

UDC 621.452.322-5:  
681.326.3

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-452

## ジェットエンジンのデジタル制御

(II) デジタル計算機による単軸エンジンの  
回転数および加減速制御西尾 健二 ・ 遠藤 征紀 ・ 杉山 七契  
越 沼 威 ・ 松田 幸雄  
吉 田 晃 ・ 中山 普

1976 年 4 月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# ジェットエンジンのデジタル制御\*

## (II) デジタル計算機による単軸エンジンの 回転数および加減速制御

西尾 健二\*\*・遠藤 征紀\*\*・杉山 七契\*\*  
越 沼 威\*\*・松田 幸雄\*\*  
吉 田 晃\*\*・中山 普\*\*

### Digital Control of Jet Engines

### (II) Engine Speed, Acceleration-Deceleration Control with a Digital Computer

By Kenji NISHIO, Masanori ENDO, Nanahisa SUGIYAMA,  
Takeshi KOSHINUMA, Yukio MATSUDA, Akira YOSHIDA  
and Susumu NAKAYAMA

### ABSTRACT

In a previous paper we introduced our digitally implemented engine control system along with some preliminary test results of on-line control of the JR-100H lift jet engine.

These preliminary tests were followed by more precise tests and analysis for establishing a computer program for engine speed control and acceleration-deceleration control.

This paper describes and evaluates the results of these tests, analysis, and simulation studies.

#### 1. まえがき

最近のジェットエンジンには燃料消費率、比推力等の見地から見た高い性能ばかりではなく、航空機の安全や騒音、排気ガス等の新しい見地からの要求がますます強くなりつつある。これとともにエンジン制御装置の果すべき制御機能は増加の一途をたどっており、従来の油圧・機械方式の制御装置では製作、運転、メンテナンスの各段階で困難な問題が生じている。

このような事情から我々は、電子式のデジタルエンジン制御装置の研究に着手したが、その設計資料を獲得すること、制御用計算機のソフトウェアを得ること、新しく開発中のエンジンの運転に便利な方法を提供すること等を目的としてジェットエンジンをデジタル計算機によって運転制御する実験研究を行なっている。

前回の報告<sup>1)</sup>ではこの実験装置の構成と特性を予備実験の結果とともに報告した。本報告では、その後制御系の安定性について解析的検討を加え、試験用エンジンとしてJR100H（単軸、幾何学的形状固定エンジン）を用いて行なった回転数制御、加減速制御実験に詳細な検討をした結果を報告する。実機試験が困難であり実験データが得られなかった所や、説明上必要な補足データはシミュレーション試験により求めた。

なお、文中で使用した文字、添字の意味は文献(1)と同じであるが、念のため図1に示す。

#### 2. 回転数制御および加減速制御の検討事項

回転数制御系の設計に関する一般的事項については付録に解析とその結果を報告した。付録でも述べたように回転数制御方式にはドループ方式とアイソクロナス方式とがあるが、今回の実験では回転数制御精度はすぐれて

\* 昭和51年2月18日 受付  
\*\* 原動機部

いるが安定性の観点から考慮すべき事の多いアイソクロナス方式の回転数制御実験のみを行なった。実験は制御変数をいろいろな値に変えた時の定常状態、および過渡状態の制御特性を知る目的で行なった。

加減速制御に関する実験は前回の報告<sup>1)</sup>で述べたのと同じN制御、P<sub>2</sub>制御、N-P<sub>2</sub>制御の3種類の制御方式について、(1)安定性及び再現性、(2)計画加速経路と実際の加速経路の相違、(3)周囲環境条件(圧力)の加減速経路への影響、(4)加減速燃料スケジュールに用いるデータ数の影響、(5)サンプル時間の影響、等を比較検討することを目的として行なった。

実際にエンジンを運転して行なった実験に加えて、リアルタイムシミュレータによって補充試験を行なった。

### 3. 実験計測装置

今回の実験で使用した実験計測装置は、第1報<sup>1)</sup>で述べたものと本質的には変わるところはないが、若干変更したのもあるので簡単に説明する。

図2に制御系統を、図3に制御系のブロック図を示す。図3において1点鎖線で囲んだ部分を計算機内部で行なった(図3については後に説明する)。

#### (i) 検出器

検出した変数としては、制御変数として圧縮機入口温度 $T_2$ 、圧縮機入口圧力 $P_2$ 、圧縮機出口圧力 $P_3$ 、エンジン回転数 $N$ があり(図2)、それ以外の変数として推力 $F$ 、タービン出口温度 $T_5$ 、燃料流量 $W_f$ 等を計測した。

図2に、圧縮機入口圧力、推力、燃料流量等の検出器は前回と同じものを用いた。圧縮機入口温度( $T_2$ )の検出には図4に示す温度計を使用した。これはエンジンに装着可能な白金抵抗温度計である。圧縮機( $P_3$ )は図5に示す全圧管を、図6に示すように装着し高出力ストレンゲージ型圧力変換器で検出した。図7に $P_2$ 、 $P_3$ 検出器を、図8にその特性を示す。図9に計測系統を示す。

#### (ii) A-D変換部

表1 A-D変換器特性

変換方式	逐次比較形
ビット数	12
精度	$\pm \frac{1}{2}$ LSB
直線性	$\pm \frac{1}{2}$ LSB 以下
変換速度	40 $\mu$ sec max
入力	$\pm 10$ V
入力インピーダンス	$10^8 \Omega$ ( $\pm 10$ Vで)
使用温度範囲	0℃～70℃
電源	$\pm 15$ V, +5 V

A-D変換部は図10に示すA-D変換器、マルチプレクサ、サンプルアンドホールドの各モジュール素子で構成した。このうちA-D変換器は表1に示す特性を有する新たなものであるが、他は前回の報告で述べたものと同じ物である。

#### (iii) インターフェイス

今回使用した計算機は前回のものと異なる機種である

$N$	回転数 (r.p.m.)	$c$	修正量
$P$	圧力 (kg/cm <sup>2</sup> )	$\theta$	温度の修正係数 $T/288.2$
$W_a$	空気流量 (kg/s)	$\delta$	圧力の修正係数 $P/1033$
$W_f$	燃料流量 (kg/h)	$Dt$	サンプル時間 (sec)
$T$	温度 (°K)	$\tau_E$	エンジン時定数 (sec)
$N_c$	修正回転数 (r.p.m.)	$\tau_F$	燃料制御時定数 (sec)
$W_{ac}$	修正空気流量 (kg/s)	$\tau_G$	ガバナ時定数 (sec)
$W_{fc}$	修正燃料流量 (kg/h)	$\tau_C$	補償回路時定数 (sec)
$\pi$	コンプレッサ圧力比		

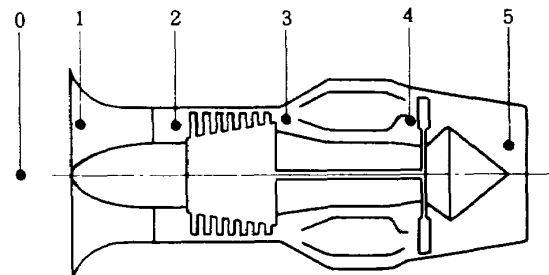


図1 本報告において使用される文字の意味および添数の示すエンジン部分

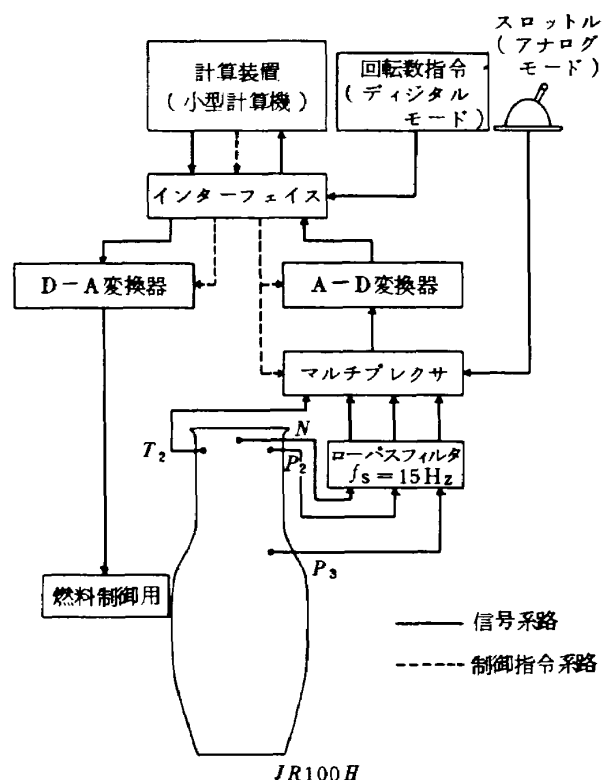


図2 デジタル計算機によるエンジン制御系統図

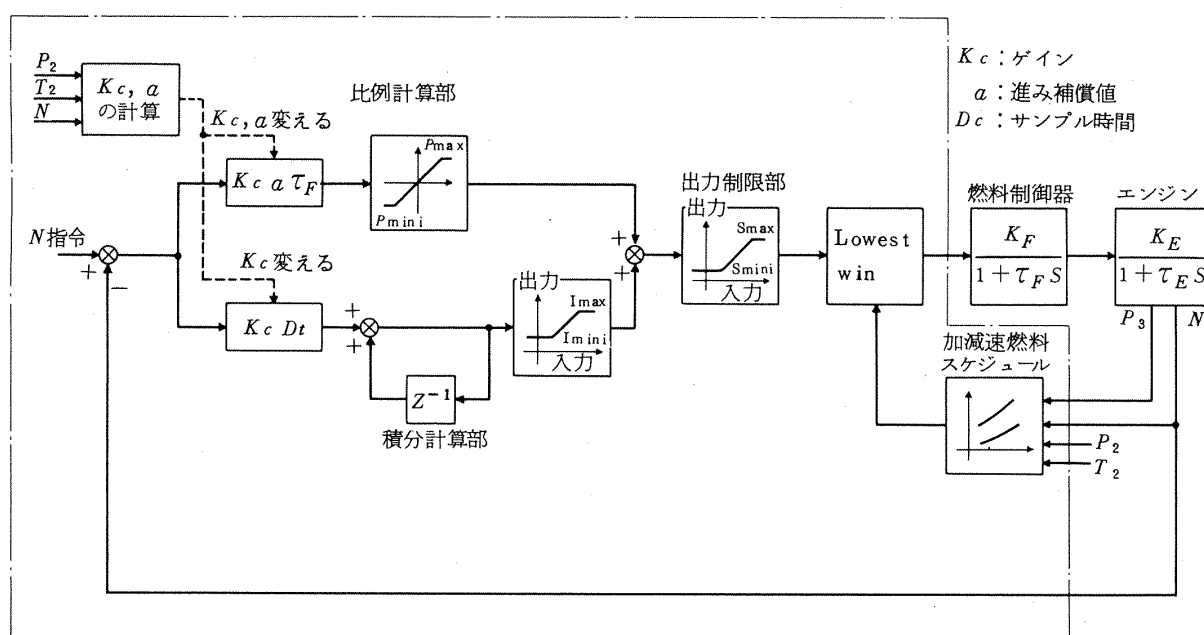


図3 ジェットエンジンのデジタル制御ブロック図

(図中の文字の意味は付録1と同じ)

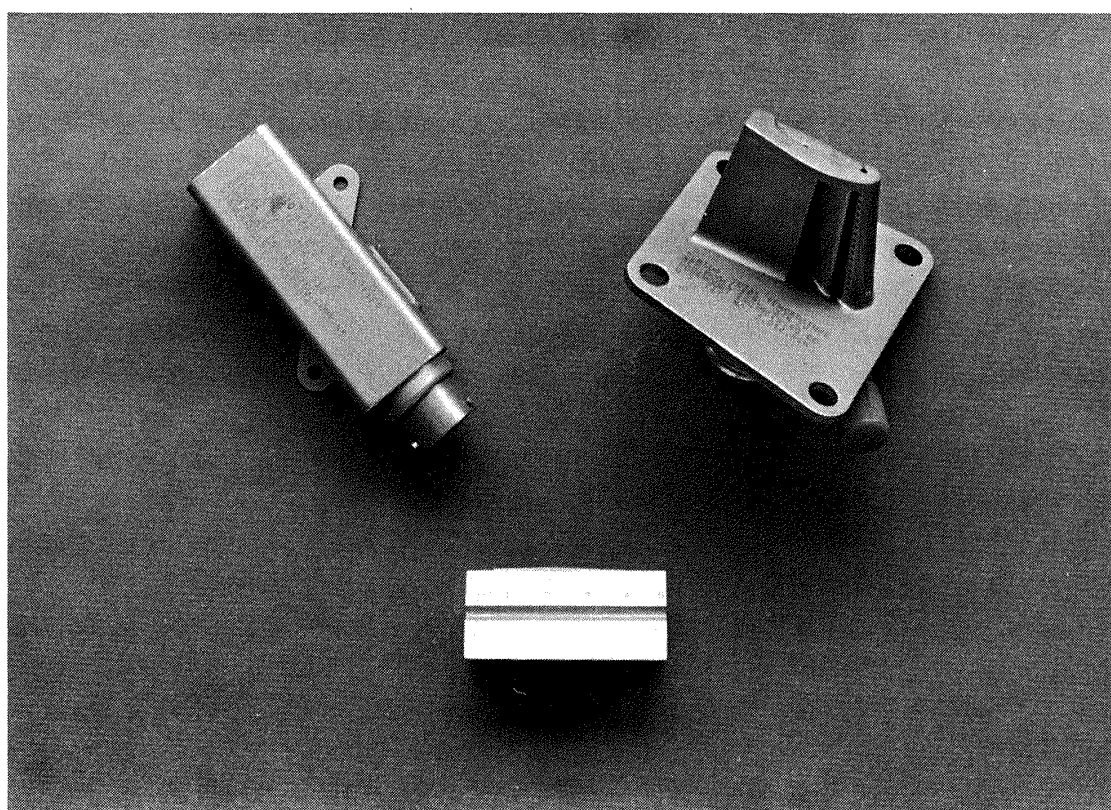
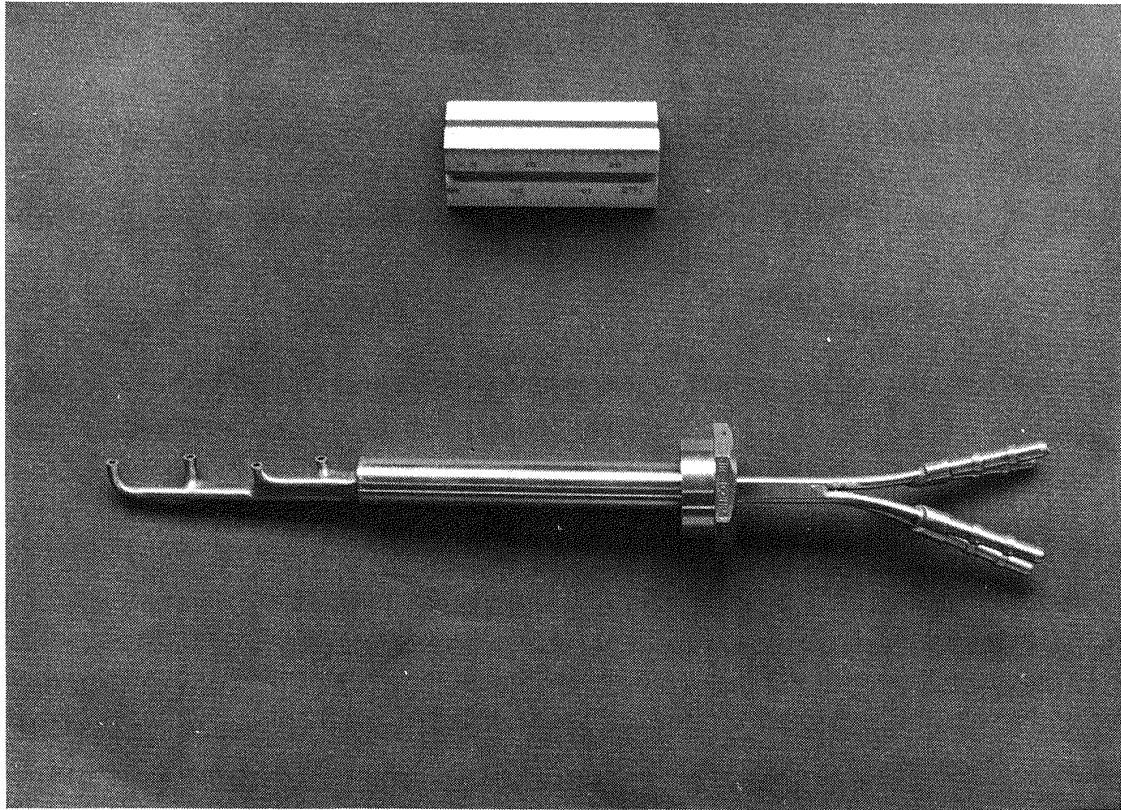
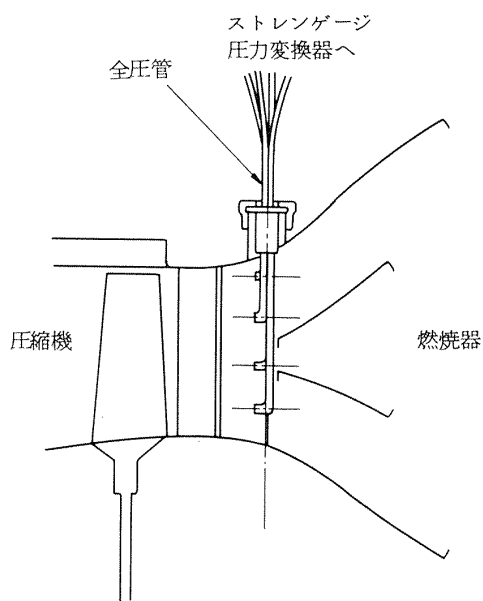


図4 T<sub>2</sub>温度計

図5 P<sub>3</sub>用全圧管

ので、インターフェイスもそれに応じて若干修正したものをういたが、その機能および使用した素子（DTL集積回路を用いたマイクロモジュール）は前回のものと同じである。図11にインターフェイスを示す。

図6 P<sub>3</sub>計測方法

#### (Ⅳ) 計算装置

制御用計算機としては新しく汎用小形計算機Y-316を用いた。前回使用した計算機との主な相異点は、メモリ容量が8Kに拡張されたことで、これは後で述べるように過渡データの蓄積に有効であった。また前回使用した計算機においては、計算本体の前面に命令語で読み込むことのできる16ビットのデータスイッチが備わっており、これをエンジンの運転に有効に利用したのであるが、今回使用した計算機にはこの機能が備わっていないので、図14に示す外部データスイッチを別に製作し、インターフェイスを介して読み込んだ。この計算機の主な性能を表2に示す。

表2 制御用小型計算機性能表

記憶容量	8192 語
語長	16 bits
サイクルタイム	1.6 $\mu$ s
演算速度	
加 算	3.2 $\mu$ s
減 算	3.2 $\mu$ s
乗 算	8.8 $\mu$ s
除 算	17.6 $\mu$ s

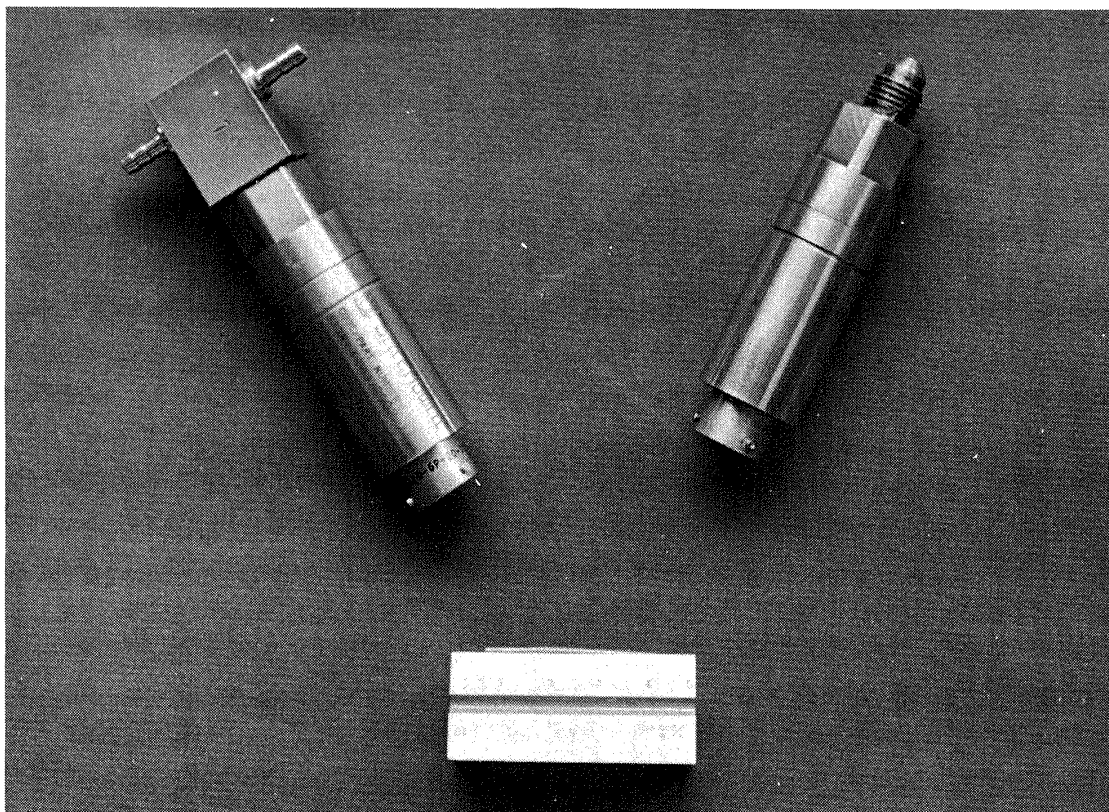


図7 圧力変換器（左 $P_3$ 用，右 $P_2$ 用）

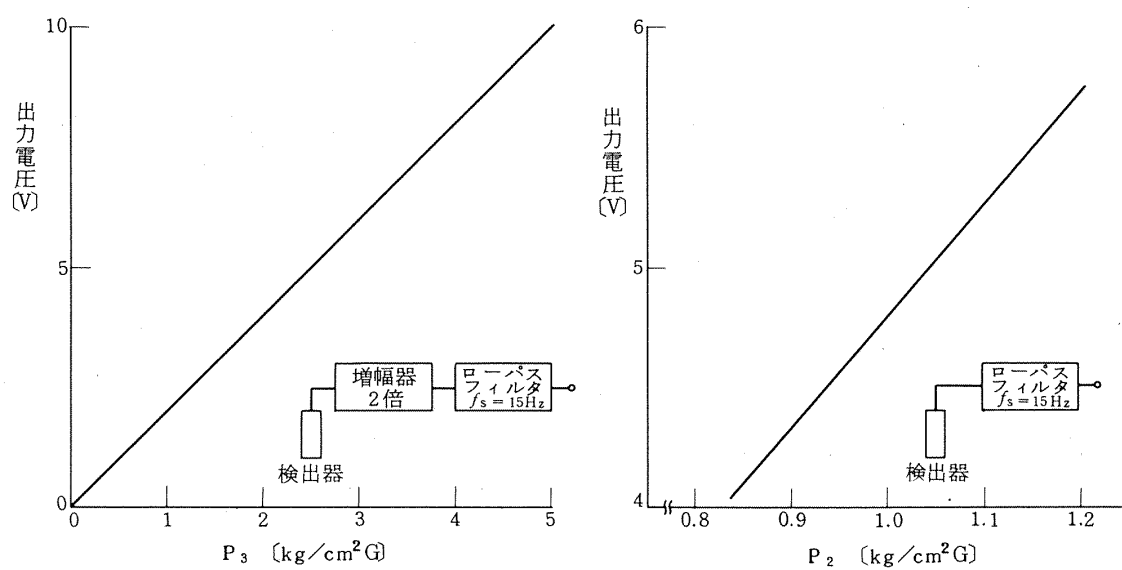


図8  $P_2$ 、 $P_3$ 用圧力検出器特性



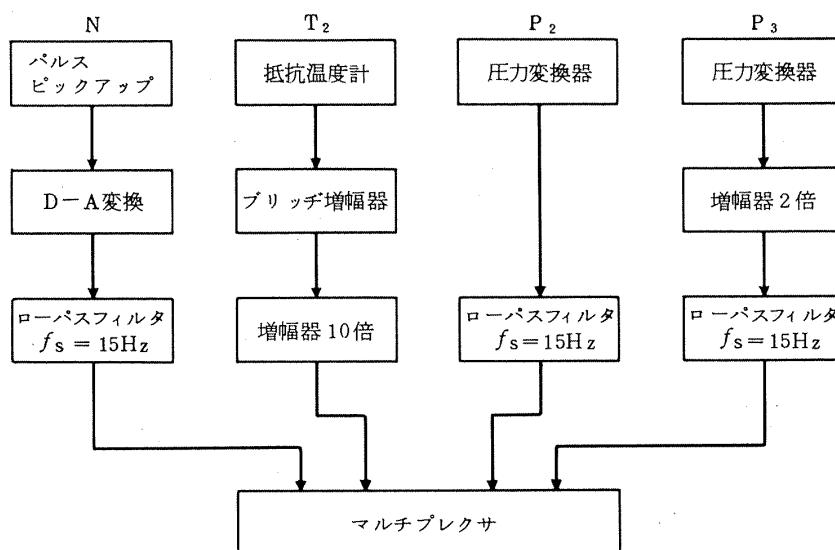


図 9 制御用変数の計測系統図

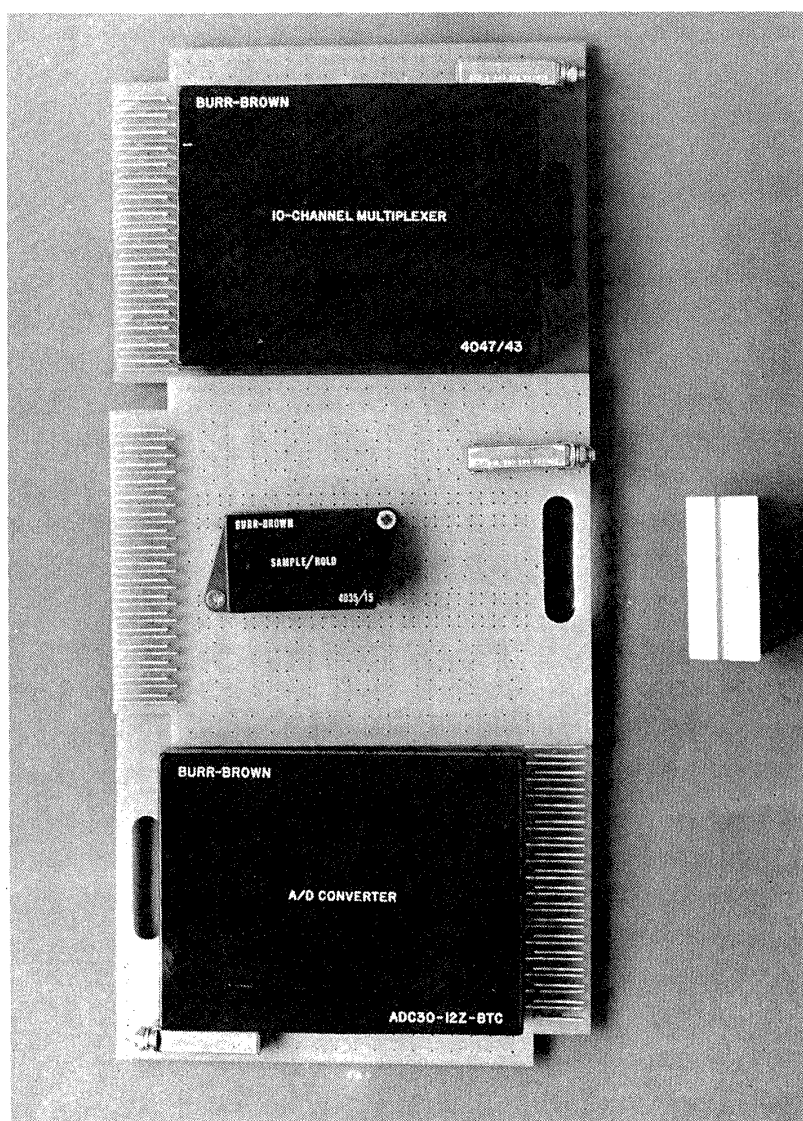


図 10 A-D変換部マイクロモジュール素子

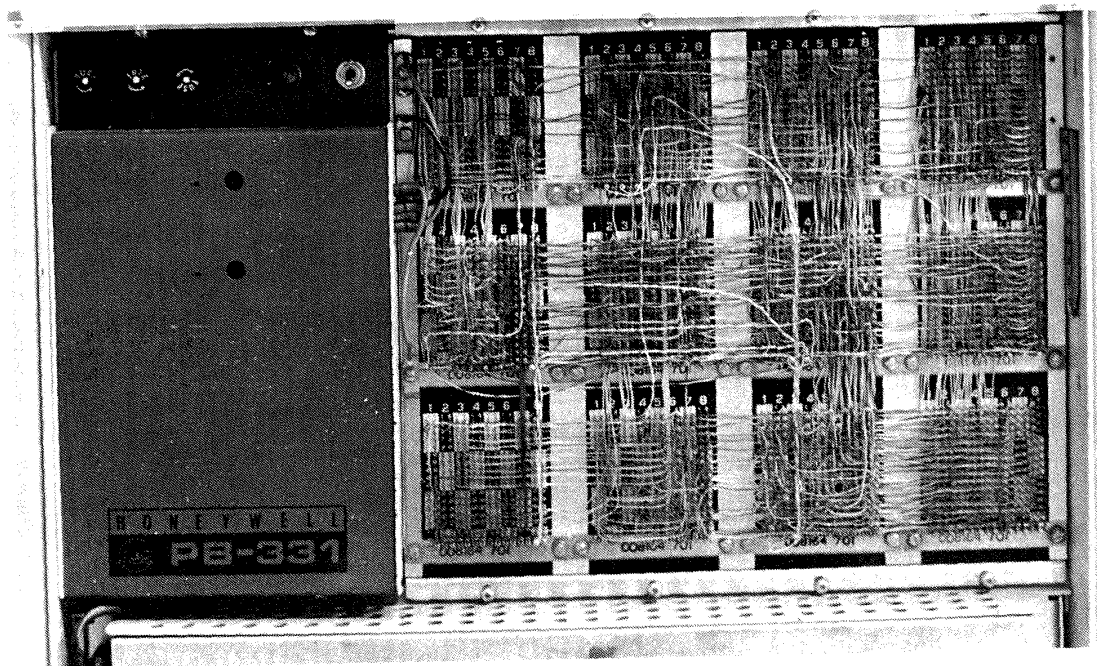


図 11 インターフェイス

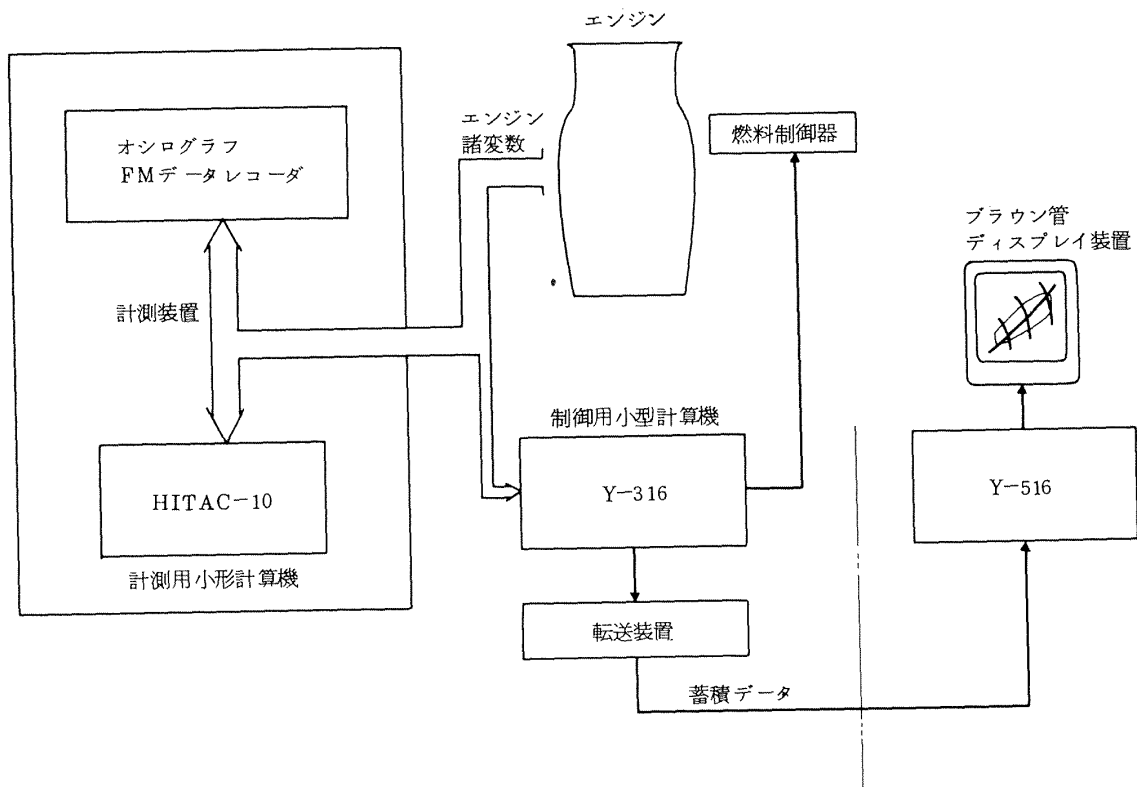


図 12 計測系統図



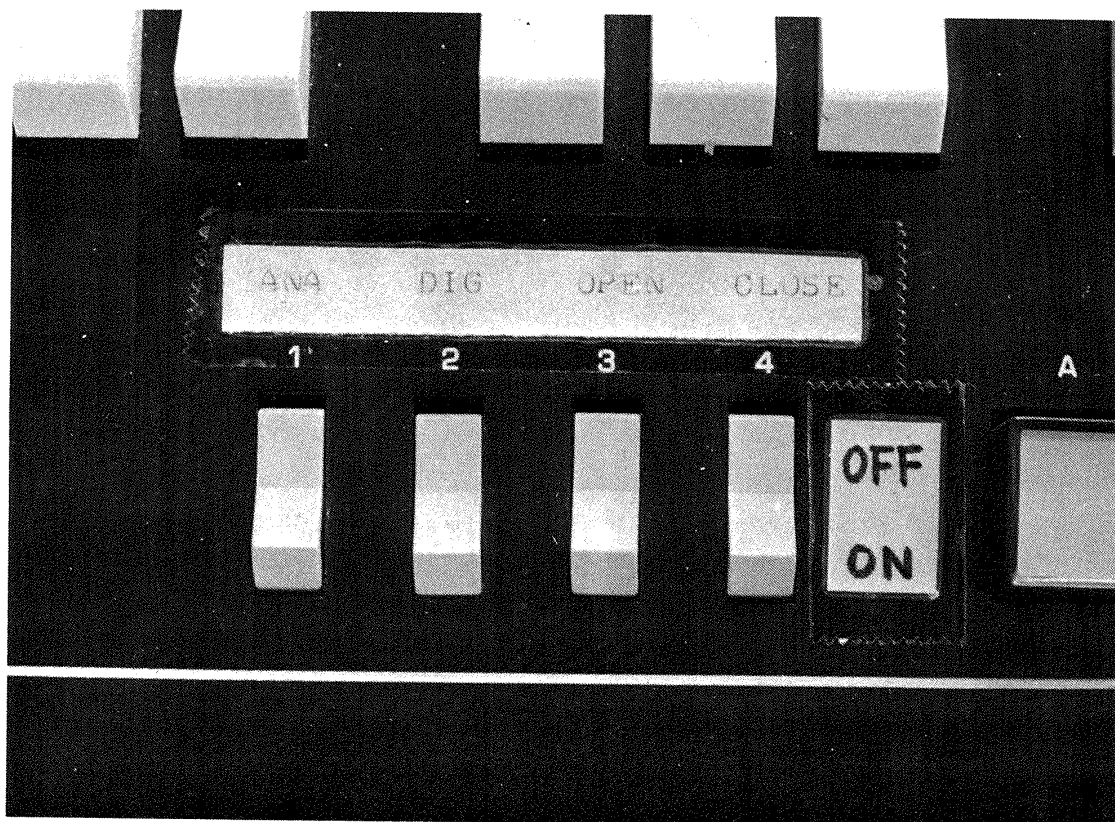


図 13 Y-316 センススイッチ

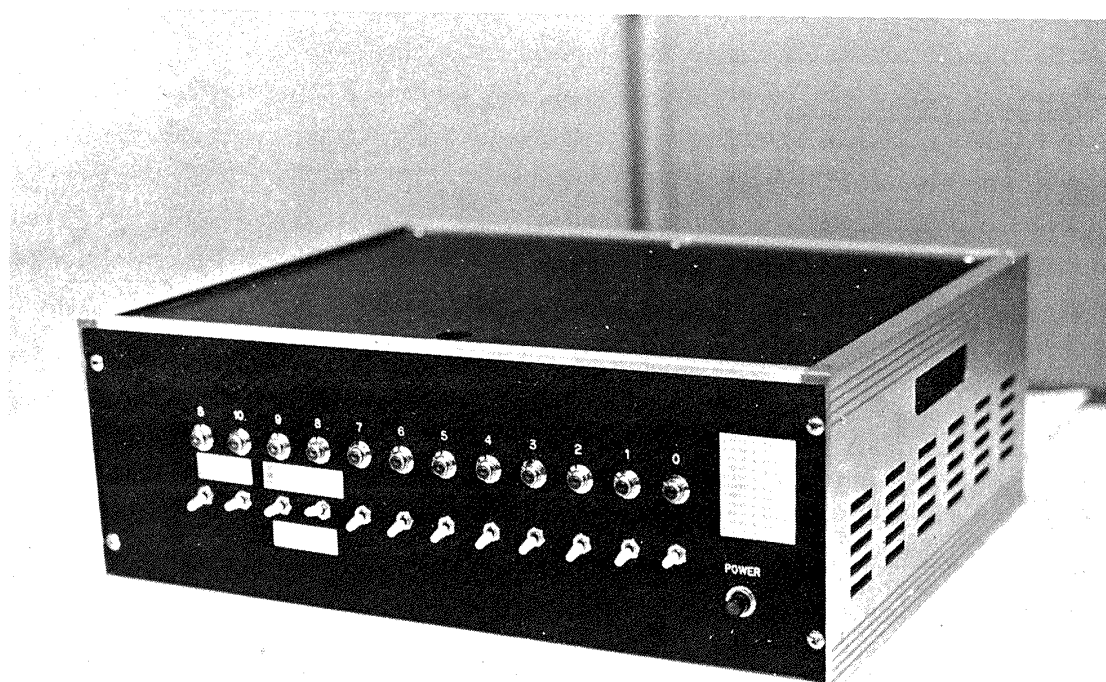


図 14 12 ビットデータスイッチ

#### (V) D-A変換器

A-D変換器と同様にマイクロモジュール形式のもので構成した。特性を表3に示す。

#### (VI) 電気油圧式燃料制御器

前回と同一のものを使用した。

#### (VII) 計測装置

図12に計測系統図を示す。オシログラフ、FMデータレコーダには前回と同じ方法で主に過渡状態のデータを記録した。今回の実験では新たに小形計算機を用いてエンジンの運転中にエンジンの定常状態のデータを印字させたり、必要に応じてメモリに格納した。また制御用に使用した計算機(Y-316)のメモリ容量が8Kに倍加されたことによって、制御に用いたエンジンの過渡状態のデータを格納することが可能になった。このデータをデータロガー用計算機(Y-516)に転送し、これをもとにして計算した結果を付属するブラウン管ディスプレイ装置に描き、実験終了後直ちにその結果を観察することができるようになった。

#### (VIII) エンジンの運転と計算機の操作について

エンジンを運転するための計算機の操作方法については、その基本的考え方において前回と変わることはないが、ハードウェアの製作において新しい計算機との適合上若干の修正をしたので以下に簡単に説明しておく。

##### (a) アナログ、ディジタルモードおよびオープン、クロズドモードの設定

前回は外部割り込みによって制御モードの変更操作を行なったが、今回は使用した制御用計算機本体の前面に備わっている4個のセンススイッチを用いた。各センススイッチには図13に示すように制御モードの割り当てをした。

##### (b) ディジタルモードでの回転数指令及び過渡時のデータの格納指令

前回はディジタルモード時の回転数指令、過渡時のデータの格納指令等は計算機本体前面のデータスイッチにより行なったが、今回使用した計算機にはこの機能が備わっていないので、インターフェイスに直結した12個のスイッチ列(以後「12ビットデータスイッチ」と呼ぶ)を新たに製作して目的を達成した。図14に12ビットデータスイッチを示す。

##### (c) プログラミング

前回のものと本質的に変わりなく、今回使用した計算機の言語に変更し、より簡潔に整理したにとどまった。流れ図は前回の報告(航技研報告TR-281)に示したが便宜上図15に再掲する。

表3 D-A変換器特性

変換方式	抵抗重み形
ビット数	10(バイポーラ)
精度	$\pm \frac{1}{2}$ LSB
直線性	$\pm \frac{1}{2}$ LSB
変換速度	3 $\mu$ sec max
出力	$\pm 10.25$ V
出力インピーダンス	0.1 $\Omega$
使用温度範囲	0℃～70℃
電源	$\pm 15$ V, +5 V

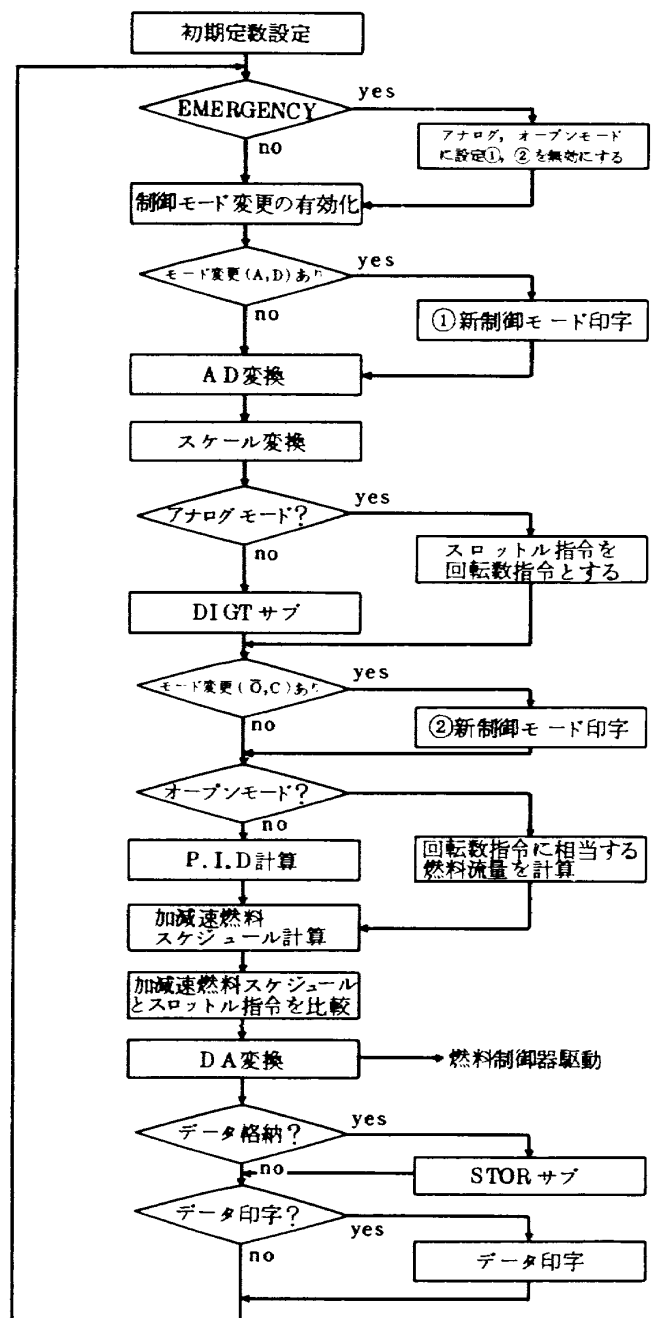


図15 ジェットエンジンの計算機制御流れ図

#### 4. 回転数制御実験

回転数制御系とその設計方法については付録で詳しく説明した。今回使用した燃料制御器は比例形であるので、回転数制御系のブロック線図は付図5に示したようになる。また解析の結果、アイソクロナス方式の回転数制御を行なうためには、計算機内部で付図31に示す演算をすればよいことがわかった。付図31中 $K_C$ の値は、エンジンの作動点や環境条件が変わってエンジンゲイン $K_E$ が変化するのに応じて変えられる。その理由は付図5における一巡ゲイン $K_C K_E K_F$ を一定に保つためである。同様に $a$ の値もエンジン時定数 $T_E$ の変化に伴って制御系を最も安定化させる値に変えられる。図16に $K_C$ 、 $a$ の値を計算するための流れ図を示す。この場合、エンジンゲインの修正変数は $\delta K_E$ 、エンジン時定数の修正変数は、 $\delta T_E / \sqrt{\theta}$ である<sup>3)</sup>ことを利用する。図17に本実験に用いた $a$ の値を示す。Ⅰ、Ⅱ、Ⅲの3種類があり、斜線を施した部分は解析の結果最適と考えられる $a$ の値の範囲である。図3に示した制御ブロック図中回転数制御に関する部分はこのような考えのもとに構成したものである。図3中、比例演算部の出力の最大最小限界である $P_{max}$ 、 $P_{min}$ は $\pm 10000 \text{ kg/hr}$ にとり、積分演算部の最大最小限界値 $I_{max}$ 、 $I_{min}$ はエンジン回転数13000 r.p.mおよびアイドル回転数時の燃料流量に等しい $1400 \text{ kg/hr}$ および $850 \text{ kg/hr}$ とした。また出力制限部の最大値 $S_{max}$ 、最小値 $S_{min}$ はそれぞれ $1400 \text{ kg/hr}$ 、 $850 \text{ kg/hr}$ とした。これは電気油圧式燃料制御器に必要な以上の指令電気信号が与えられ、エンジン回転数が異常に増加することを避けるためである。また制御用回転数信号としては前回同様アナログ信号を用いた。

以上に述べた諸制御変数のうち、実験用変数としては一巡ゲイン $K_C K_E K_F$ 、進み補償値 $a$ 、サンプル時間 $D_t$ を選んだ。次に制御特性を報告する。

##### (i) 定常特性

定常状態においてはエンジン回転数が指令された値に正しく設定され、変動しないことが望ましい。しかし通常は、エンジンをはじめとする制御系を構成する要素のもつ種々の非線形性や外乱のために設定値を中心に変動する。実験に当り回転数制御信号としては、回転数検出器のパルス状出力信号をD-A変換したアナログ信号を用いたが、計測用としては変動量を正確に計測するためにパルス信号を直接カウンターで計数し、別の計測用計算機

(HITAC-10)に格納した。約0.3秒ごとに20秒間サンプルした。図18、19は11500 r.p.mと12800 r.p.mにおけるデータであり、サンプル値の平均(平均回転数)<sup>\*\*</sup>からの変動幅(%)に対する度数分布で示した。

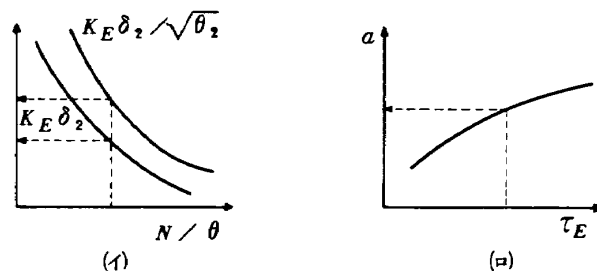
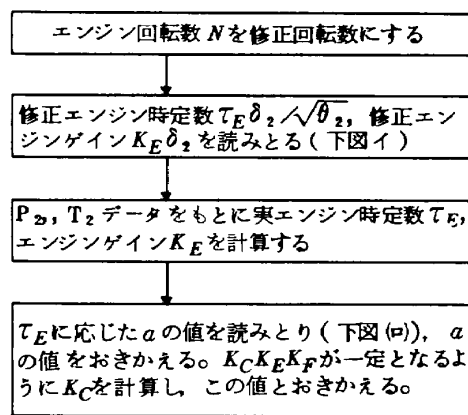


図16 エンジンゲイン、エンジン時定数を補償する流れ図

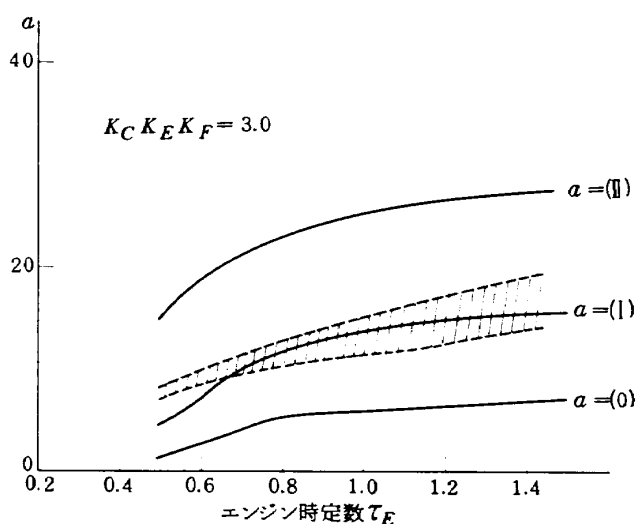


図17 エンジン時定数 $T_E$ と $a$ の値との関係  
(斜線は系のダンピング係数を1.0以上にする範囲)

\*\* 定常状態において、制御用計算機に格納したアナログ回転数データの平均値が、指令回転数とほとんど一致していることは確認している。従って計測用計算機に格納したデジタル回転数データをもとに求めた平均値からの変動は、指令回転数からの変動と考えてさしつかえない。

サンプルされたデータ数は各々約 70 個であり、これを 1 とみなして表示した。図中に示した制御変数の変化範囲に対しては、回転数の変動はほとんど  $\pm 0.2\%$  以内にある。しかし  $K_C K_E K_F = 3.0$ ,  $a = (I)$  の場合に最も良好な性能が得られている。なお、今回の実験では制御 1 サイクルに要する時間は約 13msec 程度であったが、シミュレーション試験により 200msec 程度でもほぼ同程度の制御性能が得られることを確認している。

## (ii) 過渡特性

一巡ゲイン  $K_C K_E K_F$  が過渡特性に与える影響を観察するために、 $a = (I)$  一定として  $K_C K_E K_F$  を 3 通りの値に変えた時の実験データを図 20 ~ 22 に示す。ただしいずれの場合も加減速制御方式としては N 制御を、加減

速燃料スケジュールとしては A & b を採用した\* (5 章参照)。まず加速に要する時間を見ると、この程度の一巡ゲインの変化に対しては加速時間はほぼ一定している。この理由は、加速中においてはゲインを極端に小さくしないかぎり制御系中の積分が常に飽和しており、積分器出力に対応する燃料流量が加速燃料スケジュールよりも大きくなるから、最終的には加速燃料スケジュールに等しい燃料がエンジンに供給されるためである。目標回転数に接近し、加速燃料スケジュールの拘束を受けなくなったところでは一巡ゲインの変化に応じて燃料流量の変化や回転数の変化に若干の相違が見られる。即ち一巡ゲインを大きくすると回転数にオーバーシュートを生じ、燃料流量の変動が大きくなる。

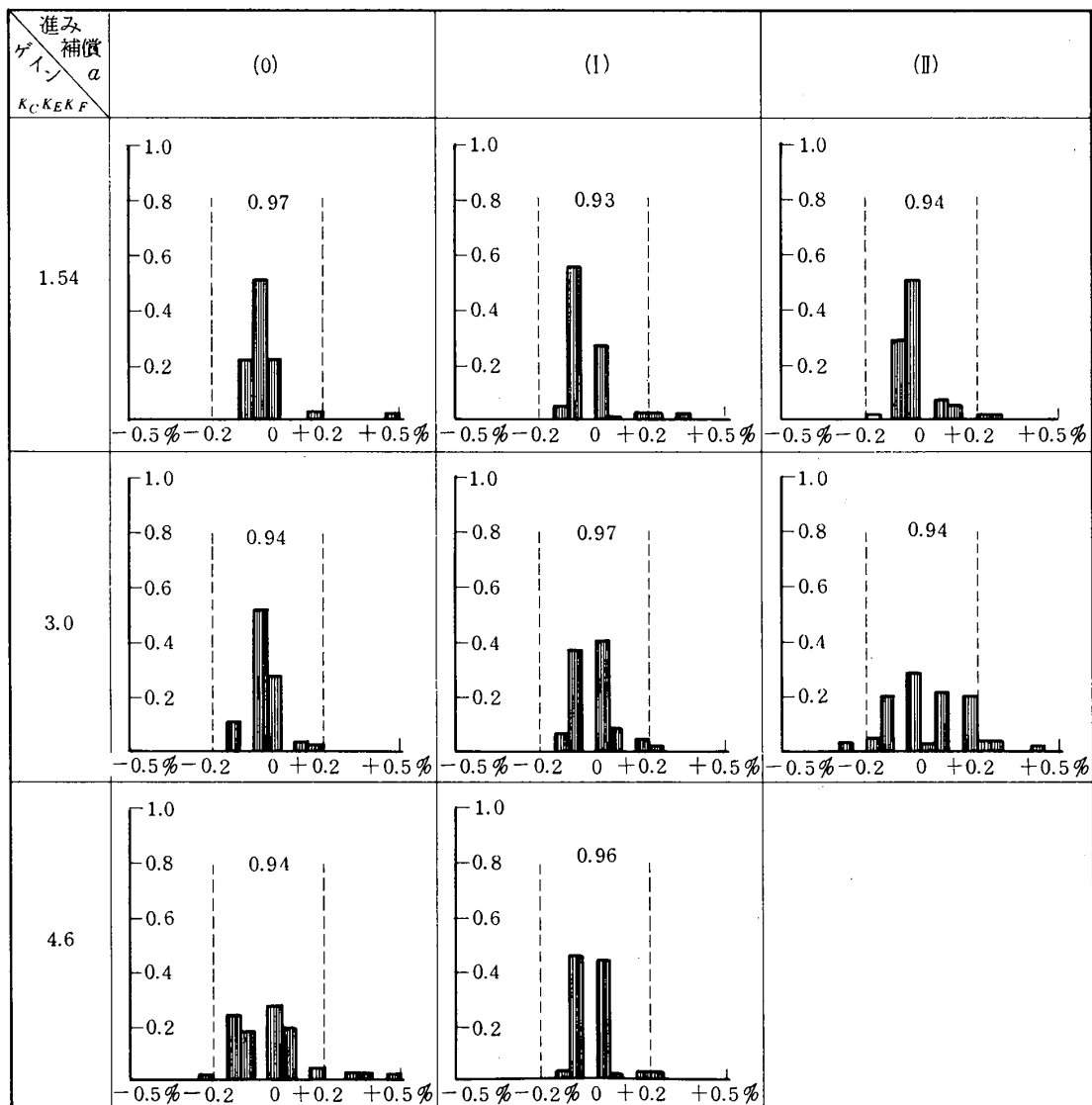


図 18 制御パラメータ ( $K_C K_E K_F$ ,  $a$ ) と定常時回転数変動との関係 (指令回転数 11500 r.p.m)

\* A & b とは加速スケジュールとして図 33 ~ 35 中の A, 減速スケジュールとして b を用いることを意味する。

次に進み補償値  $a$  が過渡特性に与える影響を観察する目的で、一巡ゲイン  $K_C K_E K_F = 1.0$  一定として  $a$  の値を3種類に変えた実験データを図23～25に示す。加減速制御方式としては  $P_s$  制御方式を、加減速燃料スケジュールとしては  $A \& b$  を用いた。 $a$  の値が大きすぎるとオーバーシュートぎみになり、定常状態における燃料流量の変動が目立つようになる。この場合にはゲイン  $K_C K_E K_F$  が小さいので  $a$  が小さい値をとった時の応答にはっきりした特徴が現われていないが、図26に示すように、ゲイン  $K_C K_E K_F$  が比較的大きいと ( $K_C K_E K_F = 4.6$ )、 $a$  の値が極端に小さい時の応答に変化が見られる。すなわち、比較的周期の長い振動的な応答となる。このことは付録に示した解析の結果と当然ながらよく一致している。

一巡ゲイン  $K_C K_E K_F$ 、進み補償値  $a$  の決定に際しては、制御系の安定性という事以外に、スロットルの動き

に対するエンジン回転数（又は推力）の周波数応答も考慮する必要がある。図27に  $K_C K_E K_F = 3.0$ 、 $a = (I)$  の場合について、地上標準状態において回転数が 10000 r. p. m のときと 13000 r. p. m のときの周波数特性を示す。これは一般的に使われている油圧一機械式の制御器の周波数特性とほぼ同じ特性である。

(iii) 加減速燃料制御により発生するエンジン回転数のオーバーシュート、アンダーシュートについて

付録においては、回転数制御系を線形とみなして根軌跡法、Z変換法を用いて解析を行ない設計資料を作成した。そして(i)、(ii)において、解析の結果にもとずいて構成した回転数制御系の静特性、過渡特性が良好であり、実験の結果と解析結果が良く一致することを示した。しかしながら、この事は厳密にはエンジンが定常状態からあまりかけ離れたところでは作動せず、制御系もまた

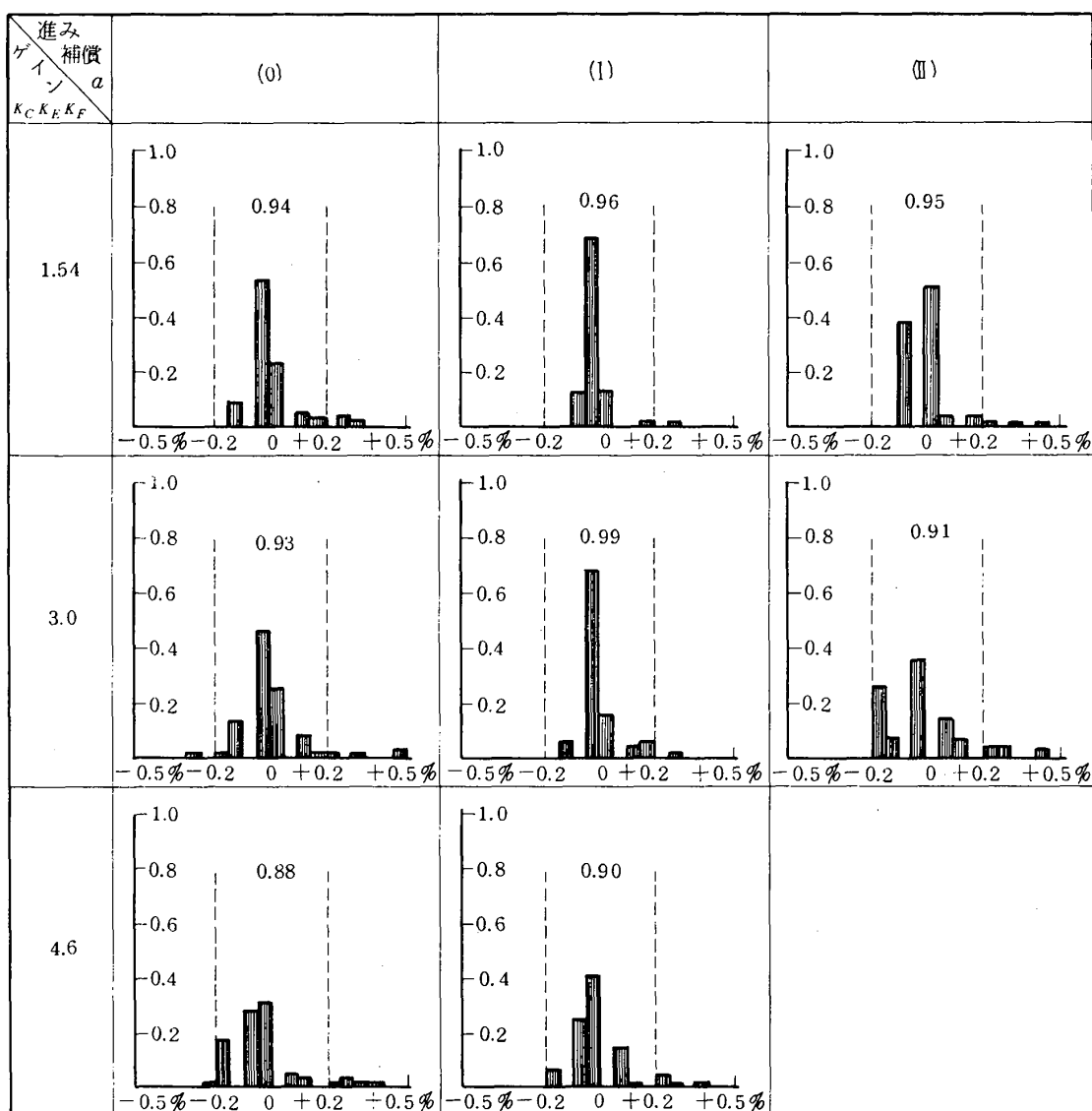


図 19 制御パラメータ ( $K_C K_E K_F$ ,  $a$ ) と定常時回転数変動との関係 (指令回転数 12800 r. p. m)

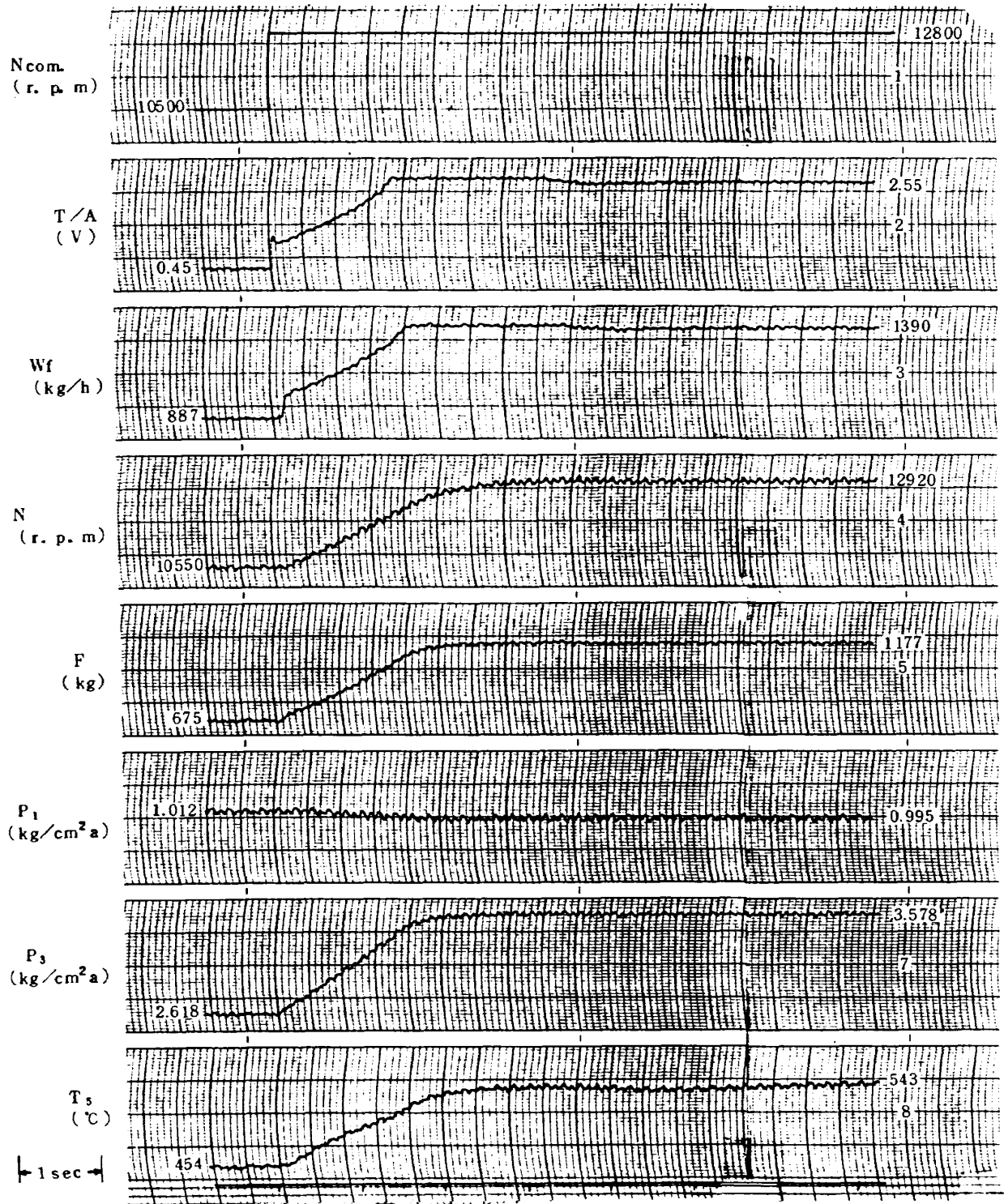


図 20 ステップ状回転数指令に対する応答 実験番号 21-21(7)

N制御A & b  $K_C K_E K_F = 2.0$   $a = (I)$



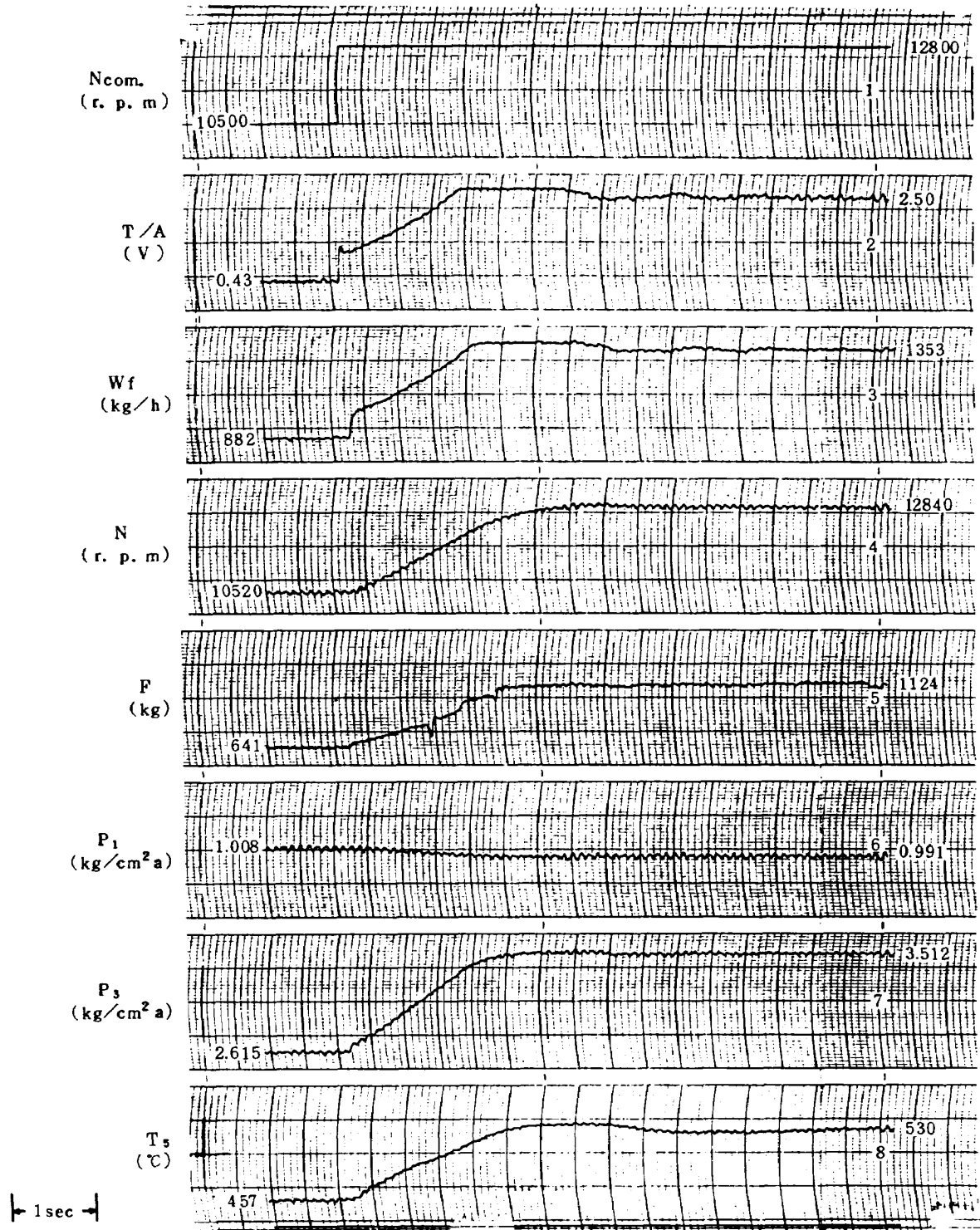


図 21 ステップ状回転数指令に対する応答 実験番号 21-40(I)

N制御A & b  $K_C K_E K_F = 3.0$   $\alpha = (I)$

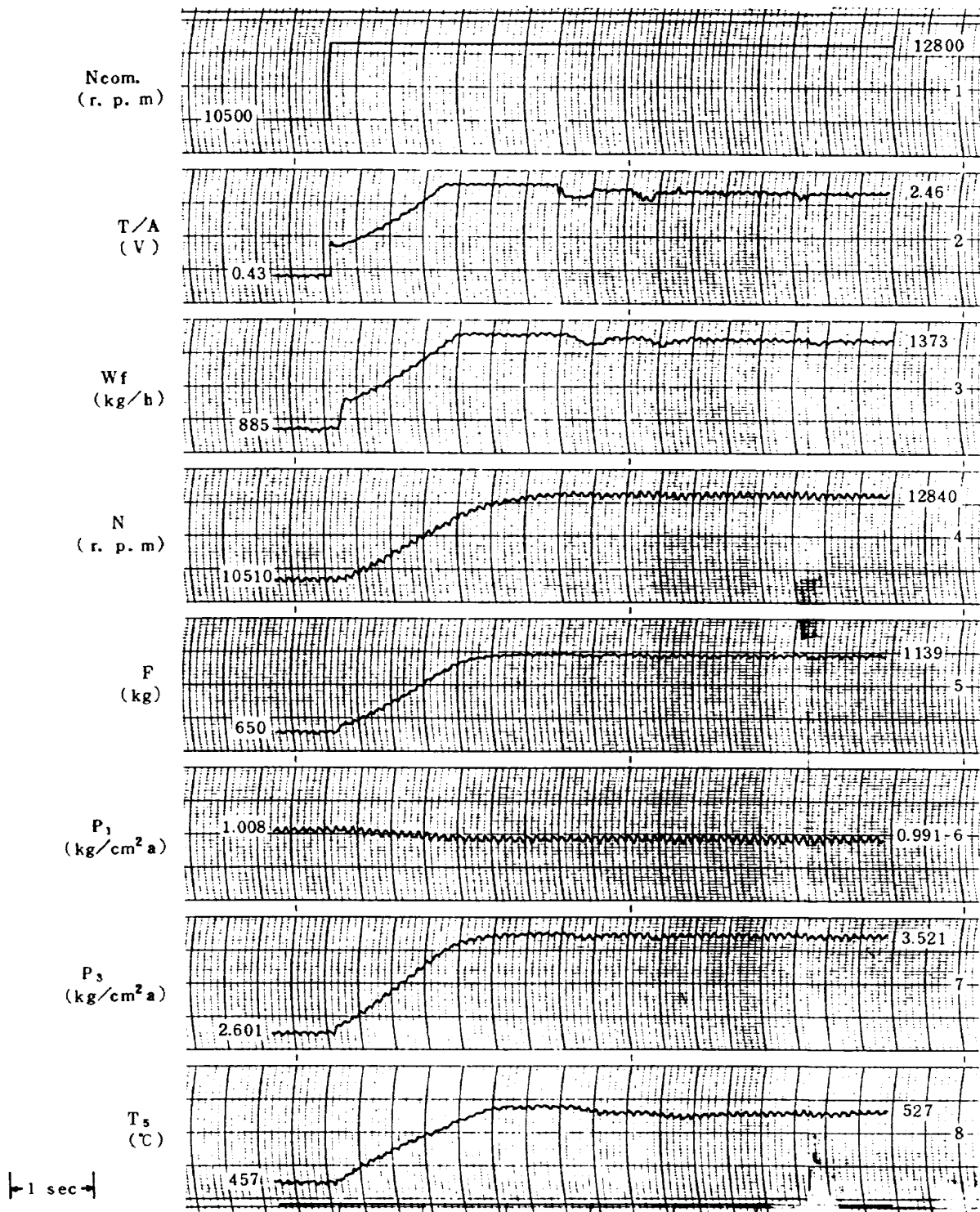


図 22 ステップ状回転数指令に対する応答 実験番号 21-37(7)

N 制御 A & b  $K_C K_E K_F = 4.6$   $a = (I)$

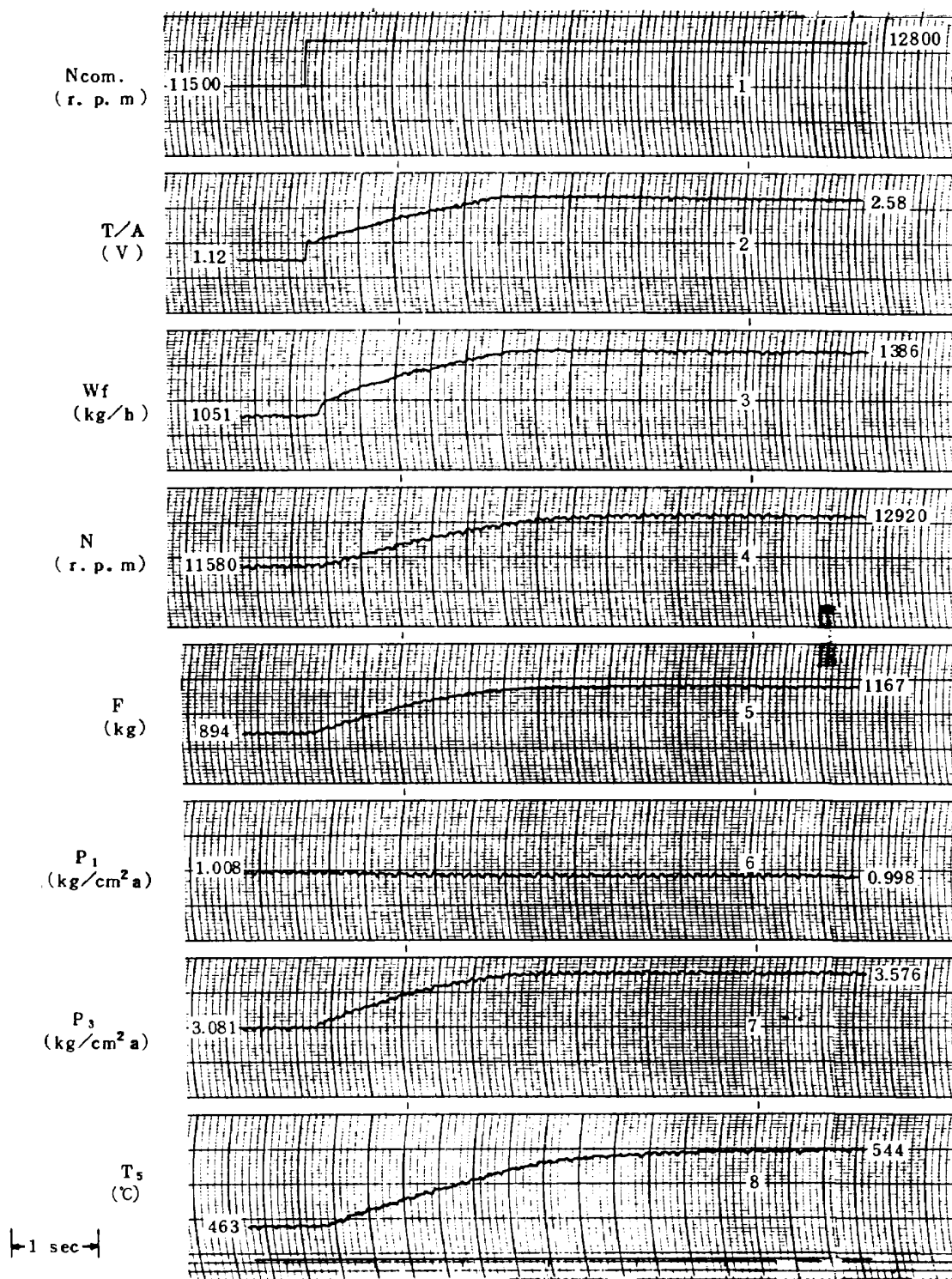


図 23 ステップ状回転数指令に対する応答 実験番号 21 - 22(2)

$P_3$ 制御 A & b  $K_C K_E K_F = 1.0$   $a = (0)$

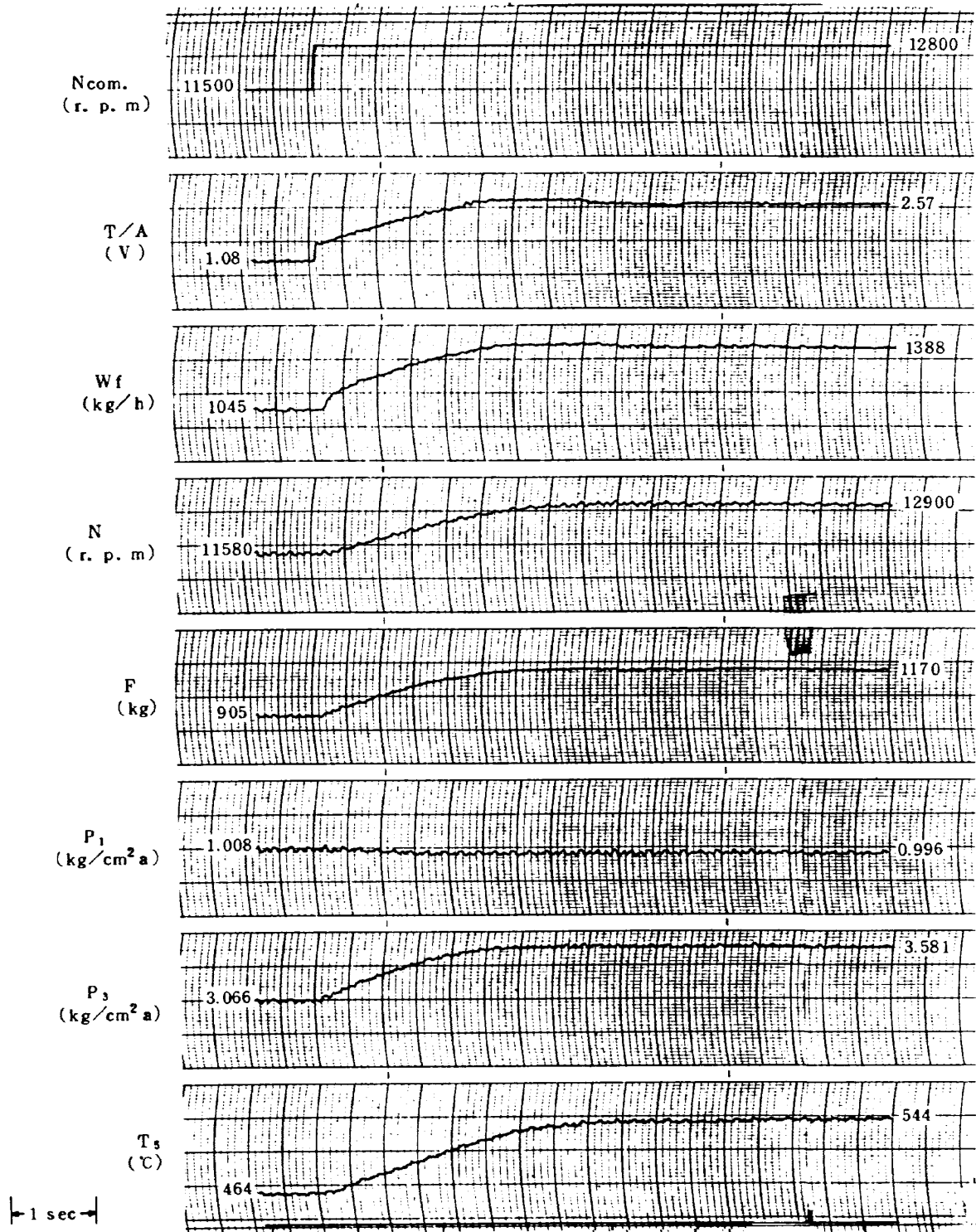


図 24 ステップ状回転数指令に対する応答 実験番号 21 - 22(8)

$P_3$ 制御 A & b  $K_C K_E K_F = 1.0$   $\alpha = (1)$

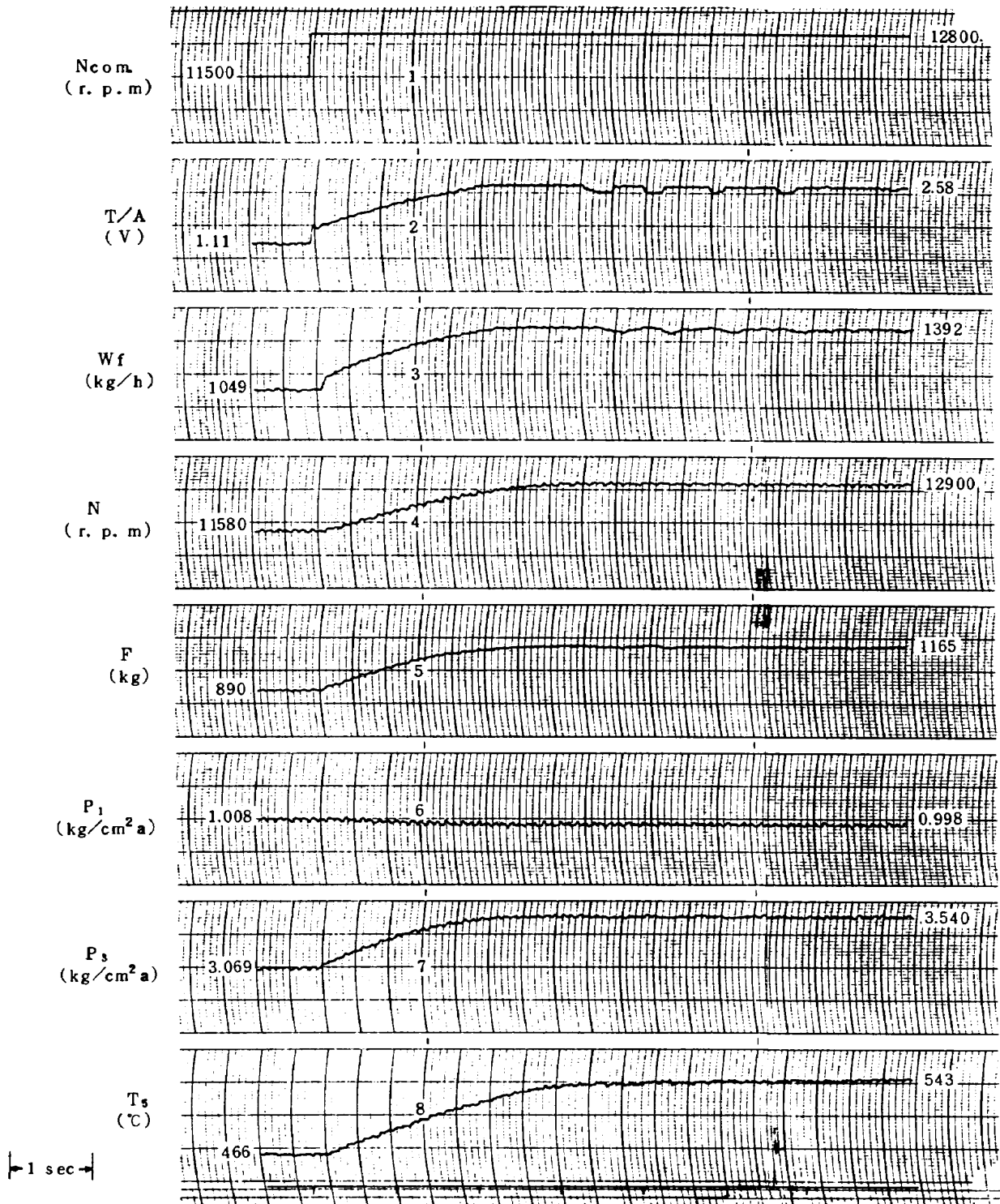


図 25 ステップ状回転数指令に対する応答 実験番号 21-22(5)

$P_3$  制御 A & b  $K_C K_E K_F = 1.0$   $\alpha = (\Pi)$

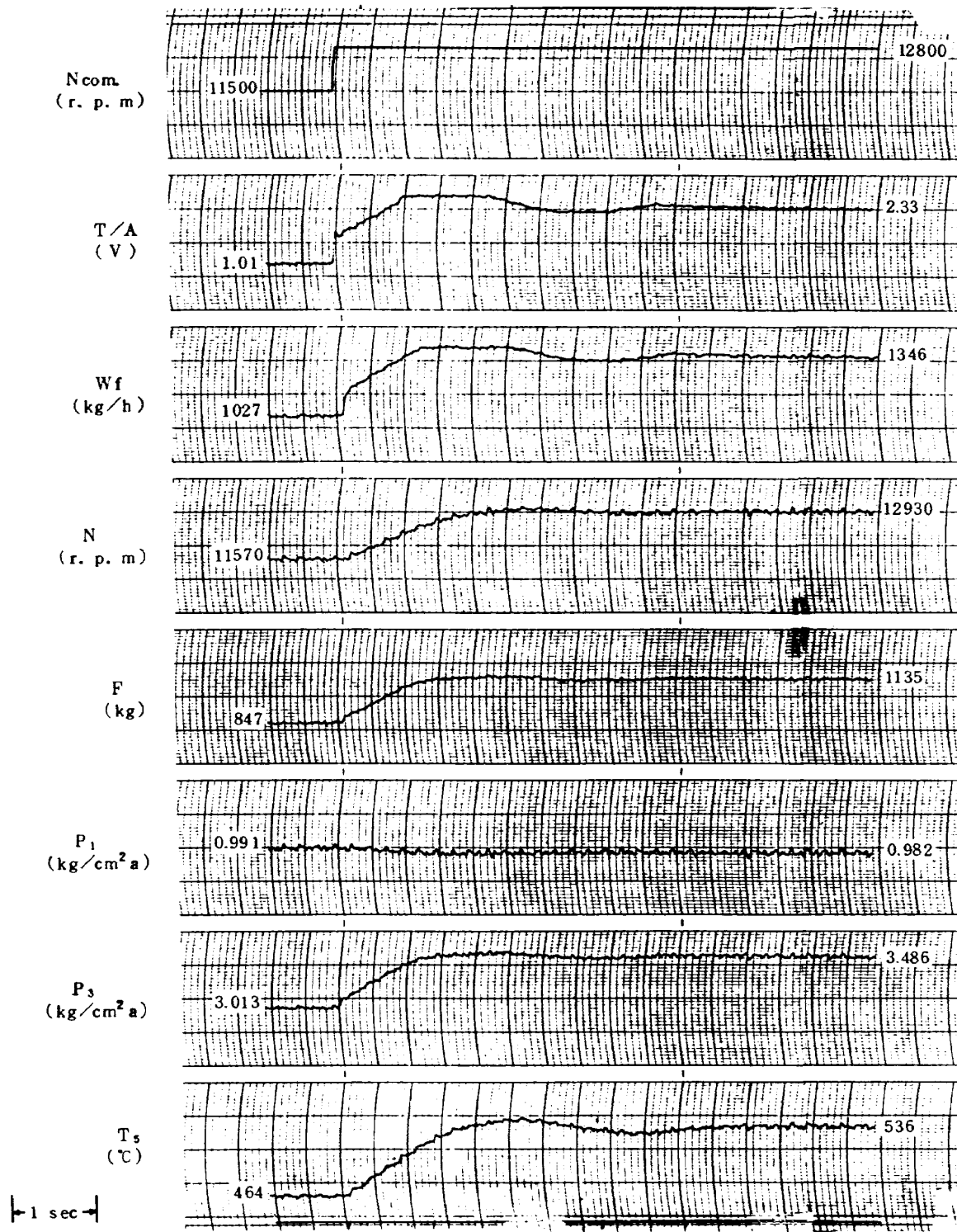


図 26 ステップ状回転数指令に対する応答 実験番号 21 - 26(5)

$N - P_3$  制御 A & b  $K_C K_E K_F = 4.6$   $a = (0)$



線形制御系と見なせる範囲内で動作している時に限って  
言えることである。たとえばエンジンをアイドルから最  
高回転数に近いところまで急速に加速する場合には、制  
御系は非線形制御系として動作するから解析では予想し  
ない現象が現われる。まず図 28を見ると実回転数10500  
r. p. m(減速時), 11000 r. p. m(減速時), 12000 r. p. m  
(加速時)のところで約 1.5%のオーバーシュート(以下

厳密にはアンダーシュートと言うべき時でもオーバシュ  
ートと呼ぶ)が生じている。一方12800 r. p. mのところ  
ではオーバーシュートしていない。そしてどの場合にも、  
最終的な回転数におちつくまでの過渡期において、加減  
速燃料スケジュールおよび出力制御部最大値  $S_{max}$  によ  
って供給燃料流量が制限された様子がみとめられる。次  
に図 29を見ると実回転数が10500 r. p. mから11000 r.

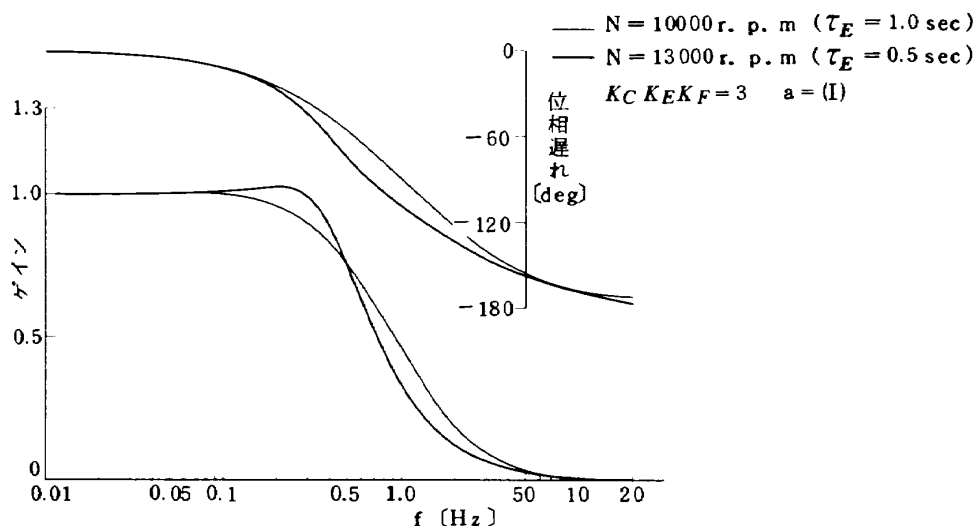


図 27 スロットルの動きに対するエンジン回転数の周波数特性

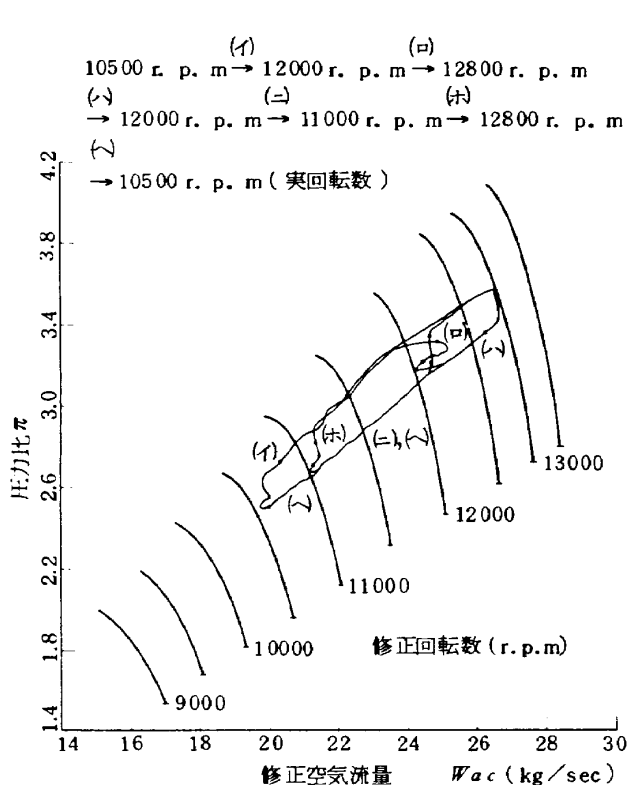


図 28 加減速燃料スケジュールによる回転数  
オーバーシュート, アンダーシュートの発生  
( $N-P_s$ 制御, B & a, 室温 8℃)

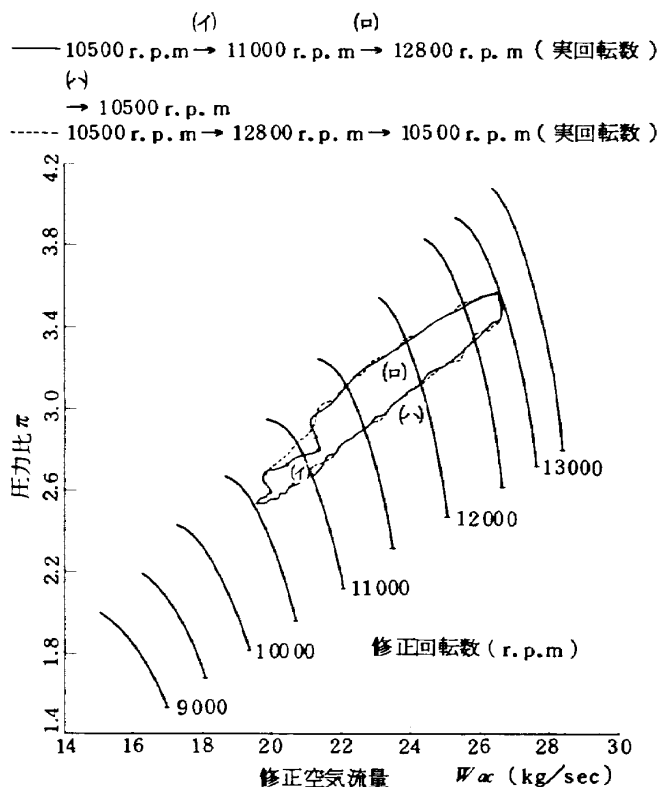


図 29 加減速燃料スケジュールによる回転数  
オーバーシュート, アンダーシュートの発生  
( $N-P_s$ 制御, B & a, 室温 8℃)

p. m に加速された時にはオーバーシュートは全く生じていない。そしてこの場合の途中の加速経路を見ると加減速燃料スケジュールにより燃料流量が制限された様子は認められない、以上の事実は次のようにまとめられる。すなわち、回転数がある値から別の値に設定しなおされるときに、その過渡期において加減速燃料スケジュール又は出力制限最大値  $S_{max}$  により供給燃料流量が制限を受けた場合にのみオーバーシュートを生ずる。しかし 12800 r. p. m に設定した時にはオーバーシュートを生じない。<sup>\*\*</sup>

この事実を理解するためには、まずオーバーシュートがどのようにして生ずるかを知る必要がある。図30は積分動作を含む回転数制御系の一般的なブロック図である。この図と本実験で用いた制御系のブロック図(図3)を比較してみれば図30中の各部の機能、図中に示した変数の意味は明白であろう。ただし積分動作の最大最小限界は、積分器とは別の出力制限器で行なうように図示した。この制御系にステップ状の回転数指令信号を与えた時の制御系各部の変数の時間的変化の様子を示したのが図31-(a)である。ステップ状回転数指令が与えられると、積分操作器は指令回転数  $\delta_0$  とエンジン回転数  $x$  との差  $x_1$  を積分するので出力  $x_2$  ( $x_3$ ) は増加してゆく。この値は補償操作器出力  $x_4$  とたし合わされ加減速燃料制限操作器入力  $x_5$  となる。ここで出力の大きさが制限され、過渡状態においては  $x_5$  より小さい値  $x_6$  が出力され、それが制御対象入力となってエンジン回転数を増加させる。したがって積分操作器出力  $x_3$  ( $x_2$ ) が、回転数  $x$  を目標値  $\delta_0$  に維持するために必要な値  $I_0$  に達した時点  $t_1$  にお

ては  $x_6$  はそれより小さい値を示していることになり、従って回転数も  $\delta_0$  より小さい値となる。この場合  $x_1$  は正の値をとり積分値はさらに増加して  $x$  が  $\delta_0$  に達した時点  $t_2$  においては  $x_3$  ( $x_2$ ) は  $I_0$  を越え、場合によっては  $I_{max}$  に達している。したがって  $x$  は  $\delta_0$  を越えてさらに増加する。そして  $x_1$  が負になって、はじめて  $x_3$  ( $x_2$ ) は減少しはじめて  $x$  も減少し、やがて  $x_3$  ( $x_2$ ) が  $I_0$  に達し、 $x$  も  $\delta_0$  に達して落ちつく。こうしてエンジン回転数は大きさ  $a$  のオーバーシュートを生じる。アンダーシュートについても全く同様の説明ができるので省略する。ただしこの場合には積分操作器出力  $x_2$  は出力制限操作器の最小限界  $I_{mini}$  により制限されることになる。さて加減速燃料制限操作器がなければ、あるいはその影響を受けない程度に小さいステップ指令であれば制御系は完全に線形制御系となり、付録で述べた設計法に従って一巡ゲイン  $K_C K_E K_F$ 、進み補償値  $a$  を適当にえらべば(本実験では実際にそのように選んでいる)回転数制御系のダンピング係数は回転数にオーバーシュートを生じない程度に大きくなる。ステップ指令が大きな場合でも積分出力制限操作器の最大限界値  $I_{max}$  あるいは最小限界値  $I_{mini}$  が  $I_0$  と一致していれば、回転数にオーバーシュートやアンダーシュートを生じることはない。図31-(b)にこのような場合のエンジン制御系各部の変数の時間変化の様子を示す。

以上の説明により図28, 29に示した実験データの現象がすべて理解される。すなわち図29において、10500 r. p. m から 11000 r. p. m の小さいステップ指令を与えた場

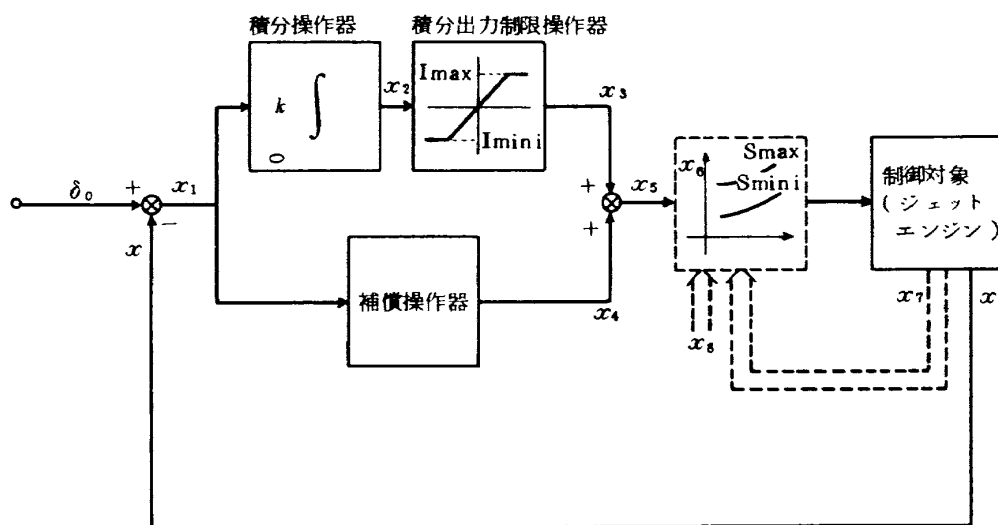


図 30 積分動作を含む回転数制御系のブロック図

<sup>\*\*</sup> ここで言うオーバーシュートは一巡ゲイン  $K_C K_E K_F$ 、進み補償値  $a$  を不適当な値にした時に系のダンピング係数が小さくなり発生するものとは本質的に性格が異なるものである。

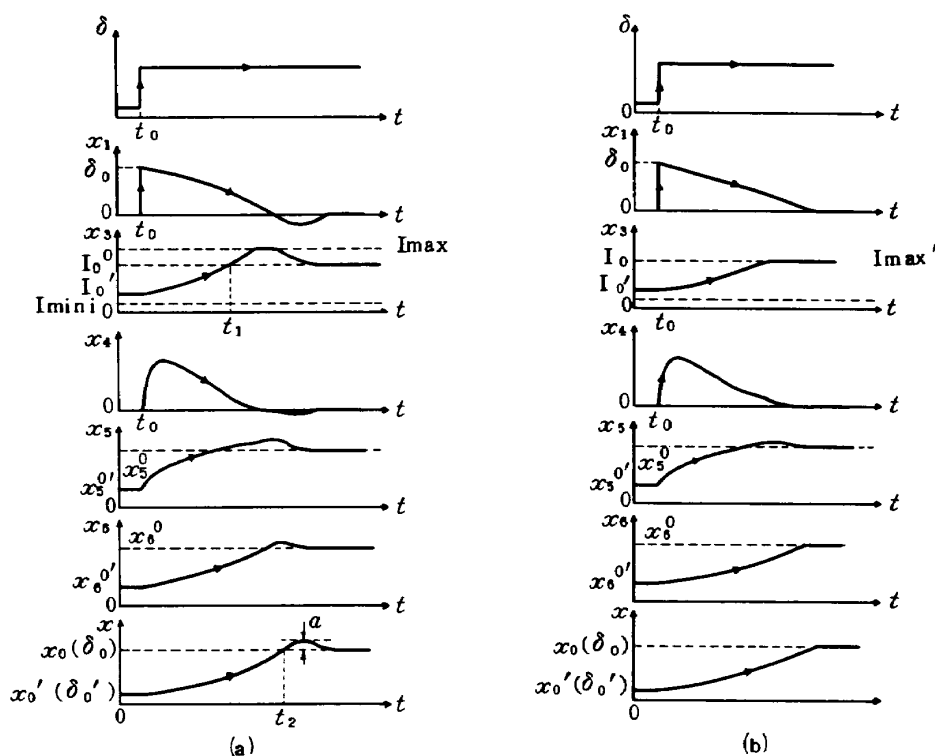


図 31 ステップ状加速指令を与えた場合の制御系各部変数の時間変化

合においては加速途中において燃料流量が加速燃料スケジュールによって制限されなかったためにオーバーシュートが生じなかったものであり、10500 r. p. m から 12800 r. p. m に加速したときには積分の最大限界値  $I_{\max}$  (1400 kg/hr) が 12800 r. p. m における定常燃料流量  $I_0=1380$  kg/hr に非常に近かったためにオーバーシュートが生じなかったのである。

この種のオーバーシュートは、一巡ゲイン  $K_c K_E K_F$  あるいは進み補償  $a$  の値の選択によっては除去することができない。そのためには何等かの非線形制御を採用する必要がある。

#### (V) 制御 1 サイクルの時間について

計算機が制御演算、論理判断を行なうために必要とする時間、AD変換、DA変換に要する時間等を合計した時間、すなわち制御 1 サイクルの時間は今回の実験では図 63, 64 に示す例を除いて約 13 msec であった。回転数制御の立場から言えばこの程度の時間は無視してもさしつかえなく、ほぼアナログ式の制御系とみなすことができる。図 62 ~ 64 は制御 1 サイクルの時間をそれぞれ 50 msec, 70 msec にしたときのデータである。これを見てもわかるように、この時間はまだまだ長くすることができる。シミュレーション試験によれば、200 msec の場合でも安定な制御をすることができた。

## 5. 加減速制御実験

加減速制御の方法は第 I 報で述べたのと全く同じである。すなわち図 3 にブロック図として示すように、加減速時においてあらかじめスケジュールした燃料流量を越えないように制御する方式を採った。燃料スケジュール方式としては、N 制御、 $P_s$  制御、 $N-P_s$  制御の 3 種類、計画加減速経路としては A, B, C の 3 種類、減速経路としては a, b の 2 種類について実験を行なった。図 32 ~ 35 に計画加減速経路と加減速燃料スケジュールを示す(燃料スケジュールの計算はシミュレータを用いたが、シミュレーションに使用した JR100H に関するデータと実際のエンジンとの相違により、定常的な性能に図 36 に示す誤差が生じた。これは後述するように、 $P_s$  制御、 $N-P_s$  制御においてその加減速経路が計画加減速経路からずれる原因の 1 つとなった)。今回の実験においては回転数制御が非常に精度よく行なわれた結果、各データの加減速前後の定常状態の作動点を正しく一致させることが可能となり、データ間の比較検討が容易になった。また計算機の記憶容量が増したので過渡時のデータを大量に数値的に格納することができ、これもデータの検討を容易にした。

#### (i) 安定性および再現性

ディジタル計算機による加減速制御の再現性、安定性が良好なことは第 I 報で述べたが、今回の実験において

も認められた。これまでのディジタル計算機による運転時間は10時間を超えるが、このあいだ計算機からの誤った指令あるいはサーボ系の誤動作等によりエンジンの加減速経路がそれた例は1度もなく、すぐれた安定性を示している。また図40に示すデータを見ると加減速直前の作動点に関係せず、加減速経路は一定している。このことは3種類の加減速方式のいずれの場合についても言えることであり、再現性の良さを示している。

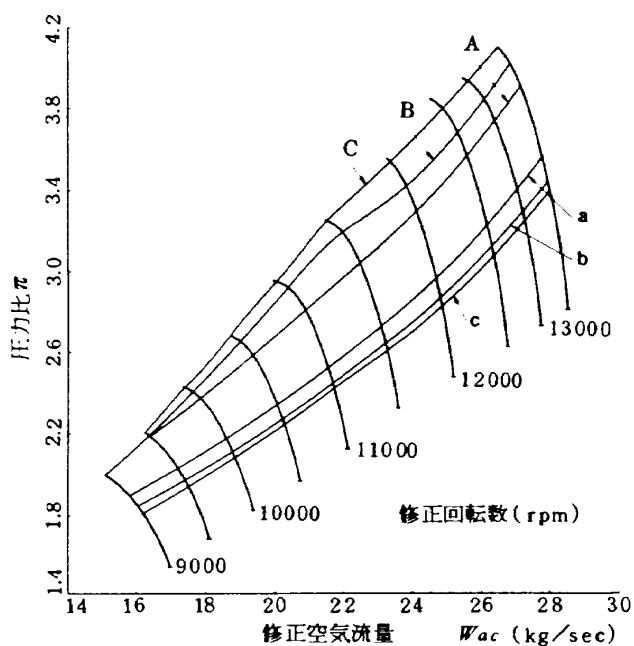


図 32 コンプレッサ特性図上の計画加減速経路

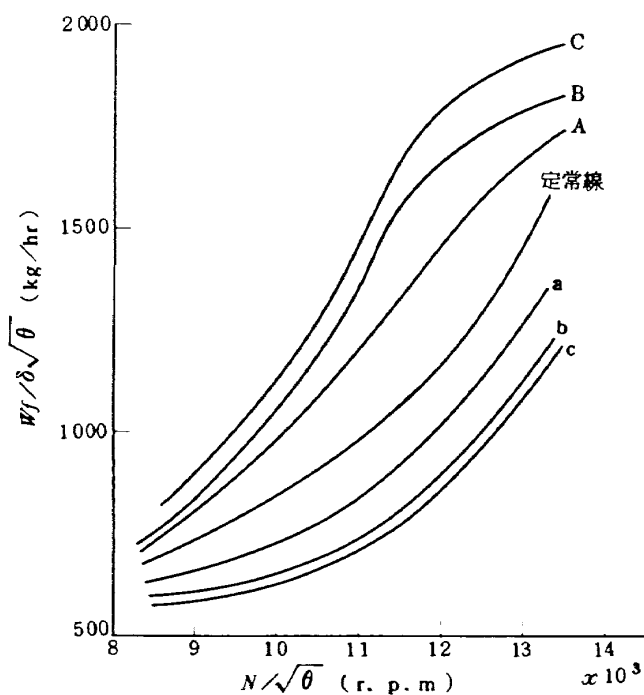


図 33 加減速燃料スケジュール (N制御)

(ii) 計画加減速経路と実際の加減速経路とのずれ  
図 37 ~ 40 に示すように圧縮機特性曲線上で実際の加減速経路は計画加減速経路と異なって走っている。その

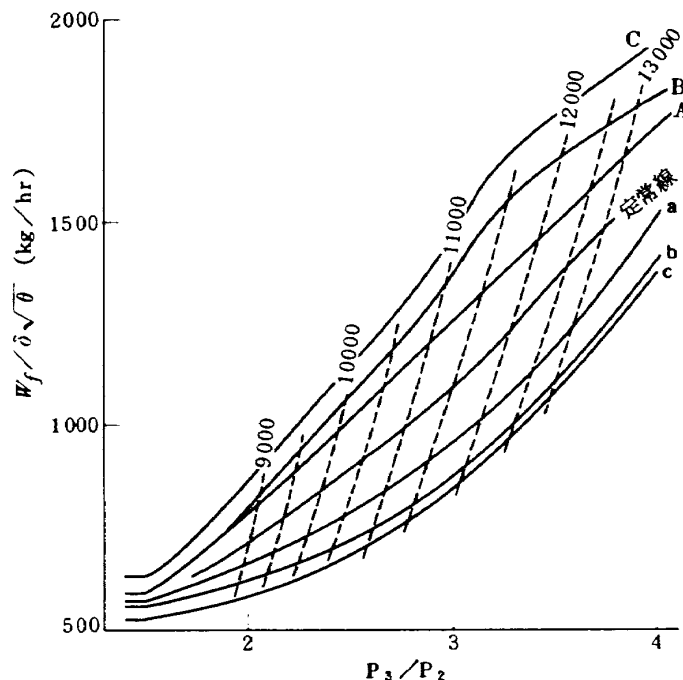


図 34 加減速燃料スケジュール (Ps制御)

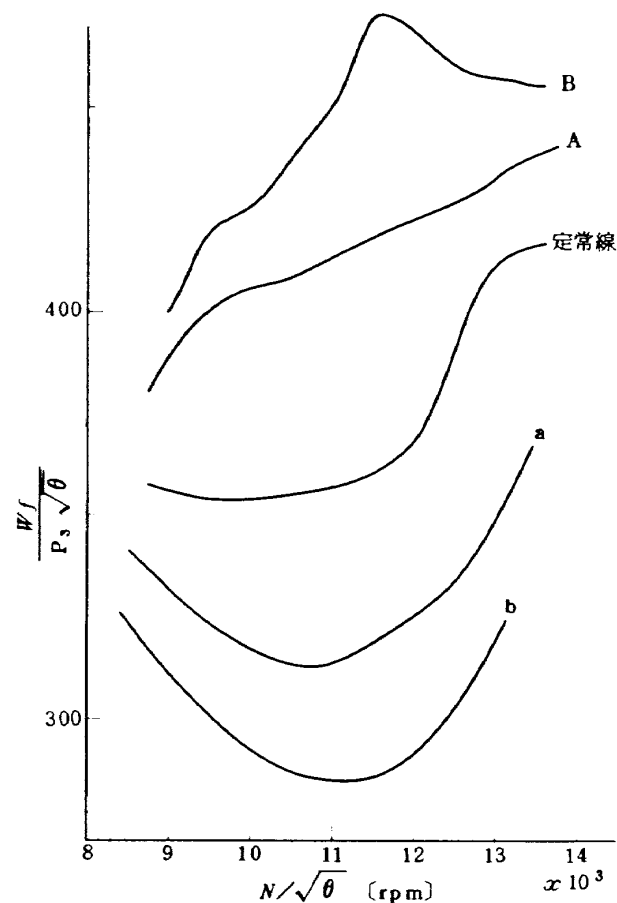


図 35 加減速燃料スケジュール (N-Ps制御)

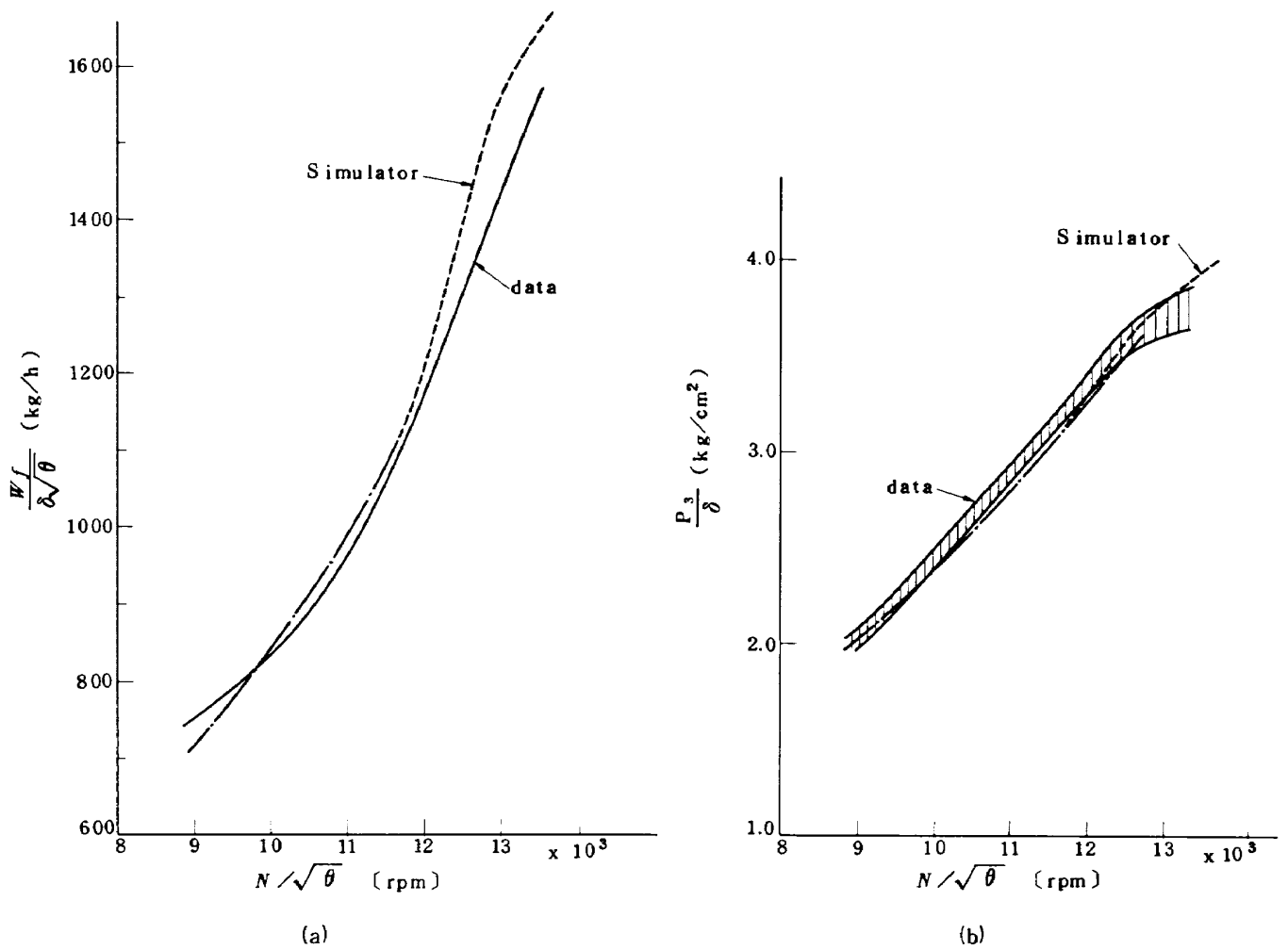


図 36 加減速燃料スケジュール計算用シミュレータと実際のエンジンデータとの関係

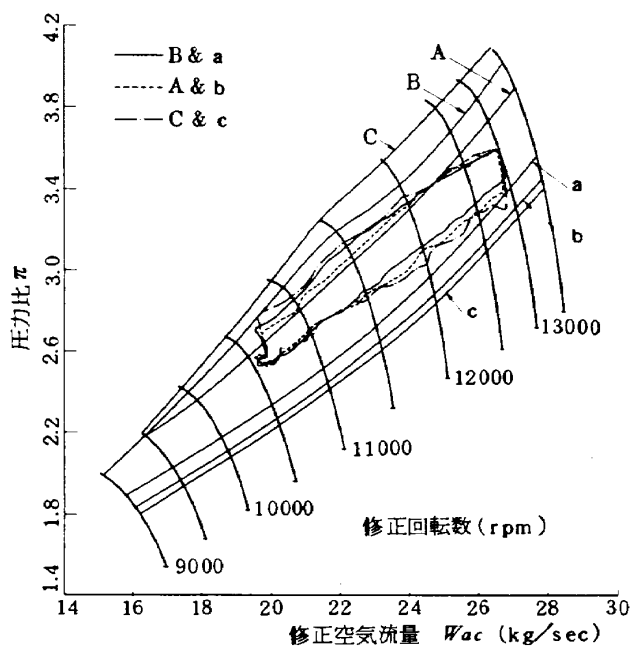
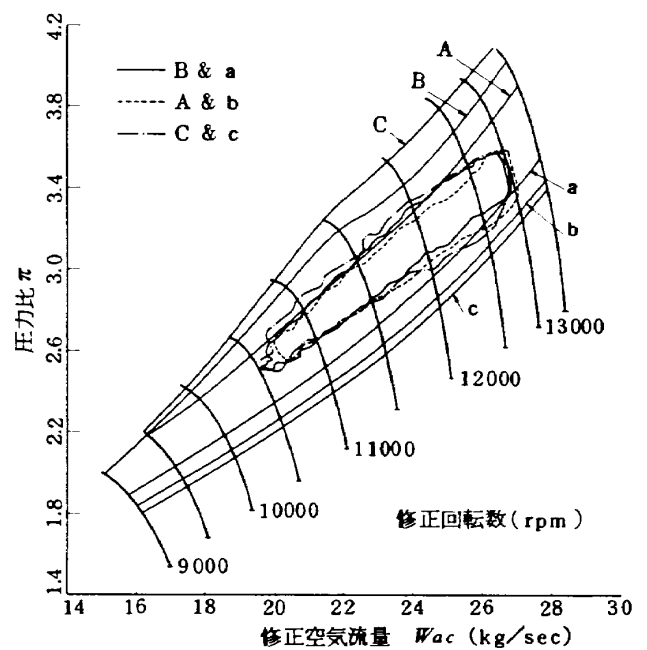


図 37 計画加減速経路による加減速経路の相異 (N制御)

図 38 計画加減速経路による加減速経路の相異 ( $P_3$ 制御)

異なり方の主な特色として次の3点が挙げられる。

(A) 加速経路は一般に計画加速経路よりも低圧力比側を走り、減速経路は計画減速経路よりも高圧力比側を走っている。これは3種類の加減速制御方式すべてについて言える。

(B) 急速な加減速ほど(計画加速経路C, B, Aの順、計画減速経路b, aの順)計画加減速経路と実際の加減速経路との差が大きくなる。これは3種類の加減速制御方式すべてについて言える。

(C) 加減速制御方式によって実際の加減速経路が異なる。特に加速の場合が顕著である。

これらの現象のうち(A), (B)を説明するために、加減速の過渡状態においてエンジン内部の諸状態変数および制御系各部の変数の値の変化の様子を電磁オシロによるデータをもとに検討してみる。図41～43はN制御において10500 r. p. mから12800 r. p. mのあいだを、ステップ状の回転数指令信号により往復させた場合のデータである。燃料スケジュールB & a<sup>\*</sup>については往復、A & b

については加速時のみを示してある。まず図41に示すB & aの加速の場合のデータにおいて、燃料流量計測用の燃料供給管途中に設けられたオリフィス前後の差圧 $\Delta P_f$ は、DA変換器出力(計算機出力)よりも時定数にして約70 msecの遅れをもっている。したがって回転数が上昇し、計算機が指令する燃料流量(DA出力)が出力制限部の最大限界値 $S_{max}$ に達した時点1<sub>2</sub>においては、実際に供給されている燃料流量はそれよりも $\Delta W_f$ だけ小さい値となっている。このように過渡的な状態下では燃料制御器のおくれのために、あらかじめスケジュールされたよりも少ない燃料流量が供給されている。ただし加速のごく初期においては燃料制御器のもつ微分的特性<sup>\*\*</sup>のために燃料流量にオーバーシュートを生じており、この時点においてはスケジュールよりも多い燃料流量が供給されている<sup>\*\*\*</sup>。

図43は図41の場合と同じ加速時のデータであるが燃料スケジュールはA & bである。図42は減速時(B & a)のデータである。いずれの場合にも燃料制御器のおくれ

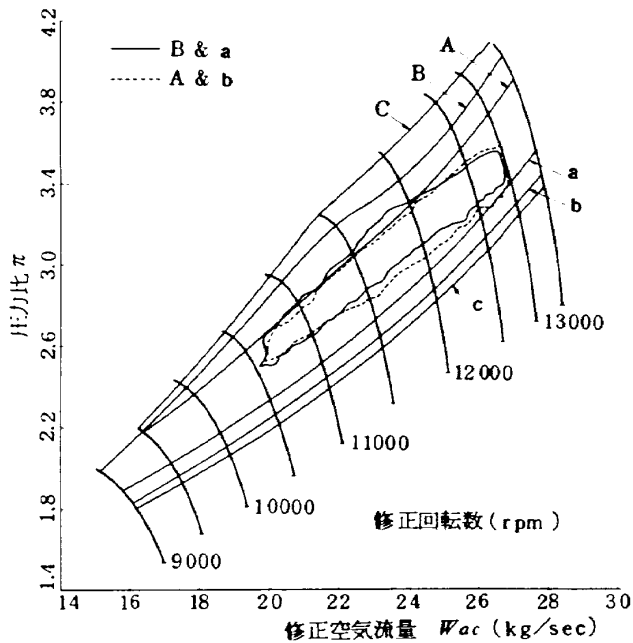


図39 計画加減速経路による加減速経路の相異 (N-P<sub>3</sub>制御)

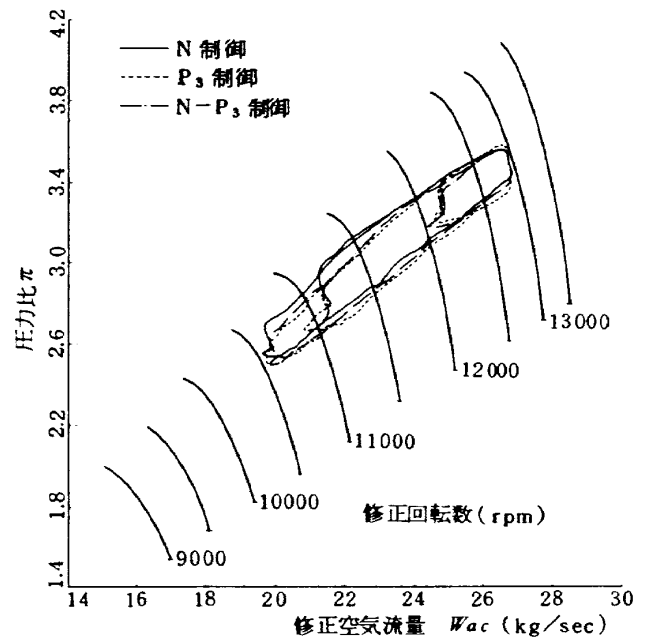


図40 加減速制御方式による加減速経路の相異

\* 燃料スケジュールB & aというのは、加速燃料スケジュールとしては図33～35中のBを、減速スケジュールとしてaを用いることを意味する。

\*\* 本報告では燃料制御器の特性を一次おくれで表わしているが、この場合の時定数は燃料制御器のもつ微分特性を考慮した等価的なものである。

\*\*\* この程度の燃料流量のオーバーシュートによつてはP<sub>3</sub>がオーバーシュートするおそれはない(図41)。これは文献3)で述べたように、低回転数領域においてはP<sub>3</sub>の燃料流量の変化に対する応答が比較的大きな遅れを有するためと考えられる。ただし高回転数領域においては応答がよくなるので注意を要する(図42)。



は前の場合とほぼ同じで、時定数にして約70msec 程度である。しかし前と異なり加減速時の燃料スケジュールが急速な加減速をおさえているために、計算機からの燃

料増減の指令も長い時間（図 42, 43 中  $t_0$  から  $t_2$  まで）をかけて出される。このことは、相対的に見れば、燃料制御器のおくれ70msec を B & a の加速の場合よりも

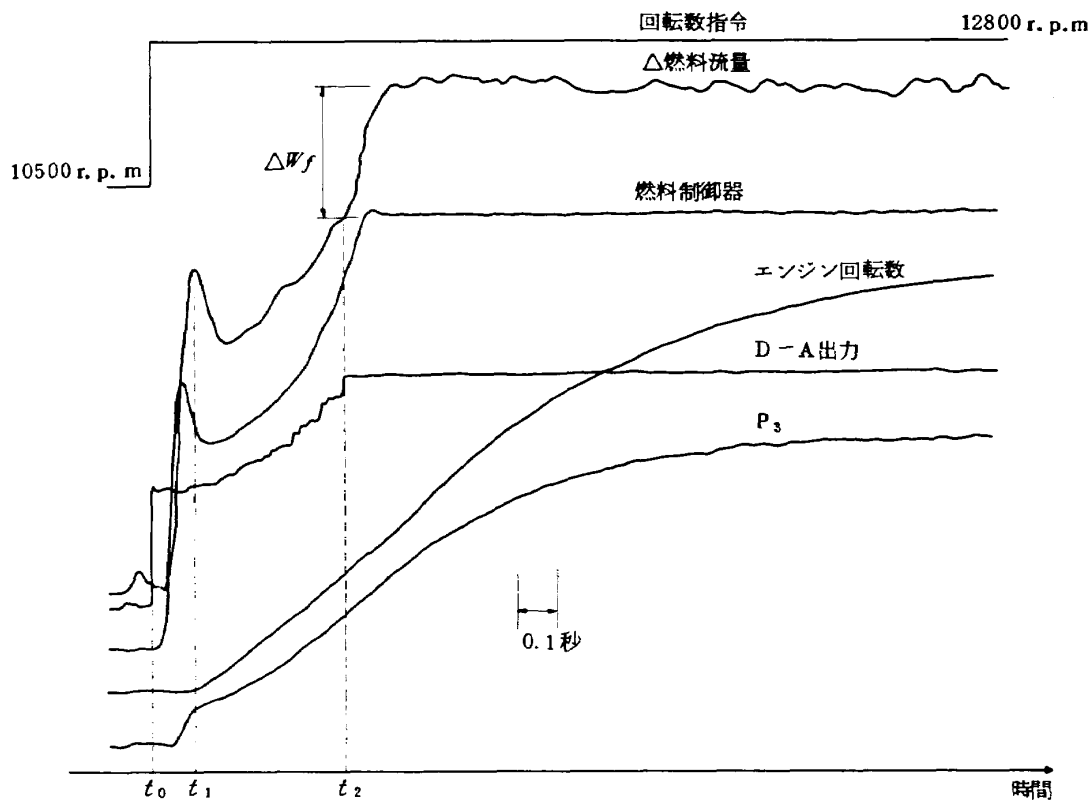


図 41 加速時 (10500 r. p. m  $\rightarrow$  12800 r. p. m) データ (N 制御, B & a)

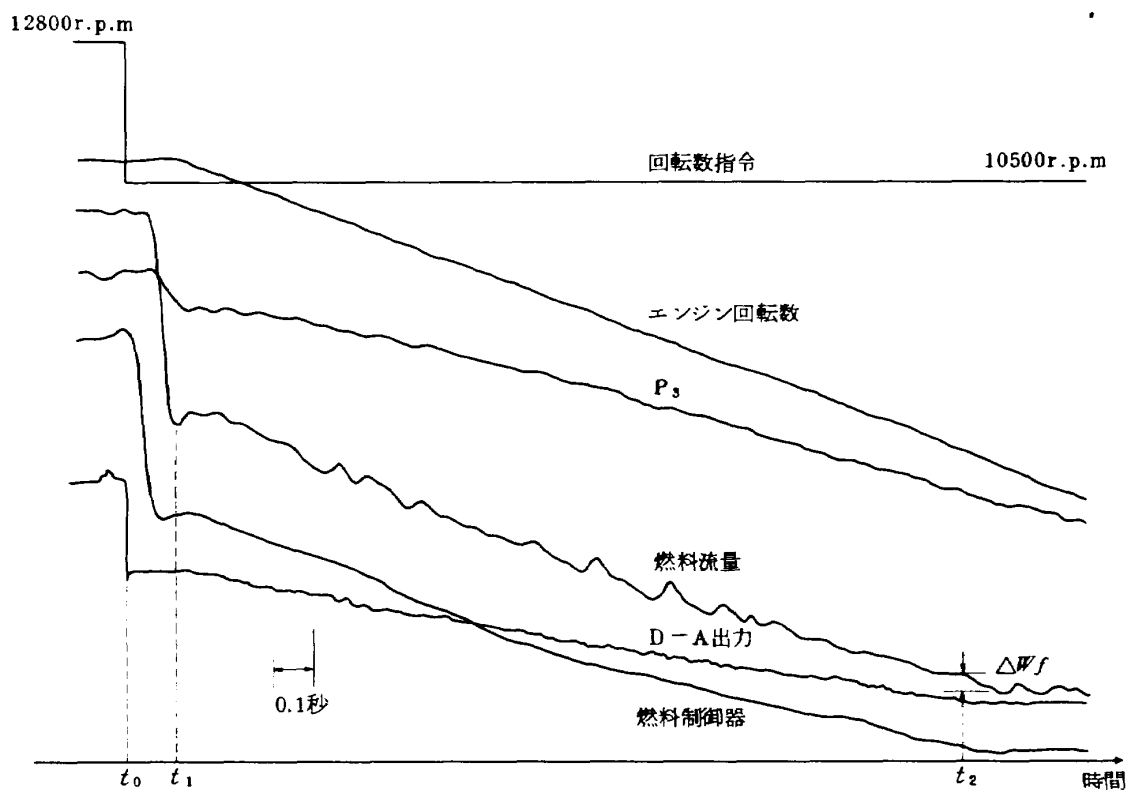


図 42 減速時 (12800 r. p. m  $\rightarrow$  10500 r. p. m) データ (N 制御, B & a)

小さな値としているから加減速の途中で実際に供給される燃料流量は、スケジュールされた燃料流量により近ずき、 $\Delta W_f$ は図 41 の場合よりもずっと小さくなる。図 44

～46 は、加減速時に実際に供給された燃料流量と、スケジュール燃料流量との関係をはっきりさせるために電磁オシログラフのデータから読みとりプロットしたもの

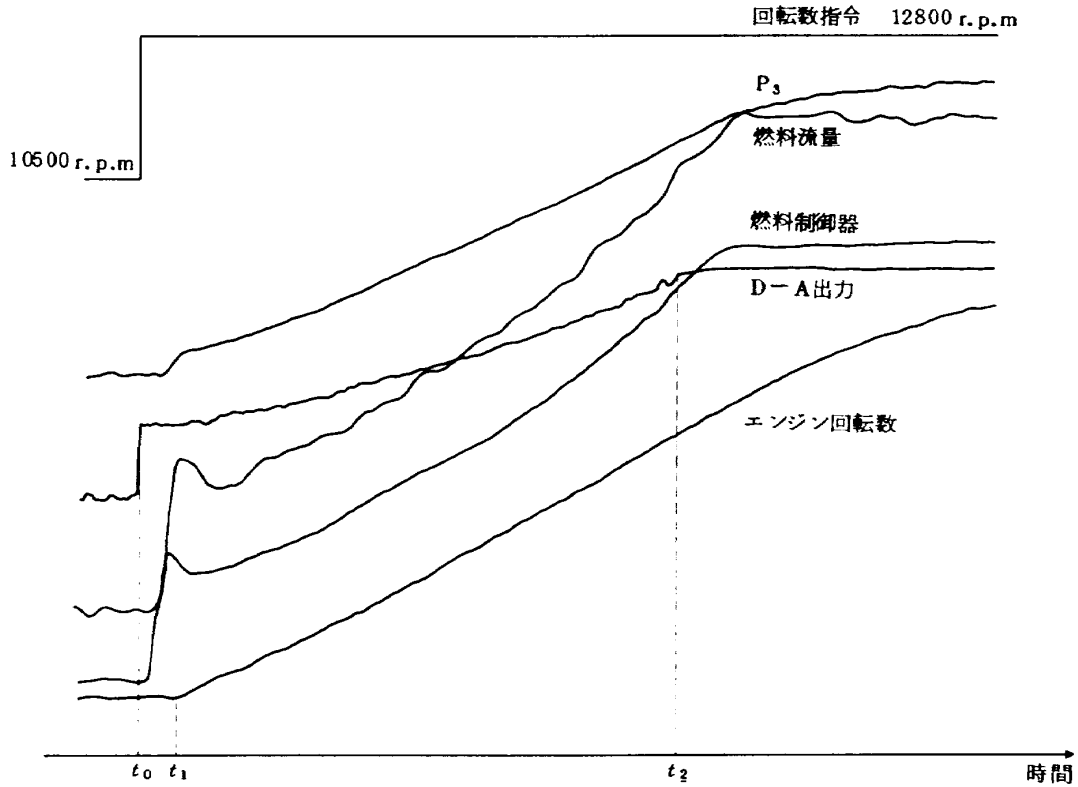


図 43 加速時 (10500 r. p. m  $\rightarrow$  12800 r. p. m) データ ( N 制御, A & b )

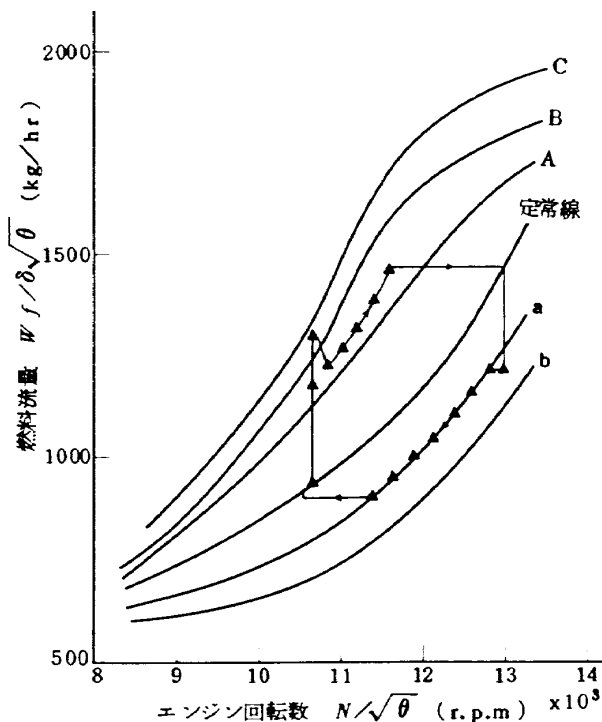


図 44 加減速燃料スケジュールと実際の加減速燃料との関係 ( N 制御, B & a )

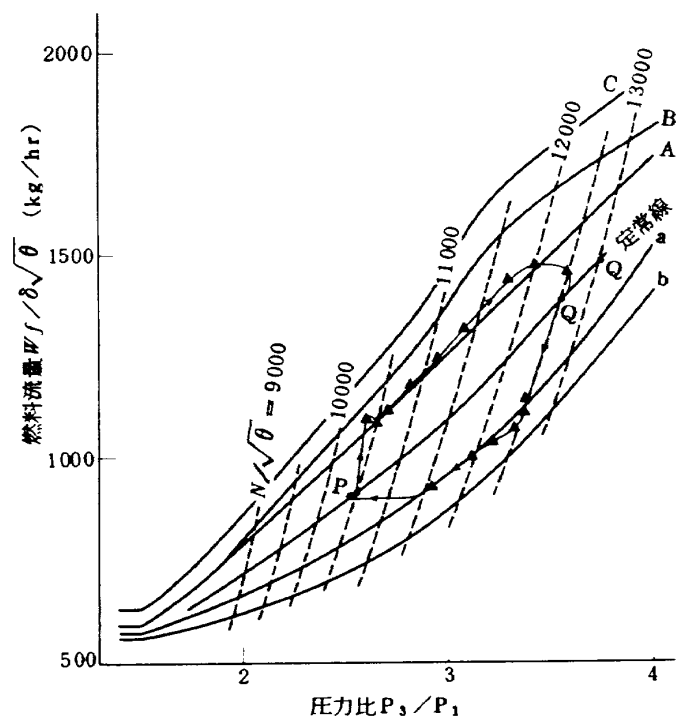


図 45 加減速燃料スケジュールと実際の加減速燃料との関係 (  $P_3$  制御, B & a )

である。この図からも、急速な加速が行なわれる場合は、実際の燃料流量はスケジュール燃料流量よりもかなり少ないこと、またゆるやかな減速が行なわれる場合には実際の燃料流量とスケジュール燃料流量とはほぼ一致していることがわかる。これは3種類の制御方式すべてに共通して言える。以上の説明によって前に挙げた圧縮機特性曲線上の加減速経路に関する特色のうち(A)と(B)が明らかになった。なお表4は3種類の加減速制御方式において計画加速経路を変えて行なった実験(図37～39に対応)の加速時間を示すものである。A→B→Cと計画加速経路を急速に加速を行なわせる方向に変えても、加速時間はあまり短縮されない。この理由は上に説明したことから明らかである。

次に特色(C)の原因を考察する。第I報で述べたようにN制御においては図47においてエンジン修正回転数 $Nc^0$ ,  $Nc^1$ ,  $Nc^2$ , ……に対応して加速時には $\bar{W}fc^0$ ,  $\bar{W}fc^1$ ,  $\bar{W}fc^2$ , ……を、減速時には $\underline{W}fc^0$ ,  $\underline{W}fc^1$ ,  $\underline{W}fc^2$ , ……を加減速燃料スケジュールとして用いている。 $P_s$ 制御においては加速時には点 $S_0$ ,  $S_1$ ,  $S_2$ , ……に対応する圧力比 $\pi^0$ ,  $\pi^1$ ,  $\pi^2$ , ……と修正燃料流量 $\bar{W}fc^0$ ,  $\bar{W}fc^1$ ,  $\bar{W}fc^2$ , ……を、減速時には点 $Q_0$ ,  $Q_1$ ,  $Q_2$ , ……に対応する圧力比と修正燃料流量とを加減速燃料スケジュールに用いる。 $N-P_s$ 制御においては、回転数としては $Nc^0$ ,  $Nc^1$ ,  $Nc^2$ , ……に対応する実回転数、点 $S_0$ ,  $S_1$ ,  $S_2$ , ……に対応する圧縮機出口圧力 $P_s$ と実燃料流量 $Wf$ を加速用に、点 $Q_0$ ,  $Q_1$ ,  $Q_2$ , ……に対応する圧縮機出口圧力 $P_s$ と $Wf$ を減速用に用いる。加減速燃料スケジュールの計算点とその結果の整理の方法をこのようにした場合には、3種類の加減速方式により特徴ある加減速経路が形成される。図48はN制御の場合である。この場合には計算機は最初

表4 加速制御方式と計画加速経路における加速時間(秒)(10500rpm→12800rpmのステップ指令を与えたときの95%到達時間)

計画加速経路 加速制御方式	A	B	C
N御	2.40	1.78 ( 1.6 0 )	1.63
P <sub>s</sub> 制 御	5.0 以上	2.70 ( 2.3 2 )	1.88
N-P <sub>s</sub> 制 御	2.46	1.84 ( 2.0 0 )	

( )内は $P_2$ を $0.93\text{ kg/cm}^2$  (at 13000 rpm) に下げた場合

の定常点 $P_0$ において、突然 $S_0$ を通る等燃料流量線 $\bar{W}fc^0$ に対応する実燃料流量 $\bar{W}f^0$ の供給を命じ電気油圧式燃料制御装置は $\bar{W}f^0$ を供給する。オーバシュートがあればそれ以上の燃料流量を供給する。そしてエンジン回転数が未だ上昇し始めないうちに(図41参照)圧縮機出口圧力 $P_s$ はすでにかなり上昇する。しかしながら圧縮機出口圧力の燃料流量変化に対する応答のおくれのために、圧力比は燃料流量が増加しただけ全部は変化しないから点 $S_0$ までは到達せずその途中の点 $P_1$ にとどまる。<sup>\*</sup> それ以後は制御系のおくれ、その他の原因によって計画加速経路より $\delta$ だけ低圧力比側の加速経路をたどる。

図49は $P_s$ 制御の場合である。この場合は最初の定常点 $P_0$ において計算機が指令するのは点 $S_0$ を通る等燃料流量線 $\bar{W}fc^0$ に対応する実燃料流量であるから、 $P_s$ の燃料流量変化に対する応答に遅れがないとしても $S_0$ には達せず図の $P_1$ までしか行かない(実際には $P_s$ の応答には遅れをとまうから $P_1$ よりも $P_0$ に近い点までしか到達しない)。作動点が $P_1$ に移った時点では $\bar{W}fc^1$ に対応する実燃料流量が供給され、 $P_2$ に移った時点では $\bar{W}fc^2$ に対応する実燃料流量が供給されるというように徐々に $S_0$ と $P_0$ ,  $S_1$ と $P_1$ ,  $S_2$ と $P_2$ が接近して、制御系のおくれによるずれがなければ何回かのステップの後には計

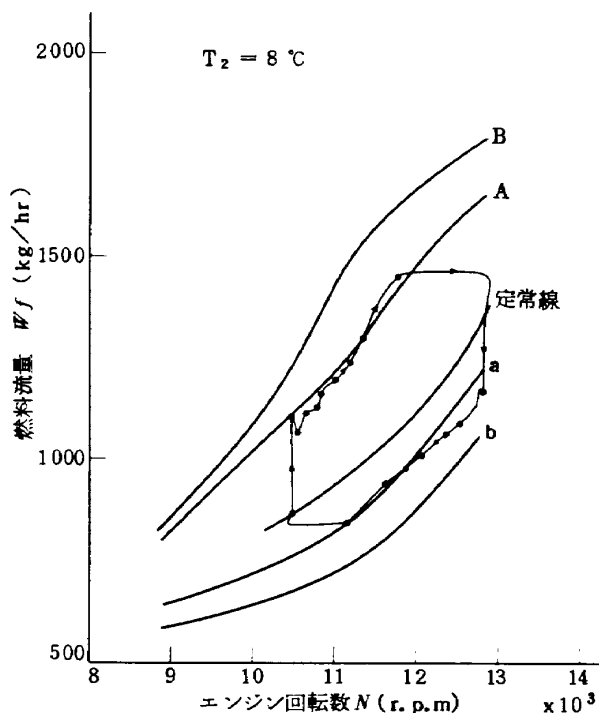


図46 加減速燃料スケジュールと実際の加減速燃料との関係( $N-P_s$ 制御, B & a)

<sup>\*</sup> したがって燃料流量の変化に対する $P_s$ の応答が速い高回転数領域においては、点 $P_1$ は低回転数領域に於けるより $S_0$ に近づく。

面加速経路に一致する。このようにして、 $P_3$  制御においては加速の初期において圧縮機特性曲線上の加速経路の立上りがなだらかな曲線となる。

図 50 は  $N-P_3$  制御の場合である。この場合にも最初の定常点において計算機が命令する燃料流量は点  $S_0'$  に対応する  $\bar{W}_{fs}'$  ではなく、 $\bar{W}_{fs}' \times \pi^0 / \pi_{s1}$  である。従って  $P_3$  制御の場合と同じく、たとえ  $P_3$  が燃料流量の変化に遅れなく応答するとしても作動点は  $S_0'$  には達せず、その途中の  $P_1$  にとどまる。以下  $P_3$  制御と同様な過程を経て次第に計画加速経路に近づく。以上は加速の場合について説明したのであるが、減速の場合についても全く同様に説明できる。

以上  $N$  制御、 $P_3$  制御、 $N-P_3$  制御の加速経路の特色とその成因を説明したが、図 40 にはその特色がはっきり現われている。ただし図において減速時には 3 種類の制御方式のいずれもがほぼ同一の経路をたどっているのは次の理由による。図 36 は加減速燃料スケジュールを計算する時に計算機にシミュレートしたエンジンと実際のエンジンの静特性を示すものである。これを見ると特に高回転数領域において、シミュレートしたエンジンの圧縮機出口圧力  $P_3$  が実際のエンジンよりも高くなっている。そのために  $P_3$  を直接の制御変数としている  $P_3$  制御、 $N-P_3$  制御の場合には高回転数領域にゆくほど加速時、減速時にスケジュールされたよりも少ない燃料流量を供給することになる。かくして加速時、特に加速の後半においては  $P_3$  制御、 $N-P_3$  制御の加速経路は、 $N$  制御の加速経路よりも低圧力比側に移動し、減速時、特に減速の初期においては  $P_3$  制御、 $N-P_3$  制御の減速経路は低圧力比側に移動し、 $N$  制御の減速経路に近づく。

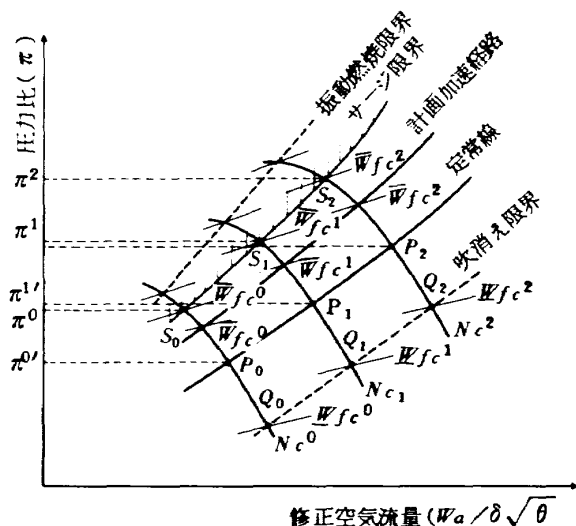


図 47 各種制御方式における最大最小許容燃料流量の計算位置

以上のようにして、圧縮機特性曲線上の加減速経路の 3 つの主な特色(A), (B), (C)の原因が明らかとなった。これをもう一度整理すれば、計画加減速経路と実際の加減速経路との相違の原因として、

(a) 制御系に含まれるむだ時間、遅れ。

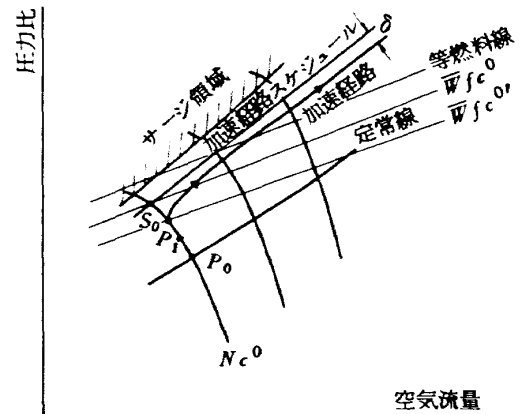


図 48  $N$  制御におけるコンプレッサマップ上の加速経路

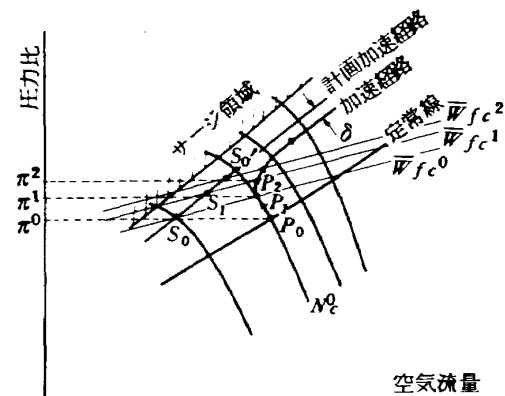


図 49  $P_3$  制御におけるコンプレッサマップ上の加速経路

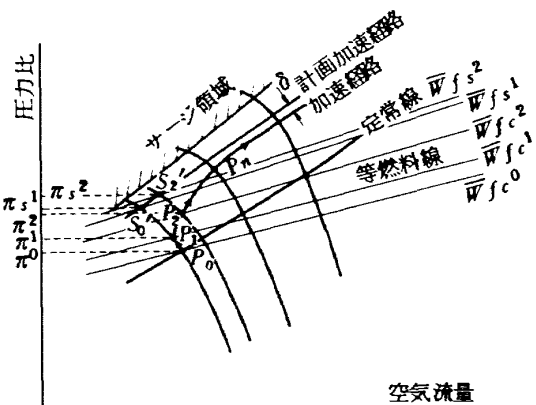


図 50  $N-P_3$  制御におけるコンプレッサマップ上の加速経路

(b) 加減速の初期における供給燃料流量の増減過程が各制御方式によって異なること。

(c) 加減速燃料スケジュール計算時の計算誤差。

等が挙げられる。更に、

(d) デジタル計算機、検出器、AD変換器、DA変換器による計算誤差、変換時の誤差、

が考えられるが、今回の実験ではこの影響は無視できる程度である。

(iii) 周囲環境条件 ( $P_1$ ) の加減速経路への影響

圧縮機特性曲線上の加減速経路は、異なる周囲環境条件下においてもできるだけ変わらないことが望ましい。実験設備の都合上周圍環境条件として周囲圧力  $P_1$  のみを

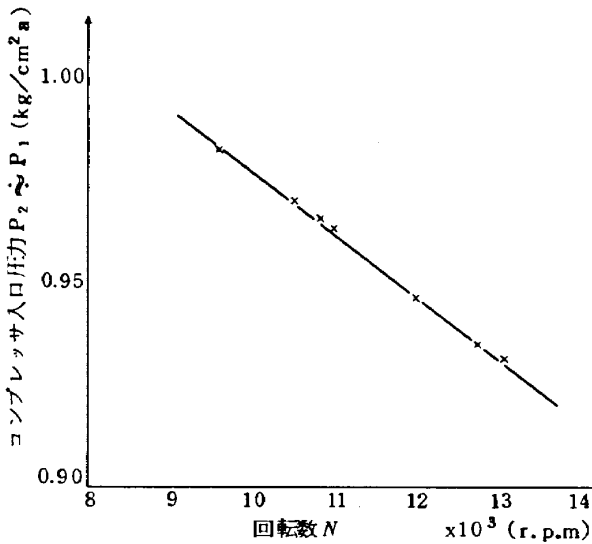


図 51 減圧運転時の  $N$  と  $P_2 (\approx P_1)$  の関係

図 51 に示す程度下げて、圧縮機特性曲線上の加減速経路の変化を見る実験を行なった。実際に航空機が飛行するとき起こる環境条件の変化範囲は、周囲温度で  $-50^\circ\text{C} \sim +50^\circ\text{C}$ 、圧縮機入口圧力で  $0.2 \sim 1.2 \text{ kg/cm}^2$  程度であるから、周囲環境条件の加減速経路に与える影響を知るためにはより広範な実験を行なう必要がある。図 52～54 は通常圧力下と低圧力下での実験結果とを各制御方式について比較したものである。これによれば、一般に周囲

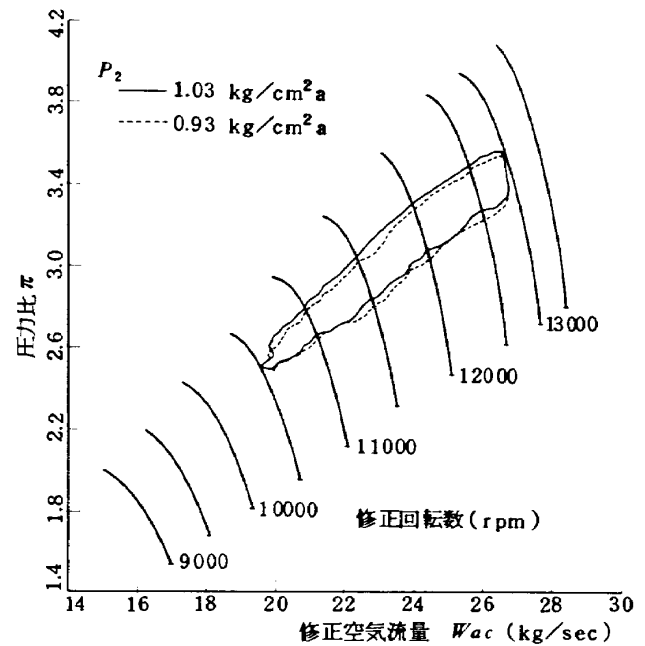


図 53 圧縮機入口圧力と加減速経路との関係 ( $P_3$  制御)

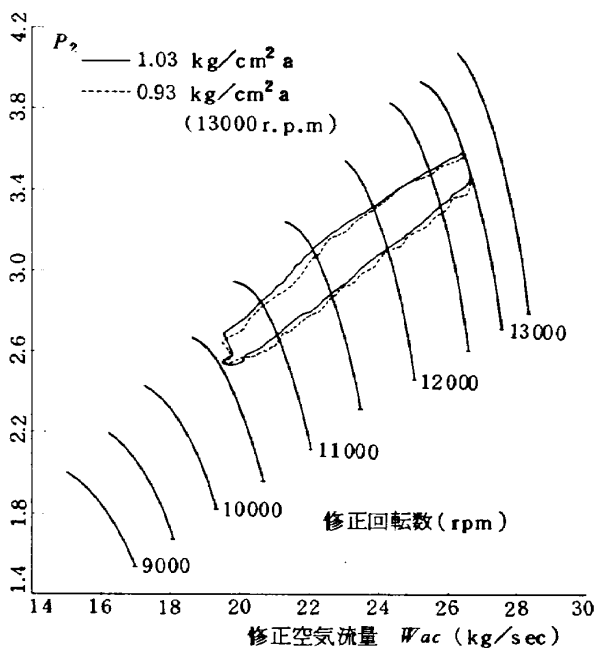


図 52 圧縮機入口圧力と加減速経路との関係 ( $N$  制御)

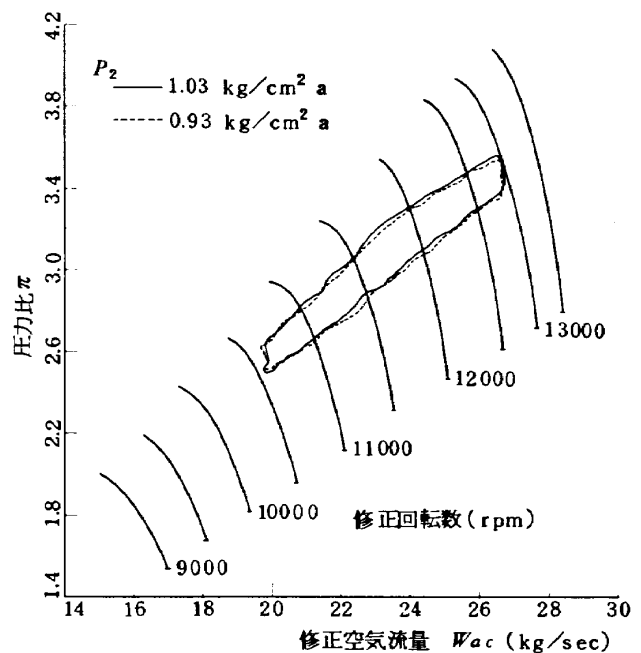


図 54 圧縮機入口圧力と加減速経路との関係 ( $N-P_3$  制御)

圧力が低いときには加減速経路が通常の圧力のときより加減速経路が低圧力比側を走っている。またN制御, N-P<sub>3</sub>制御の場合にはほとんど差がないが, P<sub>3</sub>制御においてはこれよりやや大きな差がある。この理由は明らかでない。

#### (IV) 加減速燃料スケジュールに用いるデータ数の影響

図33～35に示す加減速燃料スケジュールを計算機のメモリに格納するとき、代表点として選ぶデータ数が多いほど、もとのスケジュール曲線に忠実な加減速制御ができる。しかし代表点を増せば必要なメモリ数も増加する。必要なメモリ数はできる限り少ないほうがよいから、問題は一定の精度を維持するために必要な最小の代表点の数はどの程度になるかということになる。一般に代表点間の値は内そう計算により推定するが、その方法としては比例配分法を用いるのが簡単であり、一般に行なわれているものでもあるから、この場合について考察する。内そう計算の過程で、ケタ落ちによる誤差については、計算機のビット数で決まってしまうこと、本実験で用いた計算機は16ビットであり、ケタ落ちによる誤差は無視してさしつかえないこと、等の理由でここでは考えない。図55において曲線Sは加減速燃料スケジュール曲線、点P<sub>1</sub>, P<sub>2</sub>, ……はメモリにデータが格納される代表点とする。比例配分による内そう計算を行なえば折線S'が実際の加減速燃料流量となるから、図中縦線を施した部分が誤差となる。従って一定の誤差以下におさえるための代表点の数は、代表点の位置と曲線Sの形により異なる。代表点の最良の位置は曲線Sの形により決まるから、結局代表点の数は曲線Sの形によると考えてよい。特別な場合としてSが直線であれば代表点は2個でよい。曲線Sの形は加減速制御方式により異なるから、メモリ数最小という観点からすれば、Sが直線に近い加減速制御方式ほど有利である。また同じ加減速制御方式を用いた場合でも計画加減速経路の決め方によっては曲線Sを

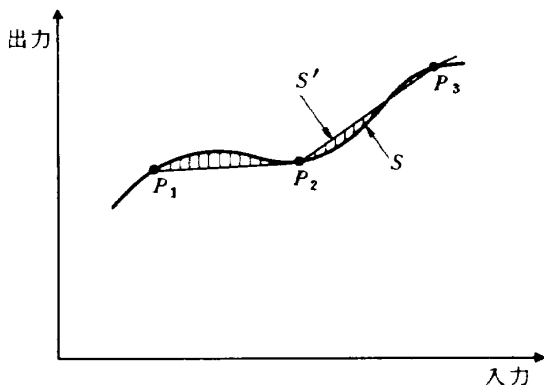


図55 加減速燃料スケジュール曲線の折線近似

直線Sに近ずけることができる。

本実験ではN制御, P<sub>3</sub>制御においては $N/\sqrt{\theta}$  および $P_3/P_2$ の代表点として12個と6個の2通り, N-P<sub>3</sub>制御においてはT<sub>2</sub>の代表点として12個と6個の2通りについて実験を行なった。図56～58は各制御方式における加減速燃料スケジュール曲線と代表点との関係を示す。ただしN-P<sub>3</sub>制御においては, T<sub>2</sub> = 290°K のとき

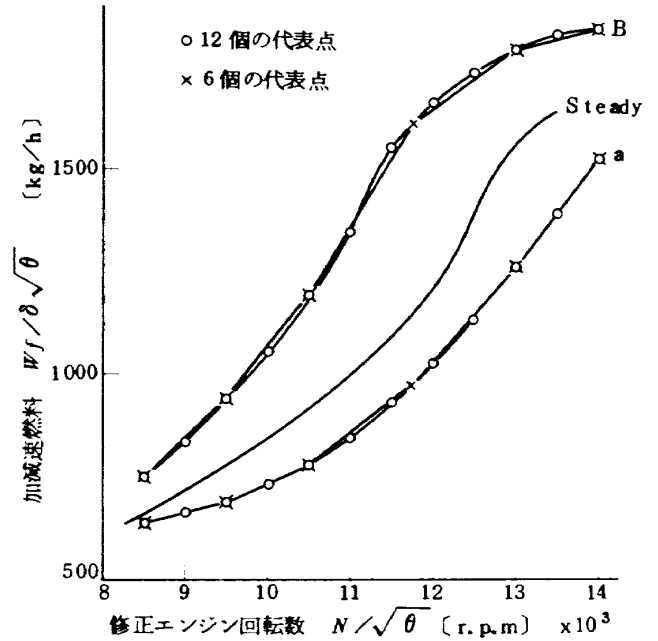


図56 加減速燃料スケジュールと代表点 (N制御)

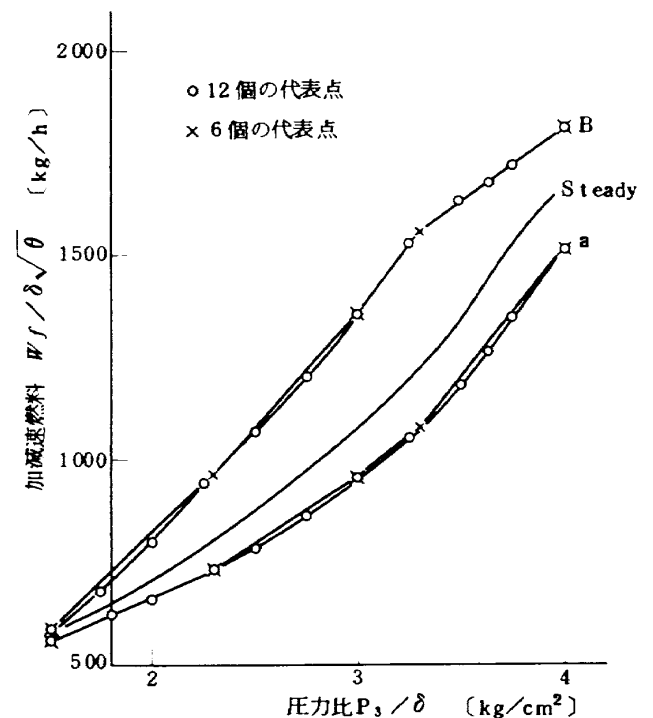


図57 加減速燃料スケジュールと代表点 (P<sub>3</sub>制御)



の  $N$  と  $W_f/P_3$  の関係、および  $N = 13000 \text{ r. p. m}$  のときの  $T_2$  と  $W_f/P_3$  の関係を示す。これらの図から、12個の代表点を用いたときには各制御方式とも燃料流量にして誤差約 0.5% 以内であり、6個の代表点の場合には  $N-P_3$  制御において最大約 1.5% の誤差を生じている。図 59～61 には各制御方式において、12個の代表点を用いた場合と6個の代表点を用いた場合における圧縮機特性曲線上の加減速経路の相違を示した。6個の代表点を直線で結んだ折線がもとの曲線と比較的一致している  $P_3$  制御においては、加減速経路もまたほぼ一致し、折線がもとの曲線よりやや上側にある  $N$  制御、 $N-P_3$  制御においては加減速経路もやや上側にあり、これは  $N-P_3$  制御において最も顕著に現われている。このように代表点を減らして燃料流量スケジュールに最大約 1.5% 程度の誤差を生じた場合でも、加減速経路上に影響が現われる。しかしながら、電気式制御においてはこの事実が代表点を6個（又はそれ以下）に選ぶことを必ずしも否定しない。

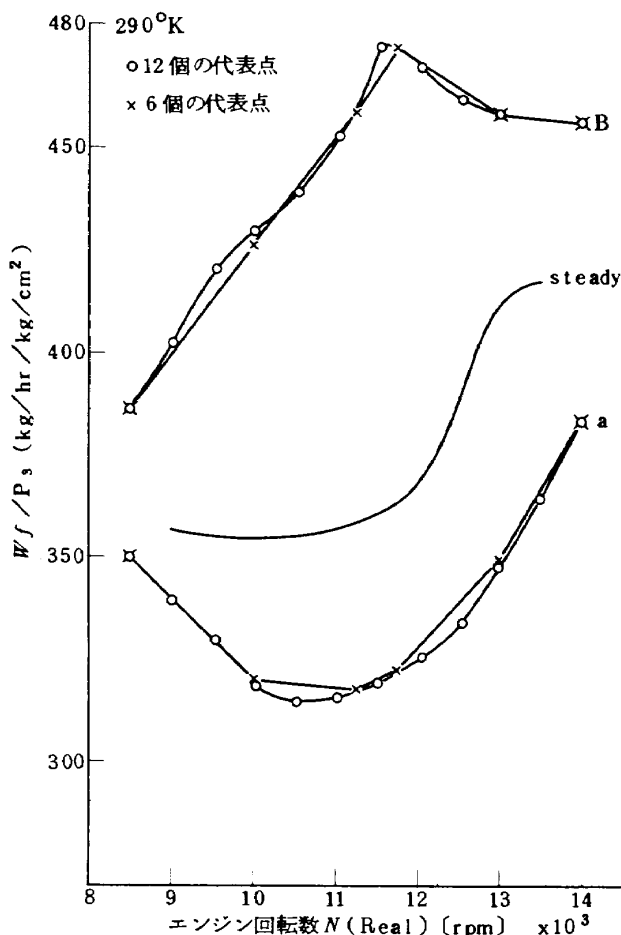
何故なら電気式制御においては、この誤差分を最小にするような代表点を、代表点の数に応じて自由に選べるからである。

#### (V) 制御 1 サイクルに要する時間\*\*の影響

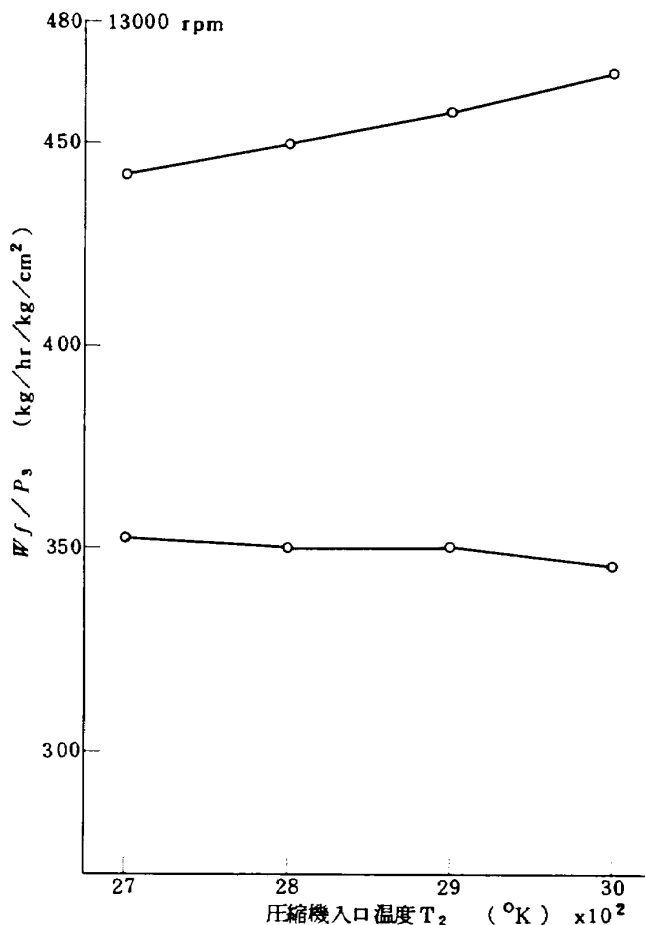
以上の検討に用いた実験データは、制御 1 サイクルに要する時間が約 13 msec の場合である。サンプル時間は将来計算機で行なうべき演算が増した場合には当然増加するものである。すでに 4. の最後において述べたように回転数制御という目的からは、サンプル時間は相当長い時間でも許される。加減速制御の場合には、サンプル時間は、次のような観点から検討、決定される。

(イ) サンプル時間の増加に伴う加減速時の燃料の階段状の増減が、エンジン推力の階段状の増減を伴うかどうか。伴うとすれば、どの程度の階段状増減が許されるか。

(ロ) 上記の階段状の燃料の増減が、タービン入口ガス温度の階段状の増減をもたすが、これがタービン



(a)



(b)

図 58 加減速燃料スケジュールと代表点 ( $N-P_3$  制御)

\*\* 計算機制御においては、この時間は制御用入力変数のサンプル時間に等しいので、以後サンプル時間と呼ぶ。

翼の熱的強度に与える影響はどうか。

(1), (2)ともにそれ自体相当の検討を必要とするものであるが、本報告の主旨からそれるものであるから本実験では単にサンプル時間を変えた時に、燃料流量、エンジン回転数、推力、タービン入口あるいは出口ガス温度等がどのような増減のしかたをするかを観察するにとどめた。図 62～64に $P_s$ 制御のB & aの場合についてサンプル時間を13msec, 50msec, 70msecにしたときのデ

ータを示す。50msecの場合は明らかに燃料、推力、タービン出口ガス温度等が小さき振動をしながら増加している。また70msecになると、もっと長い時間間隔での段階的な増加に変わっている。ただし、この実験データにおいて、一巡ゲイン $K_C K_E K_F$ や進み補償値 $a$ がすべて同一でないで、回転数制御の安定性が異なる。しかし加減速制御と回転数制御の影響は容易に見分けがつくから、本質的な欠陥とはならない。

次に、サンプル時間の加減速制御特性に及ぼす影響をより明確にするために行なったシミュレーション試験の結果について検討する。シミュレーションは、加減速制御方式としてN制御、加減速燃料スケジュールとしてB & a、一巡ゲイン $K_C K_E K_F = 2.0$ 、進み補償 $a = (I)$ を用いて行なった。サンプル時間は50msec, 100msec, 200msecの3通りとした。図 65, 66はそれぞれのサンプル時間における圧縮機特性曲線上の加減速経路と、回転数—燃料流量曲線とを示す。また図 67～72は加減速時における指令回転数、燃料流量、回転数、推力、タービン入口ガス温度の時間変化を示す。まず図 65, 66を見ると、サンプル時間が長くなるにつれて、加速時にはスケジュールした燃料流量よりも少ない燃料流量が、減速時には多い燃料流量が供給されていることがわかる。この結果として、圧縮機特性曲線上の加速経路はサンプル時間が長くなるにつれて低圧力比側に移動し、減速経路は高圧力比側に移動する。この原因を図 73によって説明する。 $Na^1$ ,  $Na^2$ を加速中のある時刻 $t_1$ ,  $t_2$ における

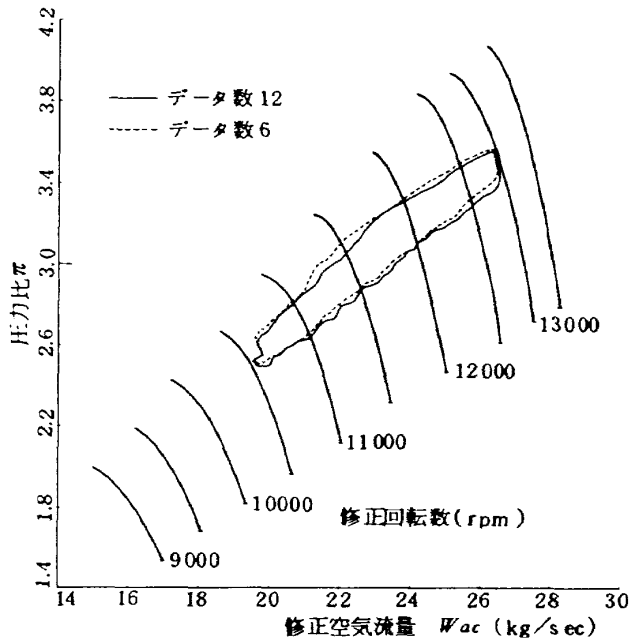


図 59 加減速燃料スケジュールに用いるデータ数の影響 (N 制御)

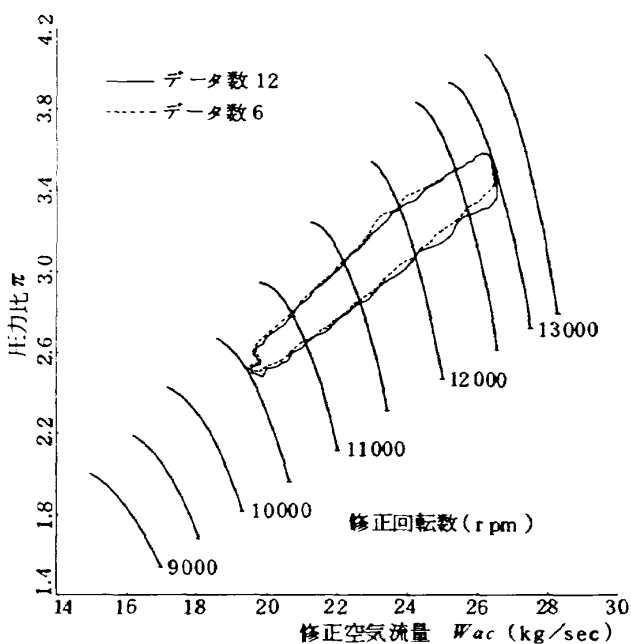


図 60 加減速燃料スケジュールに用いるデータ数の影響 ( $P_s$  制御)

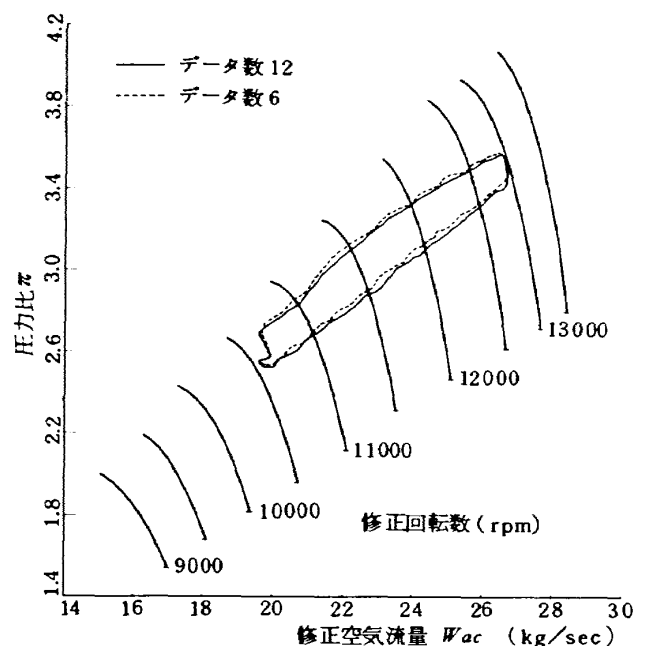


図 61 加減速燃料スケジュールに用いるデータ数の影響 (N- $P_s$  制御)

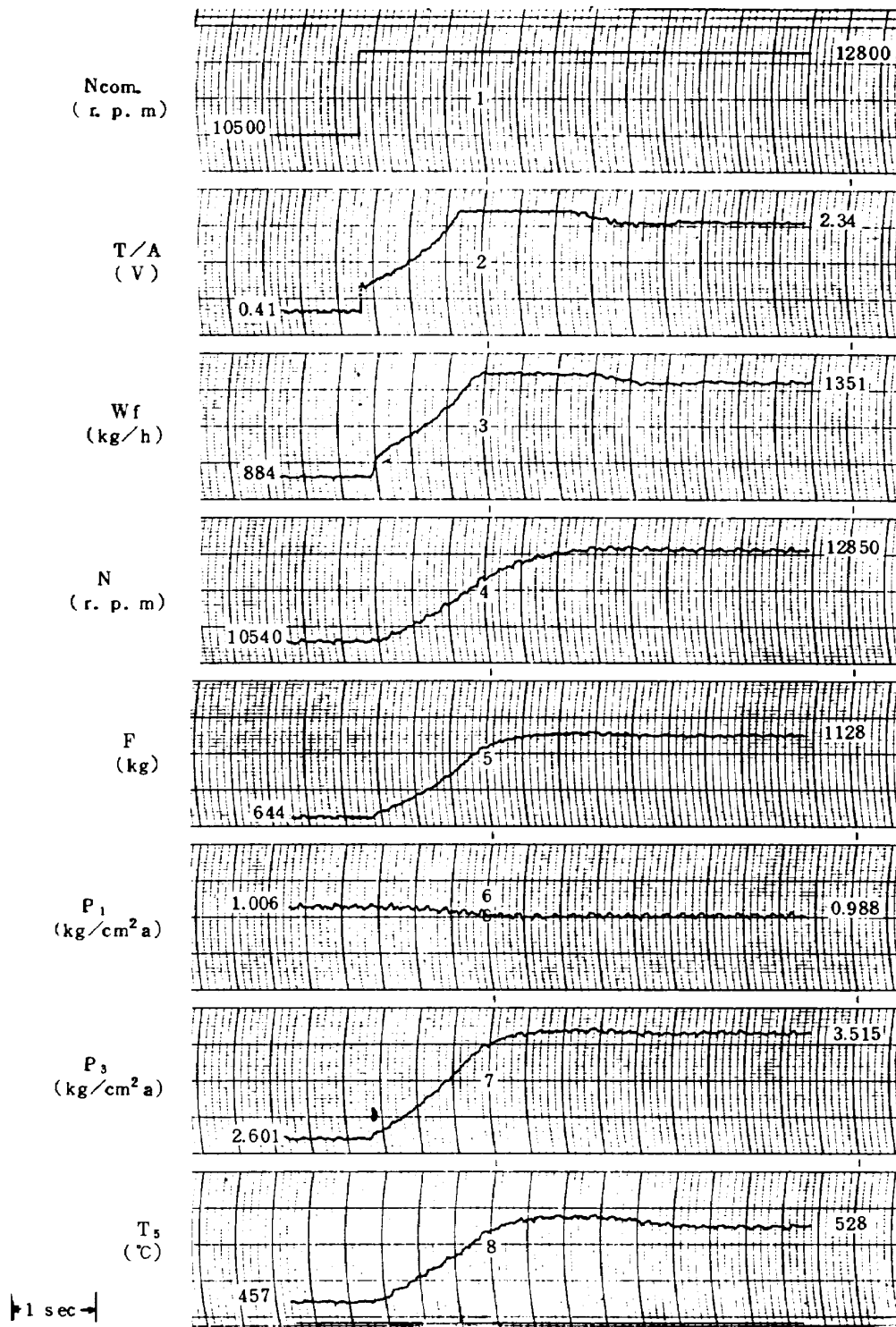


図 62 ステップ状回転数指令に対する応答 実験番号 21-33

$P_3$  制御 B & a  $T = 13\text{msec}$

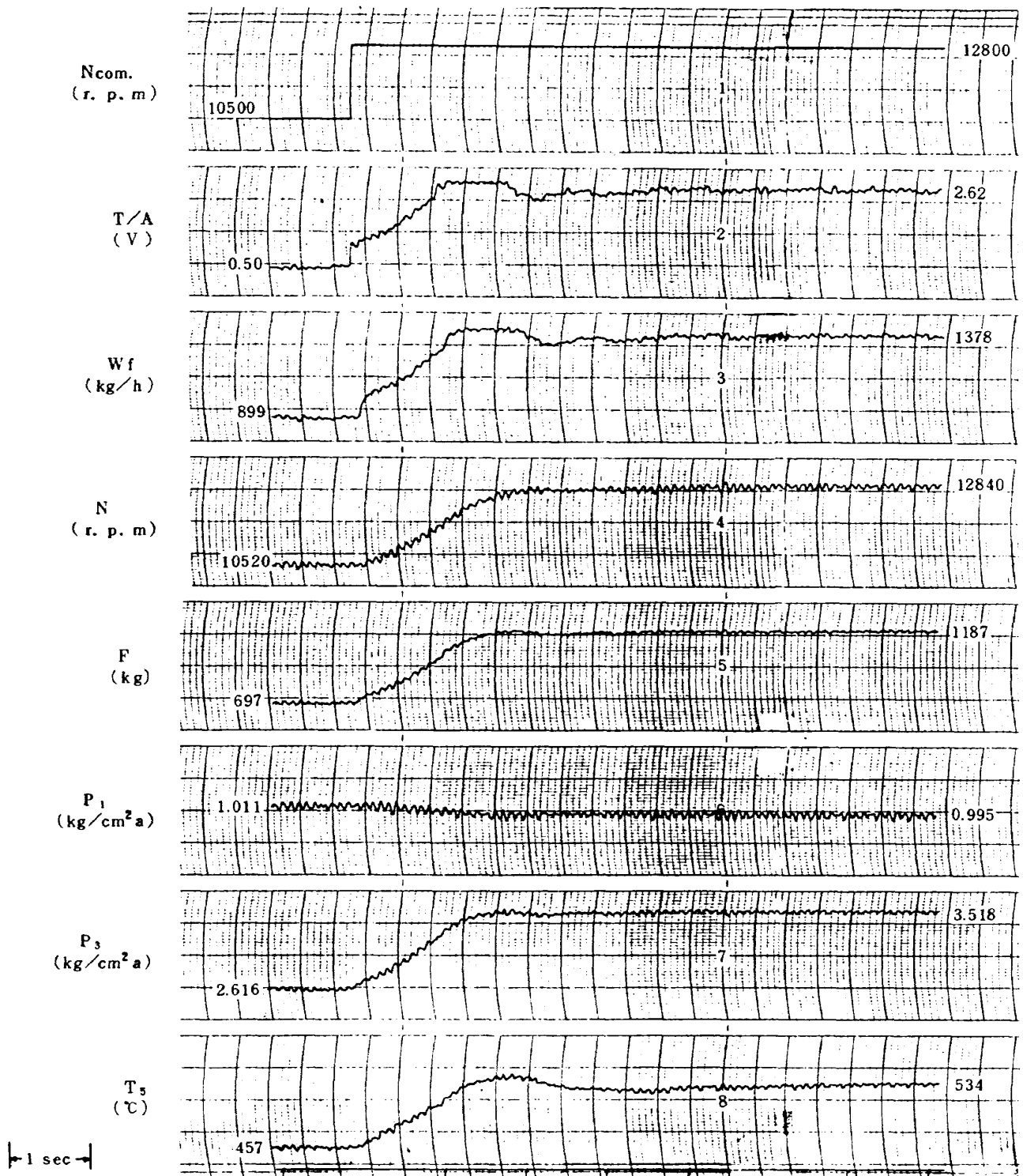


図 63 ステップ状回転数指令に対する応答 実験番号 21-44 (1)

$P_3$  制御 B & a  $T = 50 \text{ msec}$

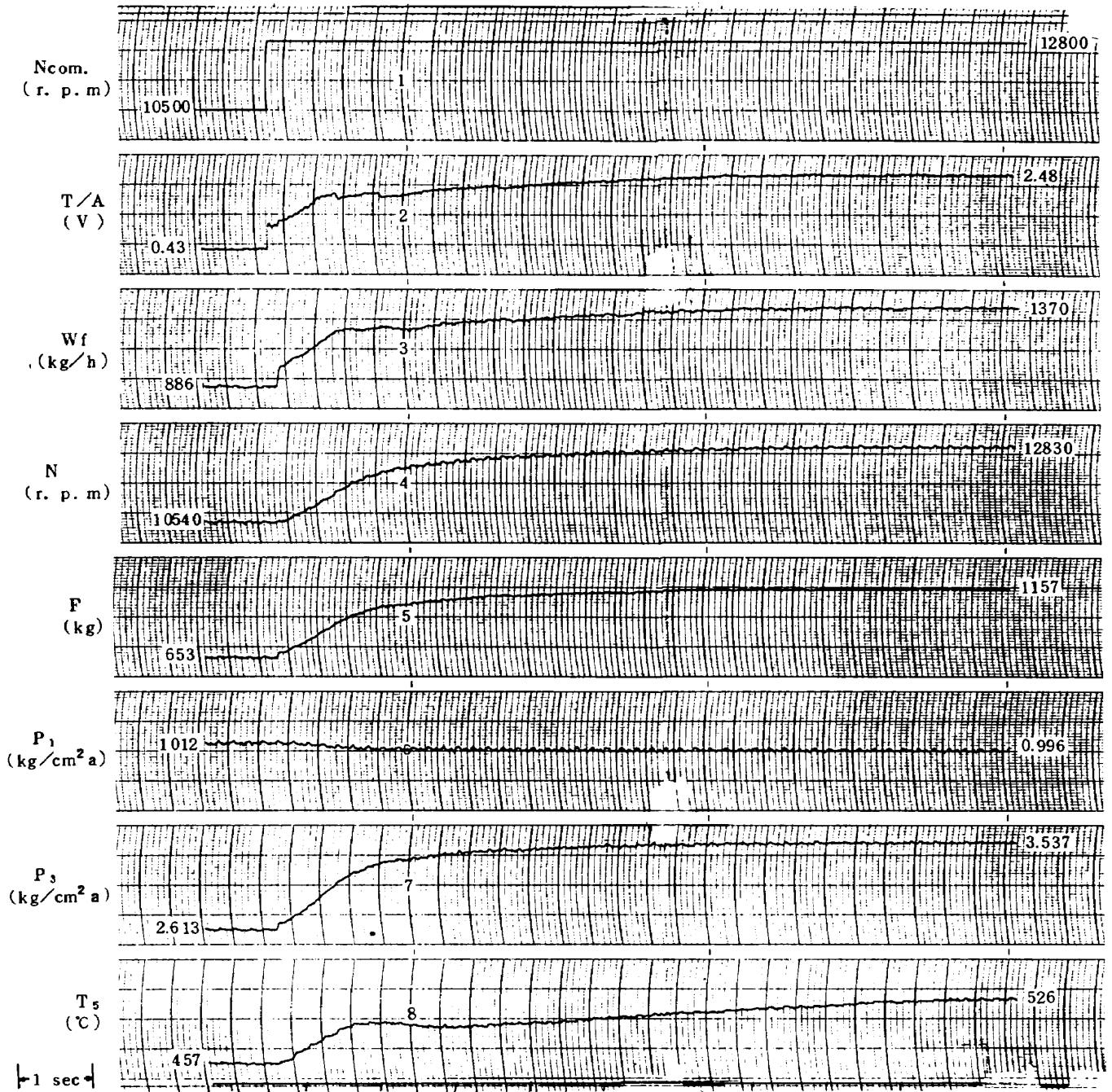


図 64 ステップ状回転数指令に対する応答 実験番号 21 - 42 (9)

 $P_3$  制御 B & a  $T = 70 \text{ msec}$

回転数,  $Wf^1$ ,  $Wf^2$  を  $Na^1$ ,  $Na^2$  に対応する加速燃料スケジュールとする。計算機は時刻  $t_1$  から  $t_2$  の間,  $Wf^1$  を出力として出す。しかし燃料スケジュールとしては, 時刻  $t_2$  においては  $Wf^2$  となっているから, 結局時刻  $t_2$

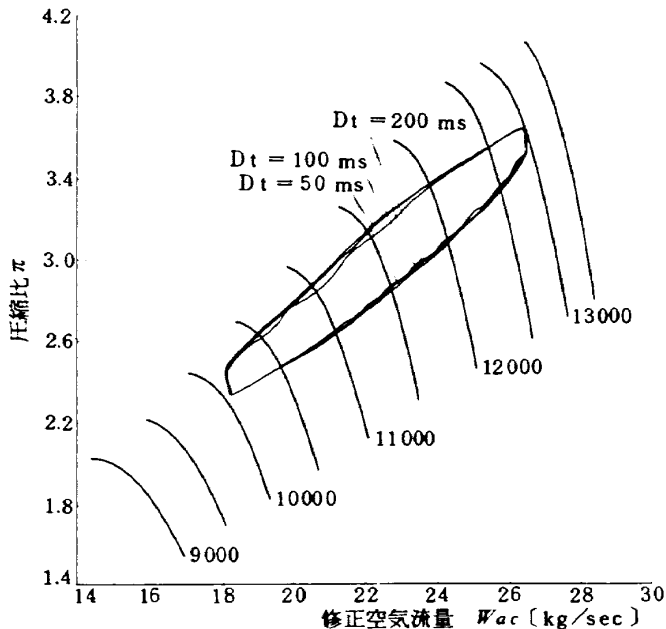


図 65 サンプル時間と圧縮機特性曲線上の加減速経路との関係 (N 制御, B & a)

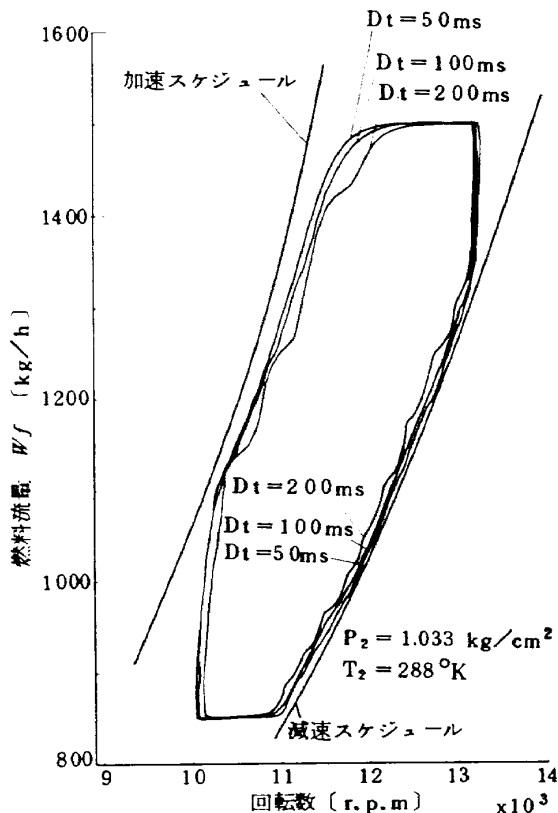


図 66 サンプル時間と加減速時の供給燃料流量との関係 (N 制御, B & a)

には  $Wf^2 - Wf^1$  だけ燃料スケジュールよりも少ない燃料流量が計算機出力 (燃料制御器入力) として出力されることになる。  $t_1$  と  $t_2$  の間においては, この差は 0 から直線点に増加する。減速時についてもこれと全く同じ説明ができる。以上の説明から, 加速時においては加速燃料スケジュール曲線の上昇勾配が急なほど, また時間幅  $t_2 - t_1$  (サンプル時間) が長いほど実際に供給される燃料流量とスケジュールされた燃料流量との差が大きくなるのがわかる。減速時においても同様である。

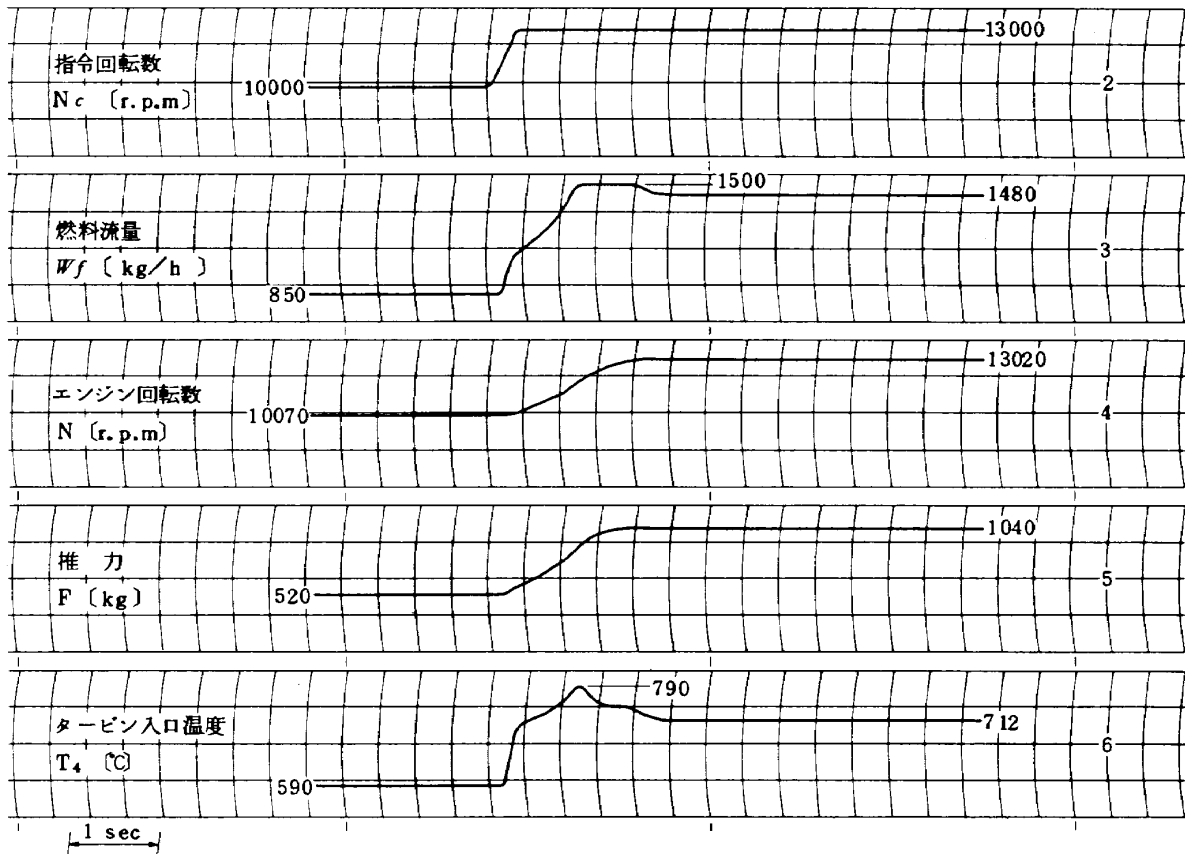
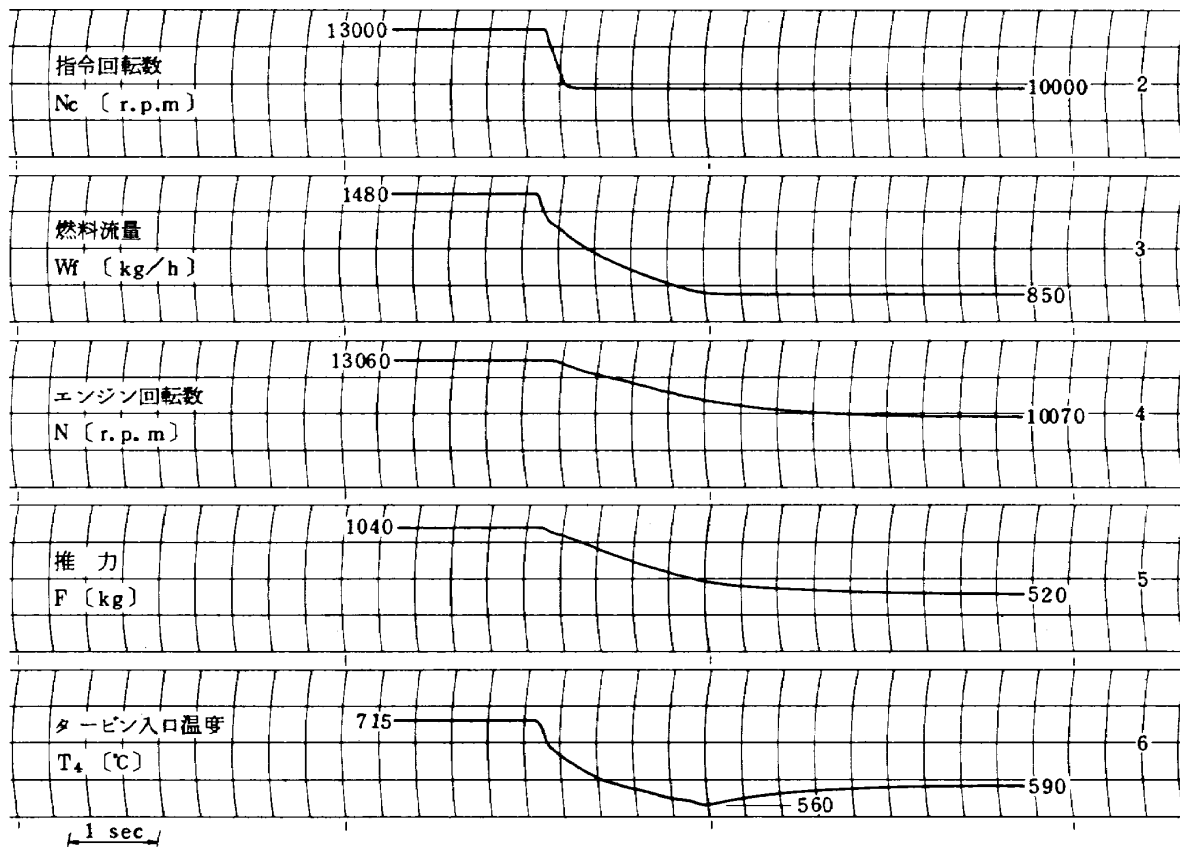
圧縮機特性曲線上の加減速経路や, N-Wf 曲線上の加減速経路が波状的に上昇, 下降している理由については第 I 報で詳しく説明したので, ここでは省略する。

次に図 67, 68 を見ると, サンプル時間が 50 msec 程度では燃料流量, 回転数, 推力等に目立った振動は見られない。タービン入口ガス温度がやや小刻みな振動をしている程度である。この結果は, 図 63, 64 に示した振動的傾向の強い実験の結果とやや異なっている。これはシミュレーション試験では燃料制御器を時定数 0.5 秒の一次遅れで表わしたのに対して, 実際の燃料制御器は 63% 立上り時間 0.7 秒で, 更に微分補償が入っているために階段状の指令に対しては敏感に応答するためと考えられる。サンプル時間が 100 msec, 200 msec となると, 燃料流量, 推力, タービン入口ガス温度に波状的な振動が目立つようになる。

## 6. 結 論

第(I)報で報告したデジタル計算機を中心としたエンジン制御装置を使って, 試験用リフトジェットエンジン JR100H の回転数制御, 加減速実験を行なった。同時に回転数制御系の解析, シミュレーション試験を行ない回転数制御系の設計資料を得るとともに, 実験の補充をした。その結果, 単軸幾何学的形状固定ジェットエンジンのデジタル計算機による回転数制御, 加減速制御について次のような事項が明らかとなった。

- (1) アイソクロナス方式の回転数制御を行なうことにより, 定常状態における回転数設定精度を  $\pm 0.2\%$  以内にすることができた。また制御パラメータ (一巡ゲイン  $K_C$   $K_E$   $K_F$  と進み補償  $a$ ) が回転数設定精度に与える影響が明らかになり,  $K_C K_E K_F = 3$ ,  $a = (I)$  が最も好ましい値であることがわかった。
- (2) 回転数制御に関する解析, シミュレーション試験を行なうことにより過渡特性 (周波数応答性, 安定性) を最適にする制御パラメータが決定された。これは実験結果とよく一致した。
- (3) 燃料流量が減速燃料スケジュールによって制限さ

図 67 加速時における諸変数の時間変化 ( $T = 50 \text{ msec}$ )図 68 減速時における諸変数の時間変化 ( $Dt = 50 \text{ msec}$ )

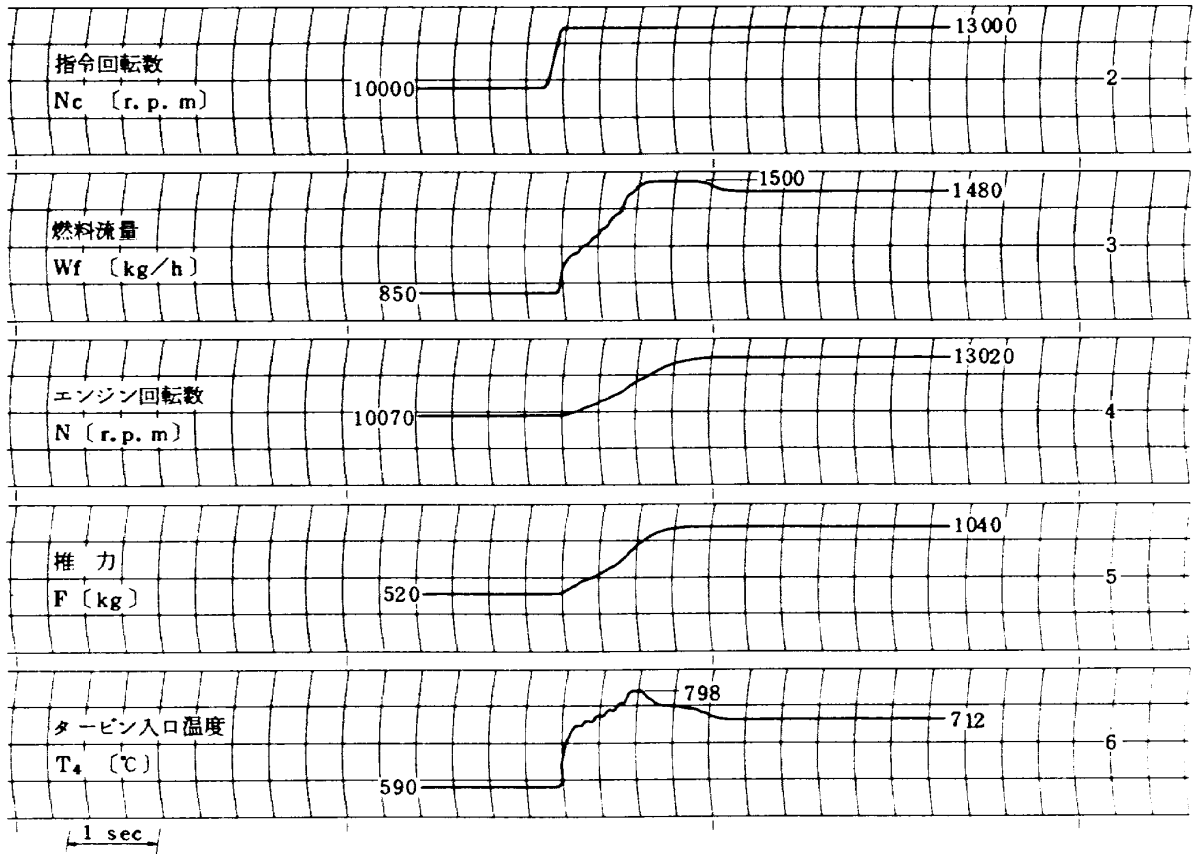


図 69 加速時における諸変数の時間変化 ( $Dt = 100\text{msec}$ )

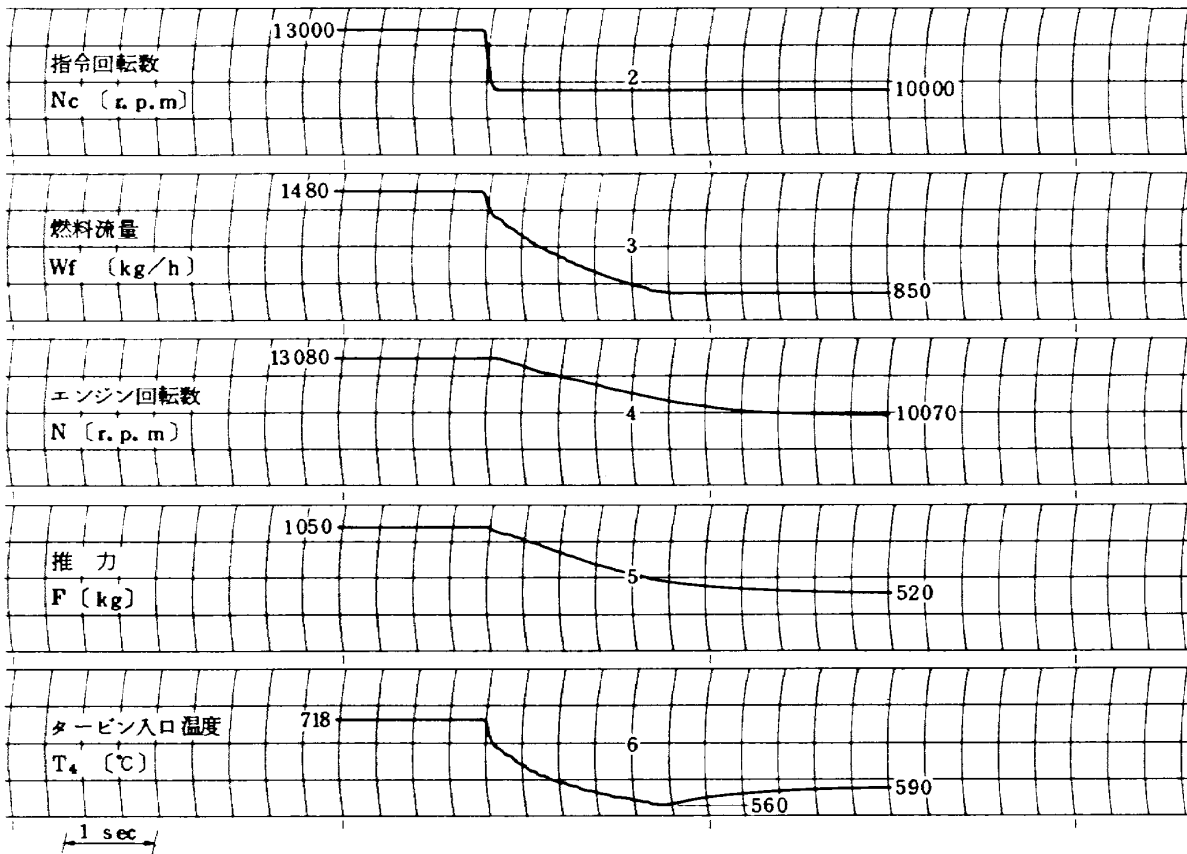
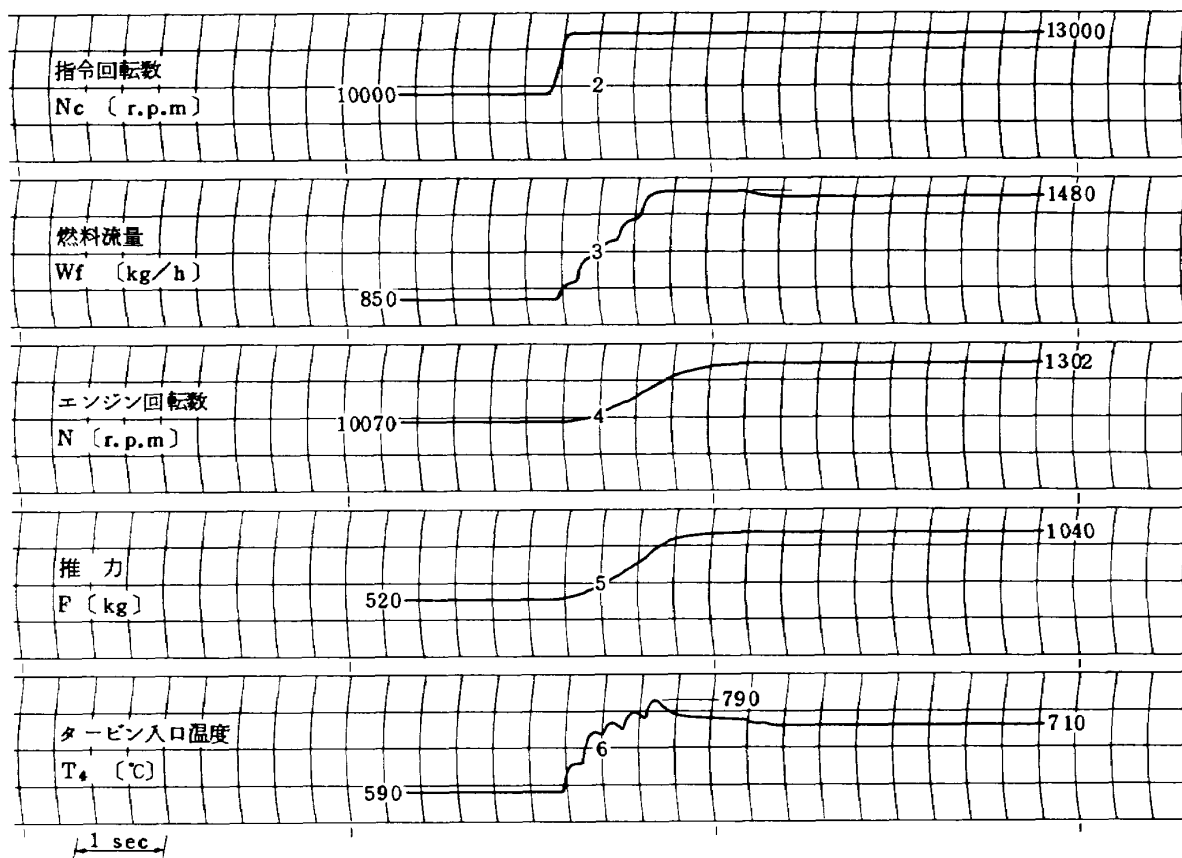
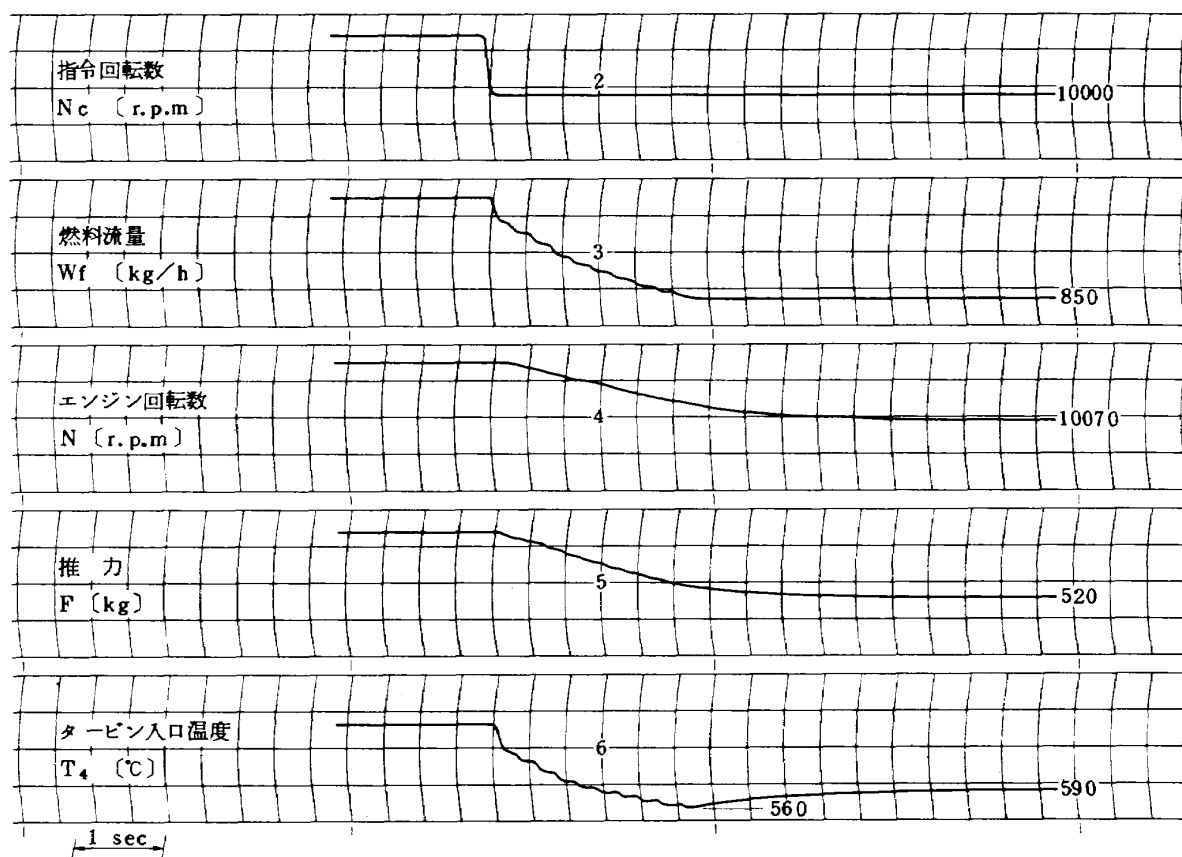


図 70 減速時における諸変数の時間変化 ( $Dt = 100\text{msec}$ )



図 71 加速時における諸変数の時間変化 ( $Dt = 200\text{msec}$ )図 72 減速時における諸変数の時間変化 ( $Dt = 200\text{msec}$ )

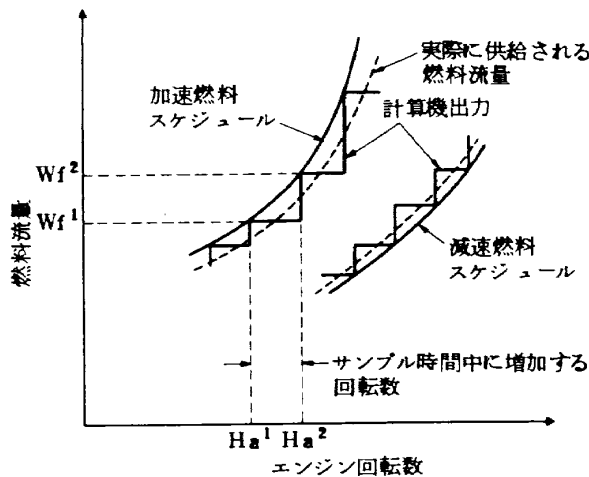


図 73 加減速時における燃料スケジュールと実燃料流量との関係

れる程度に大きな加減速を行なった場合には、回転数制御パラメータに無関係なオーバシュートやアンダーシュートが発生する。その原因が明らかとなり、オーバシュートやアンダーシュートを取り除くためには非線形な制御方式が採用されなければならないことがわかった。

- (4) 今回の実験でデジタル計算機による運転時間は10時間を越え、加減速は大小合わせて100回以上行なったが、その間計算機からの誤った指令、サーボ系の誤動作等によりエンジンの加減速経路が本来の経路から逸れたことはなく、すぐれた安定性を確認している。また同一の加減速制御方式、燃料スケジュールを用いた実験に対しては、ほとんど同じ加減速経路をたどることから、再現性にも優れていることがわかった。
- (5) 計画加減速経路と実際の加減速経路が加減速制御方式によらず相当ずれることは前回の報告でも述べた事であるが、今回の実験によりその原因が、(a) 制御系を構成する各要素、とくに燃料制御器の遅れ、(b) 加減速の初期における、加減速制御方式により特色のある燃料増加の過程、(c) 加減速燃料スケジュール計算時の誤差、等にあることがわかった。
- (6) 回転数制御の立場からは、サンプル時間は200msec程度に長くしても安定な制御が可能であるが、加減速制御の立場からは50msecを越えると推力、タービン入口ガス温度に小振幅の変動が生ずることに注意する必要がある。

#### 参考文献

- 1) 「ジェットエンジンのデジタル制御(I)」西尾，遠藤，杉山ほか，航技研報告 TR-281
- 2) 「エンジン特性の実時間シミュレーション(I)」西尾，杉山ほか，航技研報告 TR-283
- 3) 「リフトジェットエンジンTR-100Hの動特性について」，西尾，遠藤，杉山ほか，航技研報告 TR-238
- 4) "Sampled-Data Control Systems" E.I. Jury, John Wiley & Sons, 1958
- 5) 「デジタルフィルタ」城戸健一，日本音響学会誌，27巻 4号～6号

## 付 録

## 回転数制御系の設計

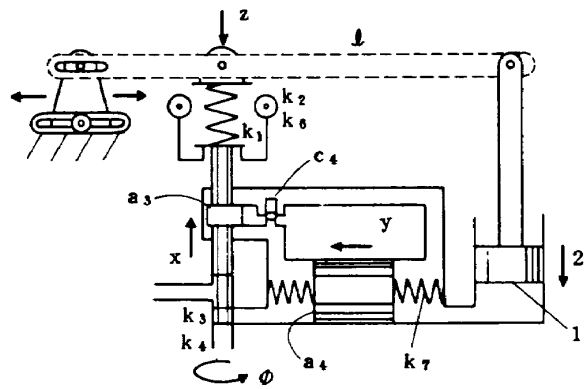
回転数は推力を制御する目的で制御する。高回転数領域においては付図 1 に示すように回転数のわずかな相異が大きな推力の変化をもたらす。それゆえ、定常状態すなわちスロットルレバーをある一定の位置に止めて一定の推力を得ようとする場合に推力の変動をじゅうぶんに小さくするためには回転数の変動をじゅうぶん小さくする必要がある。高回転数領域においてはこれを普通士 0.2 % 以内にす。また過渡状態、すなわちスロットルレバーを動かしている時には、推力がスロットルレバーの動きに忠実に追従するようにしなければならない。定常状態、過渡状態におけるこれらの要求を満たすためには適切な回転数制御系の設計がなされなければならない。

ジェットエンジンの回転数制御系といっても、他の一般的な機械の回転数制御系と格別に変ったところはない。特に挙げれば、比較的高い回転数を制御するという点、回転数を変えるエネルギー源が液体燃料であるということ、周囲環境条件やエンジンの作動点によって制御対象（エンジン）の特性が変わること、等である。

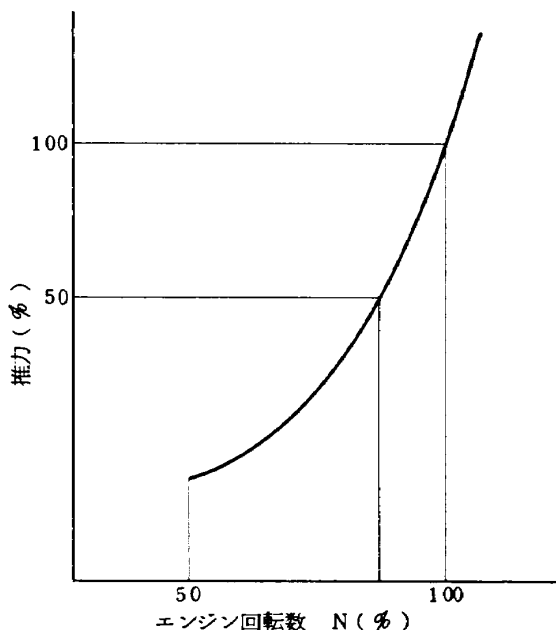
ジェットエンジンの回転数制御には従来もっぱら油圧—機械方式のガバナが用いられてきた。それを大別すればドループ方式とアイソクロナス方式とになる。付図 2 に代表的な油圧—機械方式のガバナを示す。図中点線で示したフィードバックレバーがあればドループ方式、なければアイソクロナス方式である。オリフィス  $C_4$ 、バネ  $k_7$ 、ピストン  $a_4$  から成るダンパはガバナの動特性を

補償している。パワーピストン  $a_1$  には差圧一定機構を備えたメータリングバルブが連結されるのが普通である。ガバナとエンジンを伝達関数で表示しブロック線図に示したのが付図 3、4 である。付図 3 はドループ方式、付図 4 はアイソクロナス方式である。このようにドループ方式のガバナは重錘による回転数フィードバックと位置制御形のサーボ機構とを含む。またアイソクロナス方式では積分形のサーボ機構を含む。それ故、アイソクロナス方式ではスロットルレバー位置は常に一定の回転数に対応するが、ドループ方式では負荷に応じて若干異なった回転数に対応する。回転数制御系の安定性から言うと、ドループ方式のほうがアイソクロナス方式にくらべてずっと安定化しやすい。そこで以下にはアイソクロナス方式の回転数制御系を電氣的に、とくにディジタル的に実現するために必要な解析とその結果を示す。

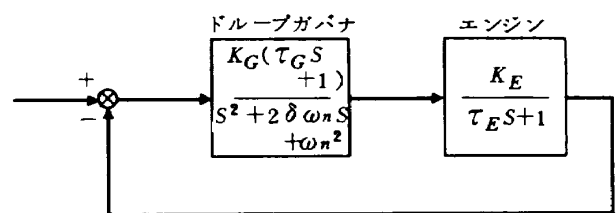
電氣的にエンジン回転数を制御する場合においても、



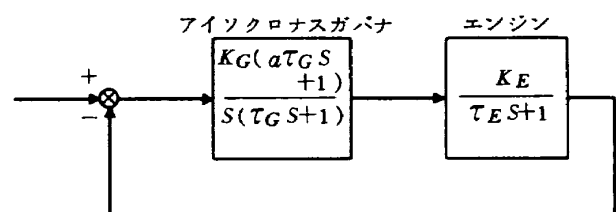
付図 2 油圧—機械式ガバナ



付図 1 エンジン回転数と推力との関係



付図 3 ドループガバナによる回転数制御のブロック線図



付図 4 アイソクロナスガバナによる回転数制御のブロック線図

油圧あるいは電気等を動力源とする作動機が必要であるが、これを大別すると積分形と比例形とになる。積分形とはその出力軸位置が入力を積分した値に比例した位置に設定されるものであり、比例形とは入力に比例した位置に設定されるものである。回転数制御系の安定性を解析する場合には微小な変動範囲内で問題を扱うから、積分形アクチュエータは純粋な積分要素として、比例形アクチュエータは一次おくれ要素として表わしてもほとんどの場合じゅうぶんである。そこで付図4に示したアイソクロナス式がガバナのブロック線図と等価な働きをし、積分形アクチュエータあるいは比例形アクチュエータを含んだ電気式回転数制御系のブロック線図を付図5、6のように求めることができる。指令回転数とフィードバック回転数との突き合わせ及び補償動作に必要な演算を電気的に行なう。電気的に演算を行なうにはアナログ電気回路を用いるかデジタル計算機で数値的に計算する。

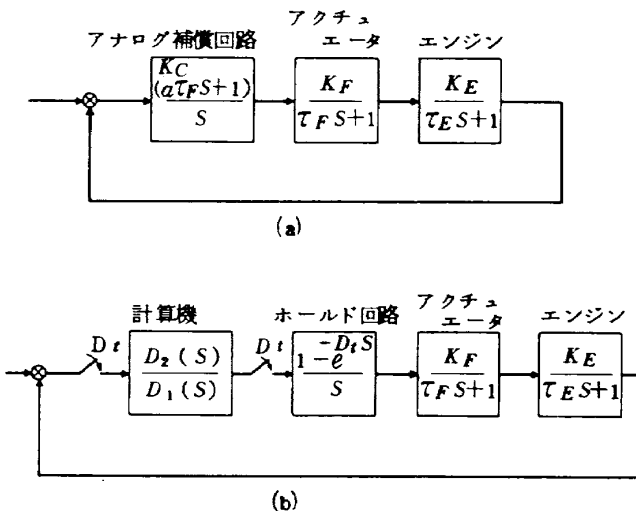
(1) アナログ式補償を行なう場合の制御変数の選定

比例形アクチュエータを用いたときの回転数制御系の閉ループ伝達函数は、

$$\frac{N_f(S)}{N_c(S)} = \frac{K_C K_E K_F}{\tau_E \tau_F S^3 + (\tau_E + \tau_F) S^2 + (1 + \alpha K_C)} \times \frac{(\alpha \tau_F S + 1)}{K_E K_F S + K_C K_E K_F} \quad \dots\dots\dots(1)$$

積分形アクチュエータを用いた場合は、

$$\frac{N_f(S)}{N_c(S)} = \frac{K_C K_E K_F}{\tau_C \tau_E S^3 + (\tau_C + \tau_E) S^2 + (1 + K_C)} \times \frac{(\alpha \tau_C S + 1)}{K_E K_F \alpha \tau_C S + K_C K_E K_F} \quad \dots\dots\dots(2)$$

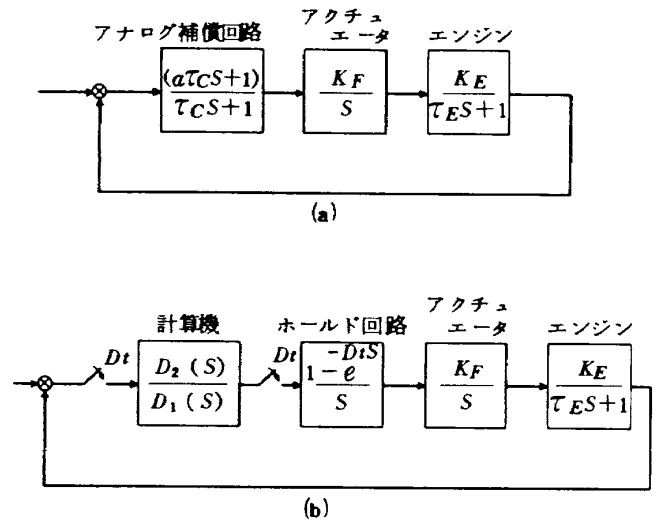


付図5 比例形アクチュエータを用いた電気式回転数制御系 (a) アナログ補償 (b) デジタル補償

となる。 $\tau_F = \tau_C$  とすれば(1)式と(2)式の特異方程式は全く同じであるから(1)式から求めた根軌跡はそのまま(2)式の根軌跡となる。根を決定するパラメータは $\tau_E, \tau_E/\tau_F$  (又は $\tau_E/\tau_C$ )、 $\alpha, K_C K_E K_F$  の4つである。付図7～27に $K_C K_E K_F, \tau_E$ が種々の値をとった時の、 $\tau_E/\tau_F$  (又は $\tau_E/\tau_C$ ) および $\alpha$ の変化に対する根軌跡を示す。ただし、負の実軸の根で絶対値が大きく図中に入らないものは省略した。実際に根軌跡を用いて補償回路の定数(ゲイン、時定数など)を決める場合には $K_E K_F, \tau_E$  (比例形の場合は $\tau_F$ も)が与えられ、それをもとに希望するダンピング、固有振動数を与える $K_C, \alpha$  (積分形の場合は $\tau_C$ も)を求めることになる。その過程を付図28、29に示す。アナログ補償の場合、根軌跡から決めた伝達函数で表わされる補償回路は抵抗、容量、演算増幅器等の組み合わせで構成される。

(2) デジタル補償を行なう場合の制御変数の選定と計算の流れ

デジタル計算機により回転数制御を行なう場合のブロック線図は付図5、6(b)のようになる。計算機はA/D変換器を介して一定の周期 $T$  (サンプル時間)ごとに新しい入力信号を得て、定められた計算順序(プログラム)に従って次々と計算を行ない、最終的な結果をD/A変換器を介して一定電圧の信号として出力する。出力信号は $T$ 秒間そのまま保持されるか(ゼロ次ホールド)、アナログ回路により適当に処理された後アクチュエータ駆動信号とされる。計算機のプログラムは、A/D変換器、計算機内部で行なわれる計算、D/A変換器を含めた全体(以後デジタル補償回路と呼ぶ)がアナログ補償回路と同等かそれに近い機能を果たすように決定される。このよ



付図6 積分形アクチュエータを用いた電気式回転数制御系 (a) アナログ補償 (b) デジタル補償

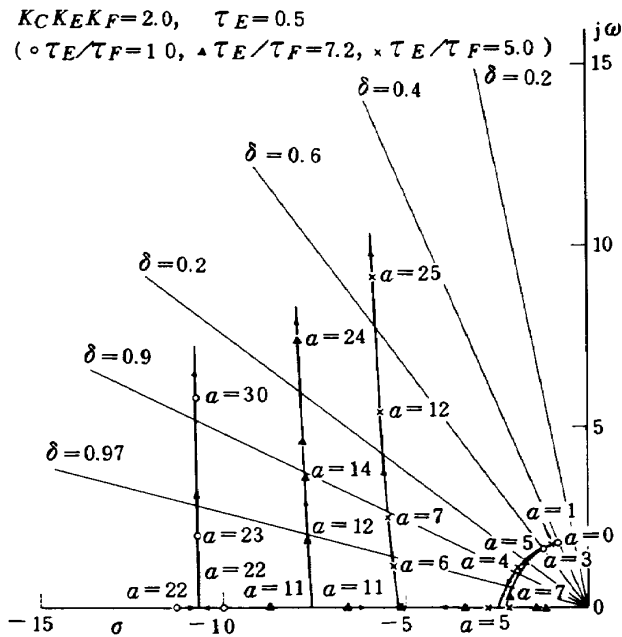
うなプログラム又はそれと同じ働きをするディジタル回路を製作する方法については「ディジタルフィルタ」に関する研究として数多くの文献<sup>5)</sup>が発表されている。ここではその1つの方法である Impulse Invariance 法に従って話を進める。この方法の基本思想はディジタル補償回路のサンプル点におけるインパルス応答を、アナログ補償回路のインパルス応答に一致させることにある。

この場合、高い周波数領域において周波数特性が異なるが周波数が1秒当りのサンプル回数 ( $1/T$ ) の半分にくらべて低い領域においてはほぼ一致する。

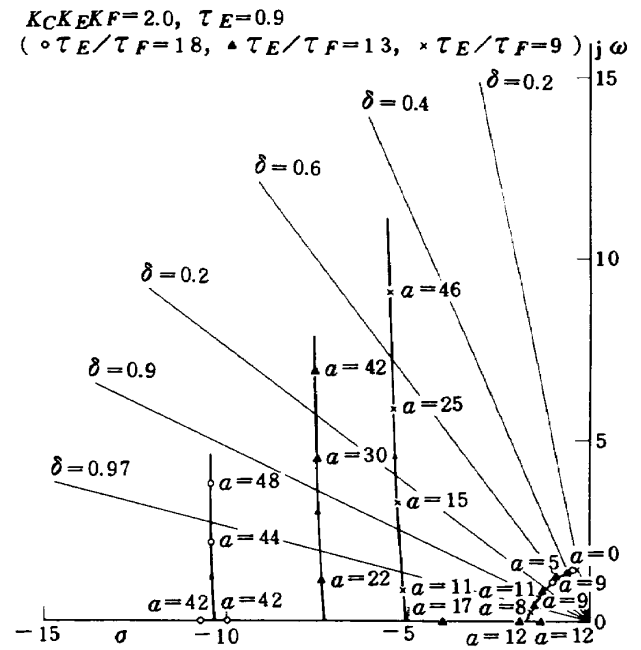
(i) 積分形アクチュエータを用いた場合

この場合のアナログ補償回路は

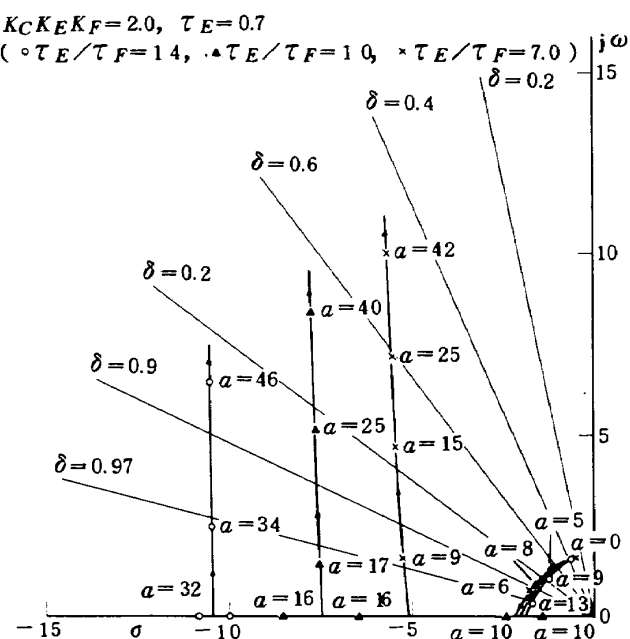
$$G_C(s) = K_C a + \frac{K_C (1-a)}{\tau_C s + 1} \quad \dots\dots\dots (3)$$



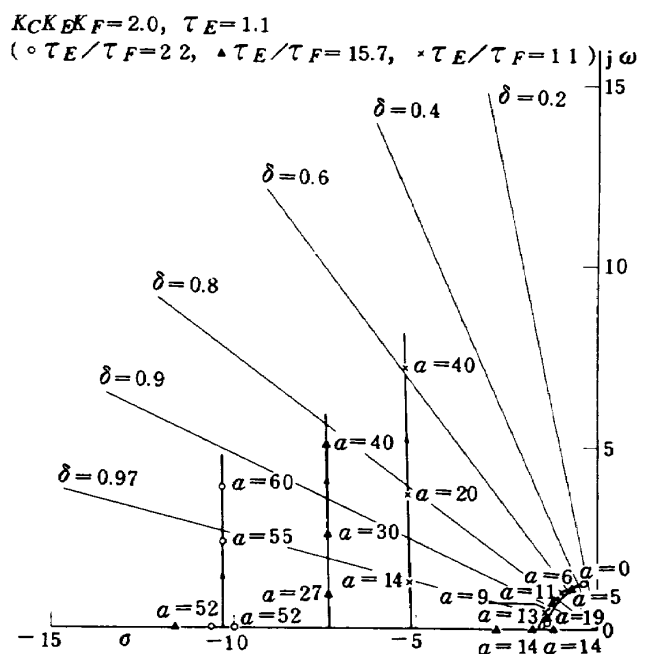
付図7 アナログ回転数制御根軌跡  
(アイソクロナス方式)



付図9 アナログ回転数制御根軌跡  
(アイソクロナス方式)



付図8 アナログ回転数制御根軌跡  
(アイソクロナス方式)



付図10 アナログ回転数制御根軌跡  
(アイソクロナス方式)

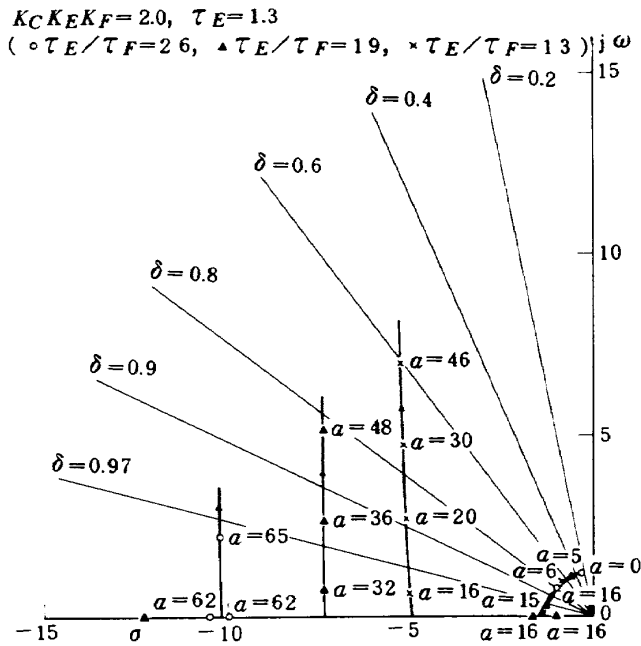
(3)式の両辺をZ変換<sup>4)</sup>すると,

$$G_C(Z) = K_C a + \frac{K_C(1-a)}{\tau_C} \frac{1}{1-e^{-T/\tau_C} Z^{-1}} \quad \dots\dots\dots(4)$$

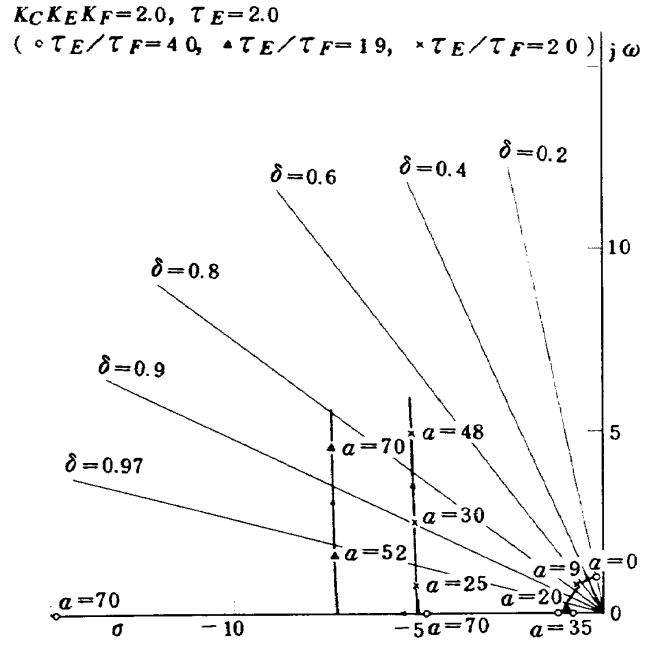
(4)式右辺第二項のゲインを計算するために, 単位の大きさを持ったインパルス信号がサンプル周期Tごとに並ん

だパルス列信号を入力とし, 出力にゼロ次ホールドを採用した時の最終的に落ち着く値を計算する。

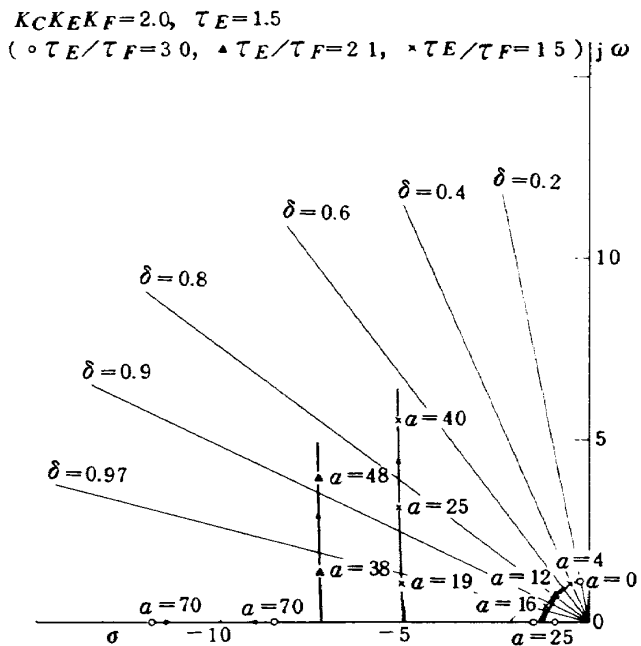
$$\lim_{S \rightarrow 0} S \frac{1}{1-e^{-ST}} \frac{K_C(1-a)}{\tau_C} \frac{1}{1-e^{-T/\tau_C} Z^{-1}} \times \frac{1-e^{-ST}}{S} = \frac{K_C(1-a)}{\tau_C} \frac{1}{1-e^{-T/\tau_C}} \quad \dots\dots\dots(5)$$



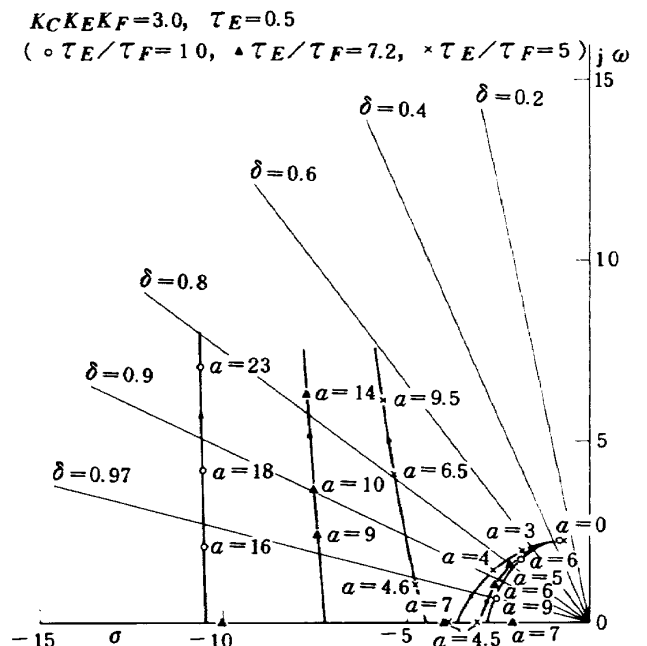
付図 11 アナログ回転数制御根軌跡  
(アイソクロナス方式)



付図 13 アナログ回転数制御根軌跡  
(アイソクロナス方式)



付図 12 アナログ回転数制御根軌跡  
(アイソクロナス方式)



付図 14 アナログ回転数制御根軌跡  
(アイソクロナス方式)



この場合のアナログ補償回路の伝達函数は、

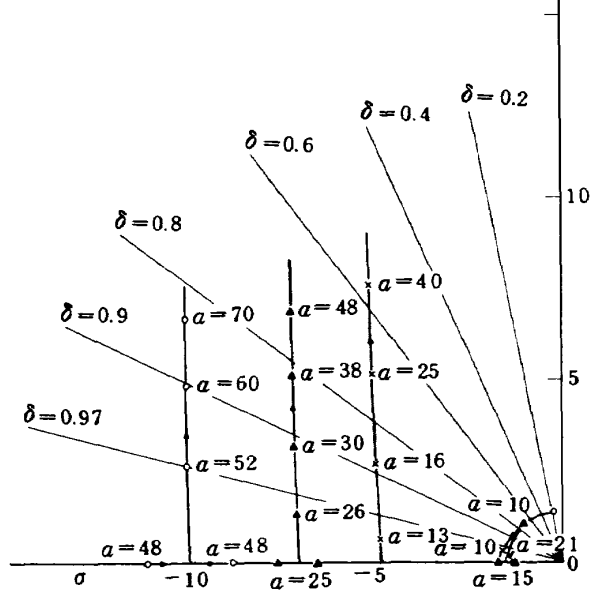
$$G_C(S) = K_C a \tau_F + \frac{K_C}{S} \quad \text{.....(7)}$$

(7)式の両辺をZ変換すると、

$$G_C(S) = K_C a \tau_F + K_C \frac{Z}{Z-1} \quad \text{.....(8)}$$

となる。(8)式の右辺第二項は、

$K_C K_E K_F = 3.0, \tau_E = 1.5$   
( $\circ \tau_E/\tau_F = 3.0, \triangle \tau_E/\tau_F = 2.1, \times \tau_E/\tau_F = 1.5$ )  $j\omega$

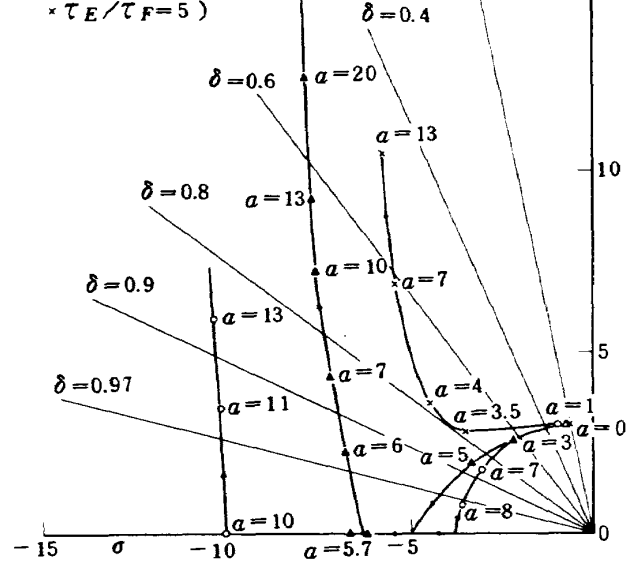


付図 19 アナログ回転数制御根軌跡  
(アイソクロナス方式)

$$K_C(1 + e^{-TS} + e^{-2TS} + \dots)$$

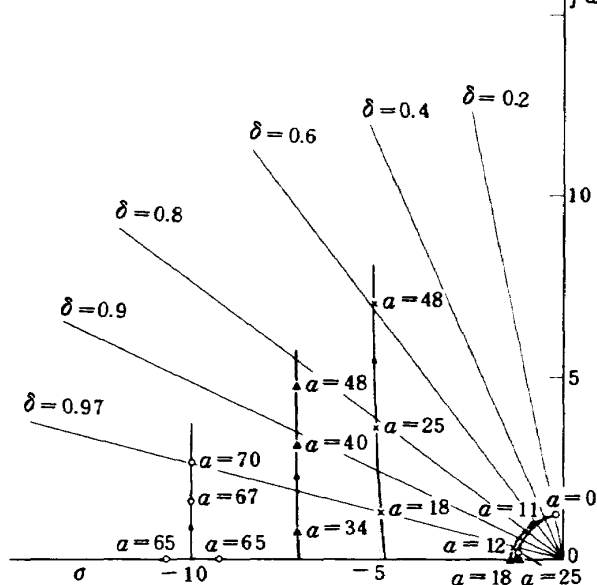
と分解され、これは過去から現在までの入力値の総和を意味する。この場合、アナログの積分にくらべてそのゲインが1/T倍になることは明らかである。従ってデジタル回路の入力又は出力にT倍する必要がある。これを総合すると、比例形アクチュエータを用いた場合のプログラムの計算の流れは付図 31 に示すようになる。

$K_C K_E K_F = 5.0, \tau_E = 0.5$   
( $\circ \tau_E/\tau_F = 1.0, \triangle \tau_E/\tau_F = 7.2, \times \tau_E/\tau_F = 5$ )  $j\omega$



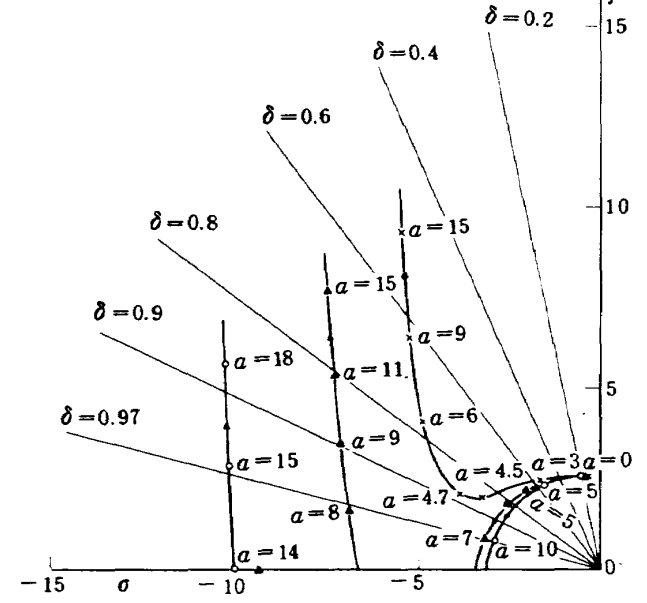
付図 21 アナログ回転数制御根軌跡  
(アイソクロナス方式)

$K_C K_E K_F = 3.0, \tau_E = 2.0$   
( $\circ \tau_E/\tau_F = 4.0, \triangle \tau_E/\tau_F = 2.9, \times \tau_E/\tau_F = 2.0$ )  $j\omega$



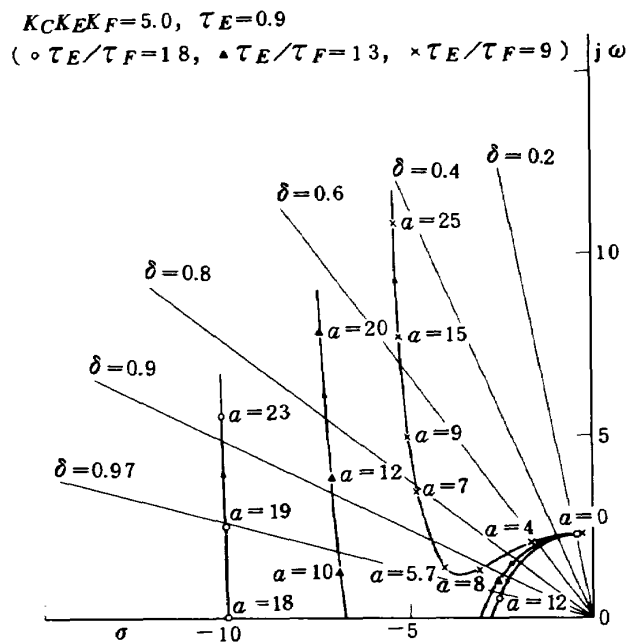
付図 20 アナログ回転数制御根軌跡  
(アイソクロナス方式)

$K_C K_E K_F = 5.0, \tau_E = 0.7$   
( $\circ \tau_E/\tau_F = 1.4, \triangle \tau_E/\tau_F = 1.0, \times \tau_E/\tau_F = 7$ )  $j\omega$

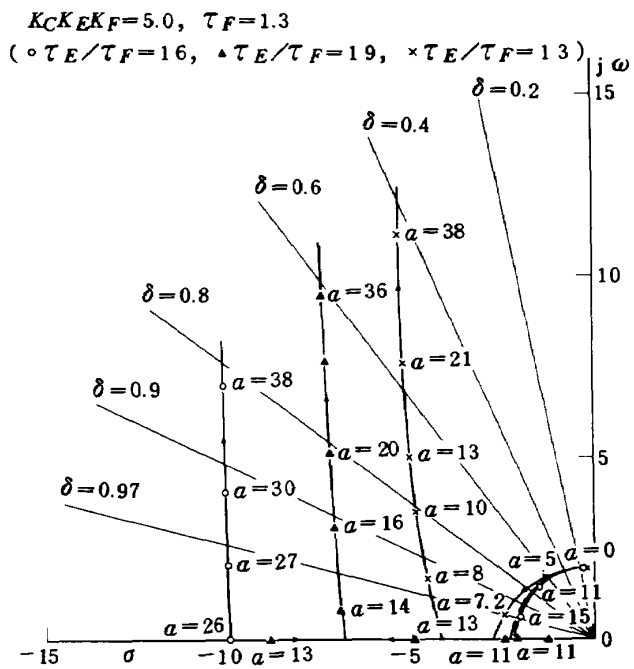


付図 22 アナログ回転数制御根軌跡  
(アイソクロナス方式)

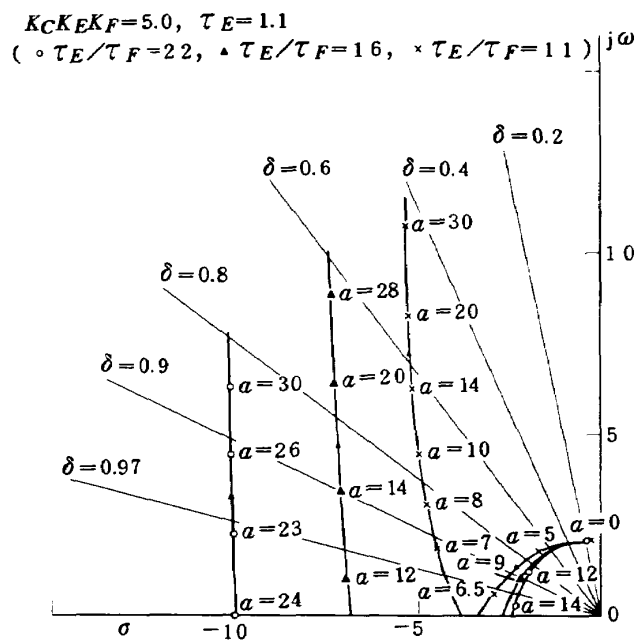




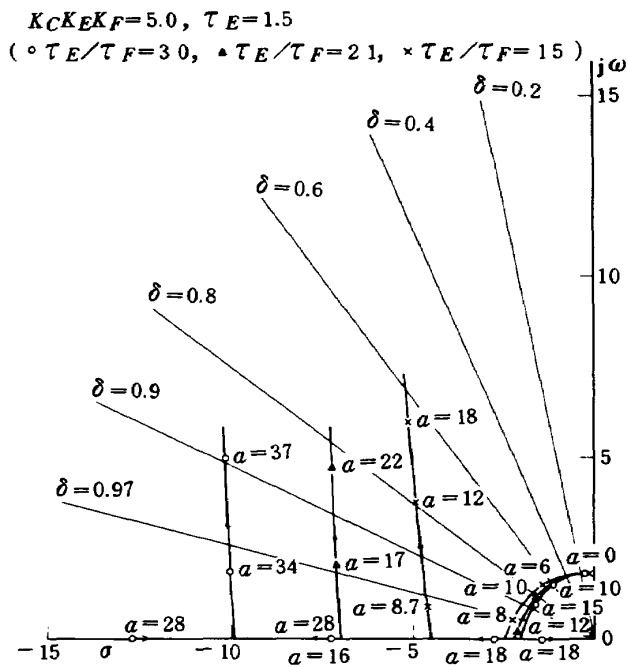
付図 23 アナログ回転数制御根軌跡  
 (アイソクロナス方式)



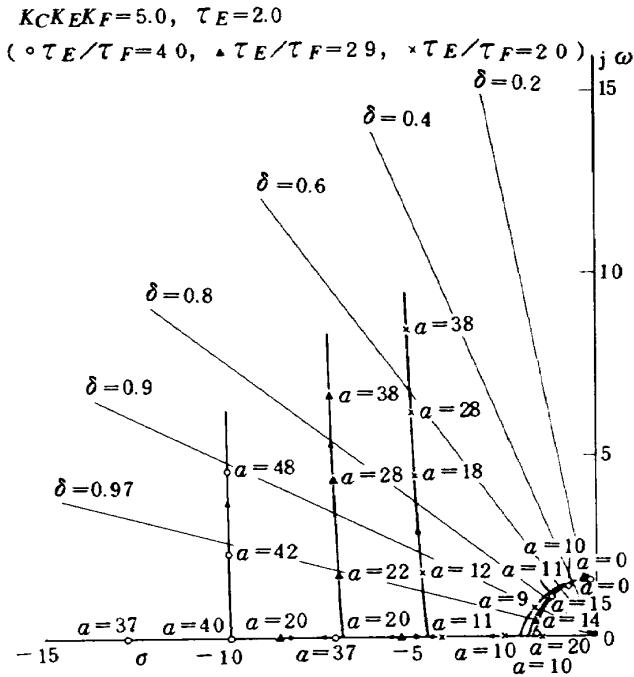
付図 25 アナログ回転数制御根軌跡  
 (アイソクロナス方式)



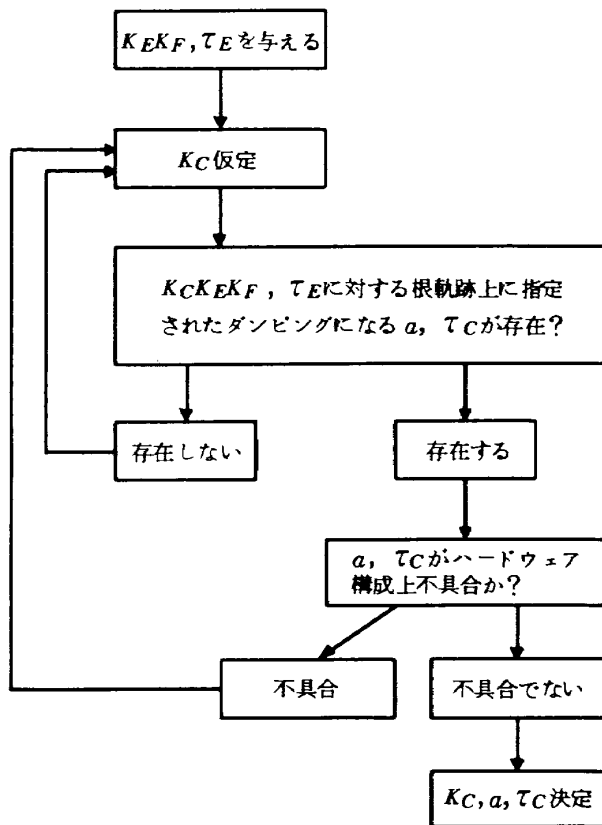
付図 24 アナログ回転数制御根軌跡  
 (アイソクロナス方式)



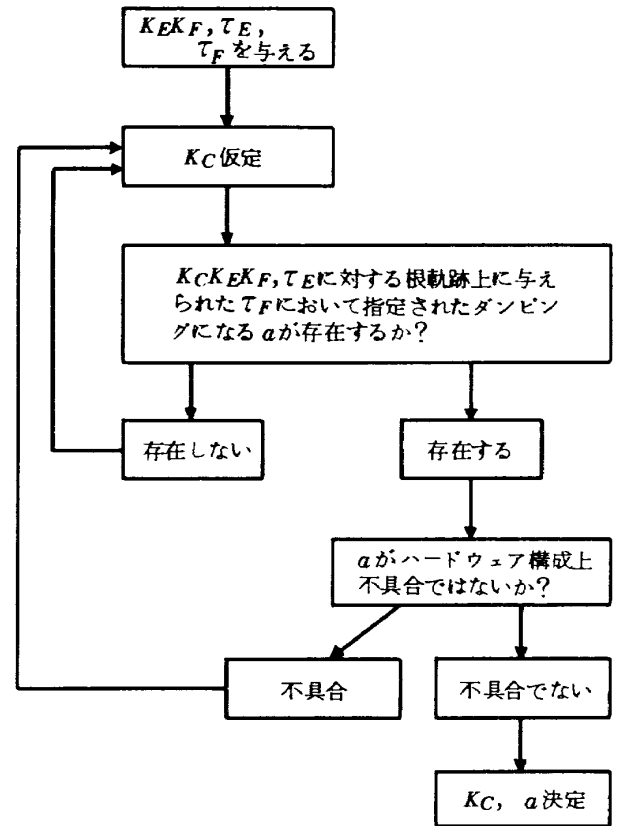
付図 26 アナログ回転数制御根軌跡  
 (アイソクロナス方式)



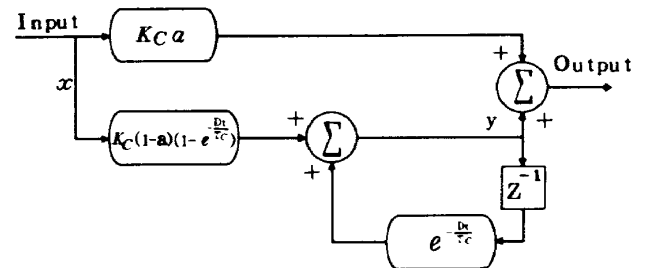
付図 27 アナログ回転数制御根軌跡  
 (アイソクロナス方式)



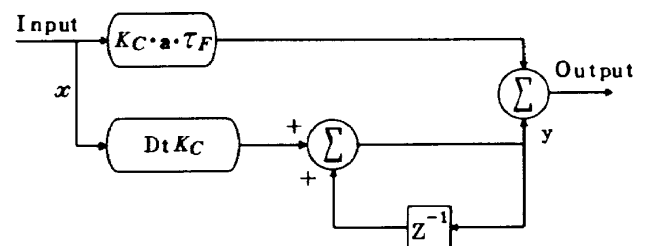
付図 28 積分形アクチュエータを用いた場合の  
 アナログ補償回路の定数決定方法



付図 29 比例形アクチュエータを用いた場合の  
 アナログ補償回路の定数決定方法



付図 30 デジタル補償回路の演算の流れ  
 (積分形アクチュエータ)



付図 31 デジタル補償回路の演算の流れ  
 (比例形アクチュエータ)

---

## 航空宇宙技術研究所報告 452 号

昭和 51 年 4 月 発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町 1880  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182

印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川 2-27-12

---