L) - \frac{1}{2}L}{\frac{K}{L} - 1} \right\}^2 \quad (\text{A. 4})$$

これが求めている近似式である。また、周期 P は

$$A = \frac{A}{2} \left(\frac{P}{4} \right)^2 \quad (\text{A. 5})$$

であるから

$$P = \frac{4 \frac{K}{L}(\tau + L) - 2L}{\frac{K}{L} - 1} \quad (\text{A. 6})$$

で与えられる。

付録 2 動的模擬模型の非線形性の検討

この装置における最大の問題点は空気源からの軟質ビニール管による送気であり、これによってダンピング効果や望ましくないモーメントを生じている。機体内部に空気源を搭載しない限りこれらを除外できないが、望ましくないモーメントのうち復元モーメントに相当するものは前述のように機体の重心位置を回転中心より多少上にしてビニール管による復元モーメントを打ち消すようにして実用運動範囲を広げることが可能である。しかしそのために水平位置付近ではどうしても重力による発散モーメントの方が大きくなる。これまで述べてきた実験ではビニール管の復元モーメントとの釣合点は $\pm 15 \sim 20^\circ$ となるので前述の図 4.5 に見られるように位相面図の水平位置付近にゆがみが生ずる。この装置の姿勢変化によって生じる回転中心まわりのモーメントは上述のように水平付近では重力発散、大きく傾いた位置ではビニール管の復元モーメントであるので、姿勢に対するモーメントの量は大体対称三次曲線のようなものと想像される。いま姿勢 ϕ に対してビニール管の復元モーメントが $R\phi^3$ であるとし、ビニール管も含む運動体全体の重量を M 、重心が回転中心に対して D だけ真上にあるとすれば重力による発散モーメントは $-MD \sin \phi$ である。両者

をまとめ、 $\sin \phi \approx \phi$ とすると

$$R\phi^3 - MD\phi = R\phi \left(\phi - \sqrt{\frac{MD}{R}} \right) \left(\phi + \sqrt{\frac{MD}{R}} \right) \quad (\text{A. 7})$$

となり

$$\phi = \pm \sqrt{\frac{MD}{R}} \quad (\text{A. 8})$$

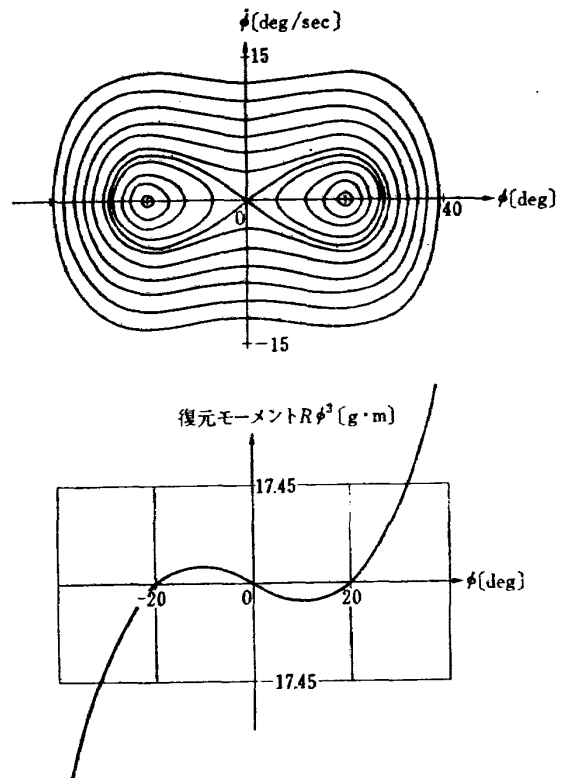
が安定な平衡点である。したがって制御をしない無ダンピング状態の模型の運動方程式は

$$I_X \ddot{\phi} + R\phi^3 - MD\phi = 0 \quad (\text{A. 9})$$

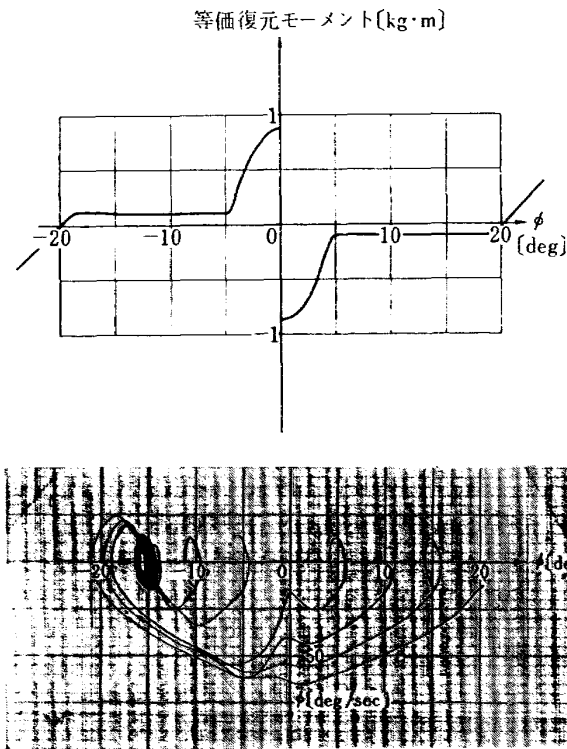
ここに I_X は回転軸に対する模型全体の等価的慣性モーメントである。これを ϕ について 1 回時間積分すれば

$$\frac{1}{2} I_X (\dot{\phi})^2 + \frac{R}{4} \phi^4 - \frac{MD}{2} \phi^2 = c \quad (\text{A. 10})$$

ここに c は積分常数でエネルギーに相当する。この式から、 ϕ が小さい範囲 ($\phi \approx 0$) では第 2 項が無視できるので、 $\dot{\phi}-\phi$ 曲線すなわち位相面軌跡は双曲線に近い形をとることになり、実験結果とも一致する。上式をアナログ計算機で求めたのが付図 2.1 である。付図 2.1 では実験におけるほど激しい湾曲を示していない。その原因として、一つにはビニール管の特性が単純な線形の復元モーメントでないことと、ビニール管が剛体でなく、しかも質量を持っているので非線形パネで接



付図 2.1 実験装置の復元モーメントの影響 (I)
(下の復元モーメント特性は (A.7) 式)



付図 2.2 ビニール管の影響のシミュレーション

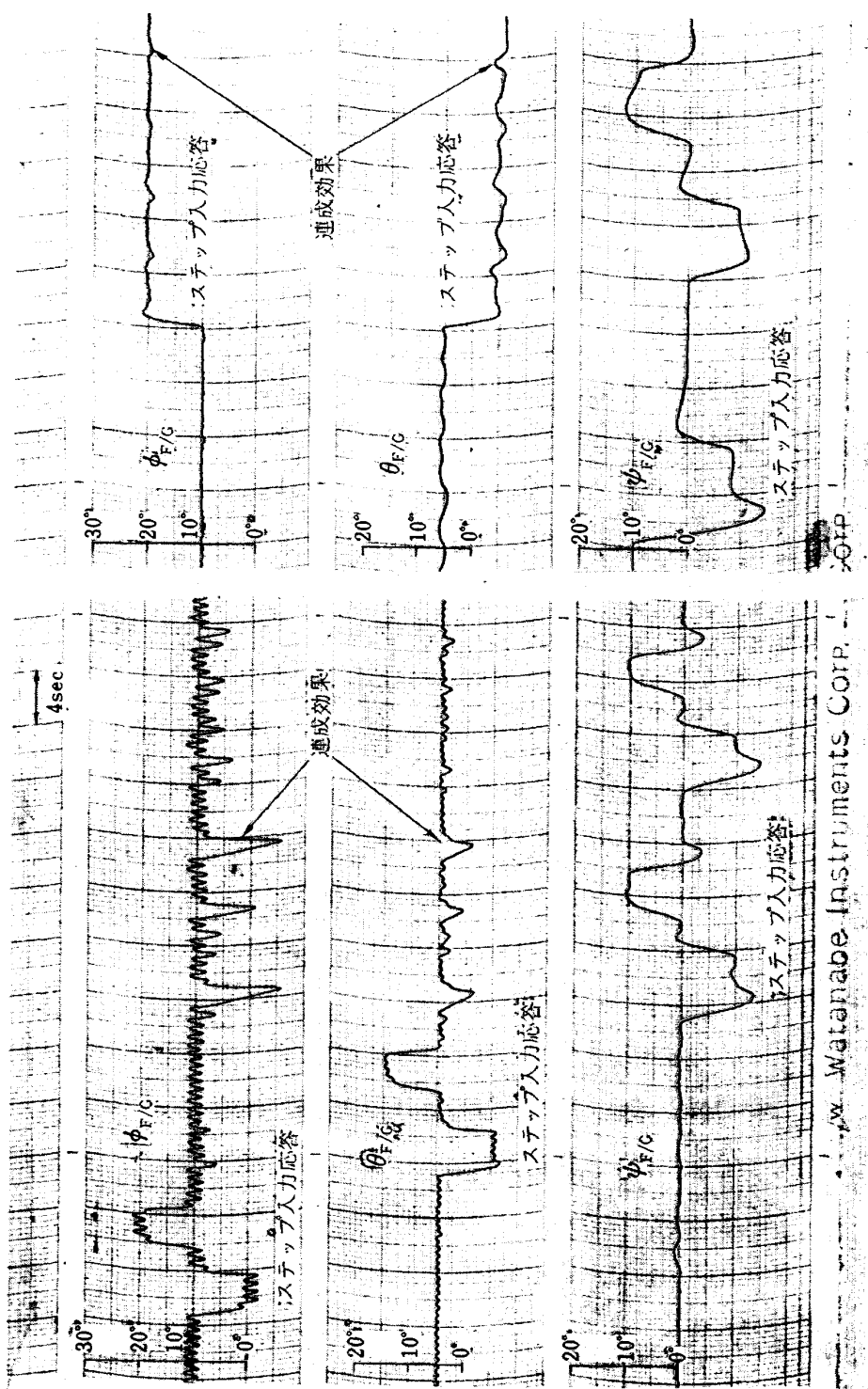
続された多体運動体となるからであろう。ここでビニール管の特性を非線形バネ特性で代表させた場合について述べる。(この非線形性は多体運動の動的効果をも等価的に非線形バネ常数に含めた形である)。非線形性を各種変えてみて一応ある程度実験結果と似た位相面図が得られたのが付図 2.2 である。このシミュレーションは図 4.5 の (A) に相当するもので $+10^\circ$ からのステップ応答は実際と似ているが、他は必ずしも一致していない。その原因はビニール管の非線形性および多体運動効果（すなわちビニール管の相対運動）などを無視して、もっぱらビニール管の座屈に相当する静特性のみで表現したためと思われる。また、ビニール管の静特性の実測（実際にはビニール管の可塑性またはヒステリシスのような時間的に変化する特性のために測定は困難である）では付図 2.2 に示されるような大きな座屈特性のような特性はほとんど認められないので、さらに詳細な検討をするためにはビニール管の非線形特性を考慮し、また多体運動系としての取扱いをする必要もあろうが、ここではこの程度にとどめる。

つぎにビニール管の非線形特性と多体運動特性から来るとされる効果の実験例について述べる。この実験は 3 軸間の慣性交叉連成を調べるために回路 (A) と (B) の比較を行なったもので付図 2.3 に示すように明らかに (A) の方はきわめて大きな連成効果が現われ、

他方 (B) の方は小さい。(A) の場合をビニール管の影響を含まないアナログ計算機だけのシミュレーションを行なっても付図 2.3 の (B) 程度にしか出ない。この原因は前述のようにビニール管自体の非線形特性によるものとし理解できない。また、このような大きな連成効果はあまり再現性がないことから原因がその辺にあると思われる。

文 献

- 1) 松浦陽恵他；汎用飛行シミュレータの計画，構造および特性，航技研報告 TR-70 (昭和40年)
- 2) L. Stewart Rolls and J. Drinkwater III；A Flight Determination of the Attitude Control Power and Damping Requirements for a Visual Hovering Task in the Variable Stability and Control X-14 A Research Vehicles, NASA TN D-1328, 1962.
- 3) H.L. Harenberg, Jr.；Application of a Bang-Bang Servo System to VTOL Stability Augmentation SAE 508 c 1962.
- 4) J. Patierno and J.A. Isca；Instrument Flight Simulator Study of the VTOL Controllability-Control Power Relationship, Aerospace Engineering Mar. 1962. pp. 31-40.
- 5) R.A. Schaefer；Pulse Ratio Modulation for Attitude Control, Space/Aeronautics May 1963, pp. 90-93
- 6) 村上 力；パルスレシオ変調回路およびその修正回路について，航技研報告 TR-121, 1966.
- 7) 機体第一部・計測部・原動機部；可動フィアンバードの構造および機能，航技研資料 TM-71, 1965.
- 8) 武田 峻他；フライングテストベッドの姿勢制御方式の検討，航技研報告 TR-120, 1966.



(A) 回路 (A)

(B) 回路 (B)

付図 2.3 慣性交叉連成実験

TR-133	解離した極超音速流中での Teflon への熱伝達 の測定 Measurements of Heat-Transfer to Teflon in Dissociated Hypersonic Flow	1967年4月	野村 茂昭
TR-134	高速単段軸流圧縮機の研究 —二重円弧翼の性能— The Aerodynamic Performance of a Single- Stage Axial-Flow Compressor with Dou- ble-Circular-Arc Blades	1967年5月	藤井 昭一, 西脇 英夫 吉田 晃, 五味 光男 武田 克己, 菅原 昇
TR-135	同軸型電磁衝撃波管の作動機構 Driving Mechanism of an Electric Shock Tube with a Coaxial Gun	1967年5月	松崎 利一
TR-136	Nearly-Free-Molecule-Flow におけるオリフ ィス型圧力管 Experimental Study of an Orifice-Type Pressure Probe in Nearly-Free-Molecule Flow	1967年5月	恩地 瑛, 山本 稀義
TR-137	梁, 板結合構造物の振動 (I) On the Natural Vibration of Plate-Beam Combination Structures (I)	1967年6月	越出 慎一, 林 洋一 塙 武敏
TR-138	変厚片持板の静撓みについて Deflection Analysis of Variable Thickness Cantilever Plate	1967年7月	塙 武敏, 越出 慎一
TR-139	多発動機付ヘリコプタの片発停止時における 最適着陸操作—前進速度0の場合— Optimal Vertical Descent Procedure with Partial Power of Multi-Engined Helicop- ters —The Case of Rejected Take-Off—	1967年8月	古茂田 真幸
TR-140	流線法によるダクト流れ Streamline-Curvature Approach to Duct- Flow Problems	1967年9月	藤井 昭一, 宇野 威信
TR-141	マトリクス内力法による半張殻構造の応力解 析について Semi-Monocoque Structures Solved Nu- merically by the Matrix Force Method	1967年10月	川島 矩郎

航空宇宙技術研究所報告142号

昭和42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) 44-9171 (代表)
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2-27-12
