

UDC 629.7.036.3.062.3:
621.454.-5

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-281

ジェットエンジンのデジタル制御

(I) 装置及び予備実験

西尾健二・遠藤征紀・杉山七契・越沼 威
大畑敏美・松田幸雄・吉田 晃・中山 晋

1972 年 7 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 報 告

TR-265	ガスタービン用流体温度検出器 Fluidic Turbine Inlet Gas Temperature Sensor	1972年1月	西尾健二, 遠藤征紀 遠藤篤和
TR-266	鈍い頭部を有するロケット胴体の空力特性に関する二, 三の考察 Some Considerations on the Aerodynamic Characteristics for a Body of Rocket with Blunt Nose	1972年1月	河本 巖
TR-267	フロントファンの研究 Aerodynamic Design and Test Result of Front Fans	1972年1月	藤井昭一, 西脇英夫 五味光男, 菅原昇 武田克己
TR-268T	Aerodynamic Design and Test Results of Front Fans	Jan. 1972	Shoichi FUJII, Hideo NISHIWAKI, Mitsuo GOMI
TR-269T	Approximation of Linear Operator Semi-groups	Feb. 1972	Tadayasu TAKAHASHI
TR-270	円筒殻の座屈実験 The Experiments on the Buckling of Circular Cylindrical Shells	1972年2月	戸田 勲, 日下和夫
TR-271	並列結合はりの振動 On the Vibration of Three-Parallel-Beams	1972年2月	林 洋一, 築地恒夫
TR-272	遷音速軸流タービンの研究 (第一報) —タービンノズル円環翼列の実験— An Investigation of a Transonic Axial-Flow Turbine (I) —A Cold Air Test of the Annular Turbine Nozzle Cascade—	1972年2月	鳥崎忠雄, 能瀬弘幸 森田光男, 井上重雄 関根静雄
TR-273	高速軸流タービンの研究 (第二報) —1段軸流タービンの研究— An Investigation of a High Speed Axial-Flow Turbine (II) —A Investigation of a Single Stage Turbine—	1972年2月	鳥崎忠雄, 森田光男 能瀬弘幸, 関根静雄 井上重雄
TR-274	軸流圧縮機ディスクの強度 (1 外周付近に多数のピン孔を有するディスク) Investigation of Strength of Axial-Flow Compressor Disc (1 On the Disc with Many Pin Hole)	1972年2月	松末勝利
TR-275	高度制御試験設備 Height Control Test Equipment for VTOL Aircraft	1972年2月	松木正勝, 鳥崎忠雄 西尾健二, 遠藤征紀 吉田晃, 中山晋己 岩部柱相, 武田克己 関根静雄, 越沼 威
TR-276	フライングテストベッド機体総合実験 —エンジンを除く本体の機能— Overall Ground Experiments on Flying Test Bed for VTOL Aircrafts at National Aerospace Laboratory	1972年2月	滝沢直人, 田辺義一 渋谷昭義, 小川敏雄 藤枝郭俊, 甲斐忠夫 西村博史, 小野幸一 後藤芳夫
TR-277	円環状デフューザの乱流境界層の発達 Development of Turbulent Boundary Layers Along the Curved Walls of an Annular Diffusing Passage	1972年2月	藤井昭一, 五味光男 西脇英夫 Theodore H. OKIISHI
TR-278T	Development of Turbulent Boundary Layers Along the Curved Walls of an Annular Diffusing Passage	Feb. 1972	Shoichi FUJII Theodore H. OKIISHI
TR-279	直線硬化特性材料での有孔帯板内の応力およびひずみの集中係数について Stress and Strain Concentration Factor of Strips with a Central Circular Hole in Linearly Strain-Hardening Materials	1972年2月	青木由雄, 倉元真実 小林芳人, 国尾 武

目 次

1. まえがき	1
2. ジェットエンジンの制御について	2
(1) 回転数制御	2
(2) 加減速時の燃料制限	3
3. 実験装置	9
(1) 検出器	9
(2) アナログーデジタル変換部	11
(3) インターフェイス	11
(4) 計算装置	13
(5) デジタルーアナログ変換部	14
(6) 電気油圧（燃圧）式燃料制御器	14
(7) 計測装置	14
4. エンジン運転と計算機の操作について	16
5. プログラミング	17
(1) プログラムのもつ制御機能	17
(2) プログラミング	18
6. 実験結果とその考察	21
(1) 加減速制御に関する実験結果とその考察	24
(2) 回転数制御に関する実験結果とその考察	45
7. 結 論	46
付 録	
1. インターフェイスの概要	47
2. 入出力制御命令の構造および新命令の作成	48
3. 割込みおよびフラグ	48
4. デジタルデータの入出力	53
5. インターフェイスの構成	53
6. ソフトウェアにおける新命令の用法	57

ジェットエンジンのディジタル制御*

(I) 装置及び予備実験

西尾健二**・遠藤征紀**・杉山七契**・越沼 威**
大畑敏美**・松田幸雄**・吉田 晃**・中山 晋**

Digital Control of Jet Engines

(I) Control System and Preliminary Experiments

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

With the increasing complication of the cycles and mechanical structures of high-performance modern jet engines, jet engine control systems are being made more multi-functional and complicated to enable jet engines to exhibit their optimum performances under various flight conditions. Moreover, the designers of the jet engine control systems are frequently compelled to change a small portion or, sometimes, a large part of their designs in a designated period to meet changeable requirements from engine designers. Therefore, jet engine control systems have to be designed and fabricated so that they can perform many functions with great flexibility, not to mention high reliability.

Motivated by these newly arising requirements on the jet engine control systems and the epochal improvement in reliability of electronics caused by rapid progress in integrated circuits technology, intensive research on the electrical jet engine control systems has been being carried on in several countries. Electrical jet engine control systems can be divided roughly into two types, the analogue-type and the digital-type. The latter is superior to the former on the standpoints of flexibility, reliability, and many other points, but inferior on the standpoints of manufacturing cost and easiness of realization. To attack these defects of digital jet engine control systems, we have decided to carry on our research along two basic lines. One is the non-linear real-time digital simulation study of jet engines. The other is experiments on electrical jet engine control systems, operating the real jet engines with a digital computer. In these ways we are sure that both we shall be able to get not only useful data for the electrical jet engine control system but both hardware and software which will be very effective for operating real engines.

In this paper we have shown details of both the software and hardware of the jet engine control system with a digital computer which we adopted in the first experiment using the lift jet engine JR-100 H, as well as some test results.

1. ま え が き

ジェットエンジンの性能に対する要求は近年ますますきびしくなり、エンジンの作動サイクルおよびその

構造は複雑の度を増している。これら高性能のエンジンが種々の環境条件のもとで良好な性能を発揮し、しかも安定に作動するように制御する装置、すなわちエンジン制御装置に要求される機能は当然増大し、その機構は複雑化する。同時にエンジン制御装置はその設計、製作、使用の各段階において、エンジンからの要求に応じてその一部又は大部分を修正される運命にあ

* 昭和47年3月15日受付

** 原動機部

る。また近年においては新しいエンジンが企画されてから、実際に制御装置をつけて運転する段階に至るまでの期間が非常に短くなっている。このような事情を考え合わせると、これからのエンジン制御装置は非常に多くの機能と、設計変更などに対して迅速に対処できる融通性とを持ち合わせることが必要である。同時に高い信頼性が不可欠であることは自明である。

従来ジェットエンジンの制御には、そのほとんどが油圧一機械方式を採用してきた。そしてその技術はほぼ完成の域に達した観があり、すぐれた特色を有している。しかしながら上述の如き急速に発生した新たな要求は、この方式を採用しつづけることを困難にしている。このような時に、それが本来持ち合わせている高い融通性と経済性にもかかわらず、信頼性という点において実用をはばまれてきたエレクトロニクスが、半導体集積化技術の発達による信頼性の向上によって再び注目され、世界の主だった国々でエンジン制御への応用の研究が進められている。

電子式エンジン制御装置を大別すれば、アナログ方式とデジタル方式とに分けられる。このうちデジタル方式が融通性、信頼性、精度等に関してアナログ方式より優れているが、現時点では経済性、実用化の点で遅れている。デジタル方式によるエンジン制御装置の研究を進める場合にどのような方法を採用すべきかは、研究主体の経験等により異なるものであるが、我々は原理上デジタル式エンジン制御装置と多くの共通点を持つデジタル計算機を用いて、シミュレーション試験や実際にエンジンを運転する実験を重ねる方法を採用した。これにより、計算機の持つ高い融通性を利用した有効な実験を可能ならしめ、その過程において開発されるハードウェア、ソフトウェアが新しいエンジンの運転に大きな便を提供することを目的としている。

以上のような要求を考慮し、それを満たすための研究方法を実現するために、我々はジェットエンジン特性のリアルタイムシミュレーションの研究を行ない、同時にデジタル計算機およびその周辺機器から成るエンジン制御装置を設計製作した。そして今回単軸幾何学的形状固定ジェットエンジン JR 100H を用いて、アイドル以上の回転数領域において自由に回転数を設定し、過渡状態においてサージンを避けることのできる制御システムを構成し実験を行なった結果、良好な結果を得ることができた。

本報告は、この最初の実験に使われたエンジン制御システムのハードウェア、ソフトウェア、および実験

結果の検討を記したものである。

2. ジェットエンジンの制御について

ジェットエンジンの制御をその機能により大別すれば次のようになる。

(1) 推力制御

巡航時推力、離陸時推力、アイドリング時推力 reverse 推力などの撰択および設定。

これらは主にパワーレバーの操作により行なう。

(2) 正常運転に必要な諸変数の制限

加減速時におけるサージ防止、タービン入口ガス温度過大防止、コンプレッサ出口圧力（燃焼器圧力）過大防止、燃焼の吹消え、振動燃焼の防止、最高回転数制限、その他。

(3) 性能の最適化操作

可変ノズル、可変静翼、可変入口案内翼などの幾何学的形状を変化させて行なう。

一般に推進用エンジンについては、(1)の推力制御の代わりに推力と密接な関係にあるエンジン回転数を制御している。また(2)のうち、加減速時におけるサージ防止、タービン入口ガス温度過大防止、燃焼の吹消え防止のためには、燃料流量を予め定められたスケジュール以下（燃焼吹消え防止の場合は以上）に制限する方法がとられている。回転数制御と加減速時の燃料制限とは、今回の我々の実験目的、すなわち、単軸幾何学的形状固定のジェットエンジンをアイドル点以上の作動領域において任意の回転数に自由に設定できるデジタル計算機を中心とした制御装置を確立することに必要欠くべからざるものであり、それらについて述べておくことは以後の記述のためにも便利であるので少しふれておく。

(1) 回転数制御

推力設定の手段としてエンジン回転数を用いることにはいくつかの欠点（例えばコンプレッサ効率などの効率変化によって回転数と推力との関係が変わってしまうこと、回転数と推力が直線的な関係にないこと）があるが、回転数はエンジンの作動点を示す重要な変数であるばかりでなく、機械的な強度に直接に関係があるので従来から採用されてきたし、現在も多く用いられている。推力は、高回転数領域においては回転数のわずかな変化に対しても大きく変動する。それ故エンジン回転数は相当の精度で制御する必要がある。文献1)によれば±0.25%の精度を必要とする。また指令

した回転数におちつくまでの過渡状態において、回転数にオーバーシュートあるいはアンダシュートを生じる場合にはこれをできるだけ小さくする必要があり、一般にはこの量は3%以内とされている。これらの定常および過渡状態への要求を満たすシステムを構成するためには、精度の良い検出器や制御機器を用いることはもちろん重要であるが、システム全体としての動的な挙動について詳しく検討する必要があるが、これについては第2報で報告する。

(2) 加減速時の燃料制限

最初の定常状態から新しい定常状態に移る過程において、エンジンが機械的にも空気力学的にも正常な作動をしつづけるためには、加減速経路上の時々刻々の状態がコンプレッササージ限界を越えないこと、タービン翼が熱衝撃によって破損するようなタービン入口ガス温度の過大な上昇を防ぐこと、過大なあるいは過小な空燃比による燃焼の吹消えや振動燃焼を防ぐこと、などの条件が満たされなければならない。

(i) サージング防止

加減速時におけるコンプレッサのサージングは、単軸固定形状エンジンの場合には、燃料の過大な供給によって引き起こされる。それ故、加減速時におけるコンプレッササージング防止のためには、供給される燃料流量をなんらかの方法により制限しなければならないが、この方法には最大許容燃料流量をあらかじめ定められた値にスケジュールするスケジュール方式と、サージングの前兆を意味する変数の特種な変動を検知して燃料流量を減少させ正常な状態にもどすオーバーライド(override)方式とがある。後者の方法は、実現できれば有効な方法ではあるが、実験段階において良好な結果を得たという報告²⁾があるだけで、いまだに実現されていない。本研究においては前者のスケジュール方式のみを扱う。

異なった環境条件下におけるサージング防止のための最大許容燃料流量のスケジュールは、理論的には無次元修正変数によって同一の式で表示される。無次元修正変数のえらび方とその組み合わせによって多くの式が考えられるが、以下に示すものがその代表的なものである(図1に文字、添数の意味を示す)。

$$1. \frac{W_f}{\delta \sqrt{\theta}} \leq f_1 \left(\frac{N}{\sqrt{\theta}} \right) \dots\dots\dots (2.01)$$

$$2. \frac{P_3}{P_2} \leq f_2 \left(\frac{N}{\sqrt{\theta}} \right) \dots\dots\dots (2.02)$$

$$3. \frac{W_f}{\delta \sqrt{\theta}} \leq f_3 \left(\frac{P_3}{P_2} \right) \dots\dots\dots (2.03)$$

N	回 転 数 (r.p.m.)
P	圧 力 (kg/cm ²)
W_a	空 気 流 量 (kg/s)
W_f	燃 料 流 量 (kg/h)
T	温 度 (°K)
N_c	修正回転数 (r.p.m.)
W_{ac}	修正空気流量 (kg/s)
W_{fc}	修正燃料流量 (kg/h)
π	コンプレッサ圧力比
c	修 正 量
θ	温度の修正係数 $T/288.2$
δ	圧力の修正係数 $P/1033$

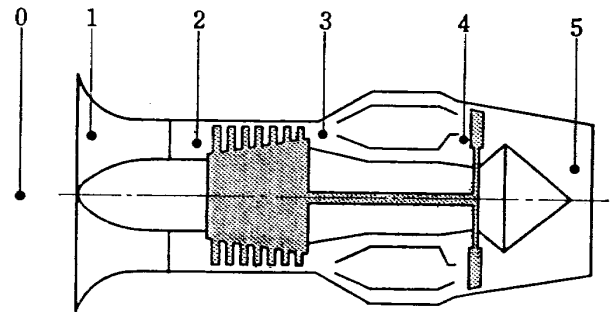


図1 本報告において使用される文字の意味および添数の示すエンジン部分

$$4. \frac{W_f}{P_3} \leq f_4(N, T_2) \dots\dots\dots (2.04)$$

$$5. \frac{T_4 \text{ 又は } T_5}{T_2} \leq f_5 \left(\frac{N}{\sqrt{\theta}} \right) \dots\dots\dots (5.05)$$

$$6. \frac{W_f}{P_2 \cdot N} \leq f_6 \left(\frac{P_3}{P_2} \right) \dots\dots\dots (2.06)$$

このうち2の方式と5の方式は直接に燃料をスケジュールするのではなく、 P_3/P_2 、 T_4/T_2 又は T_5/T_2 がスケジュール値に達したら燃料流量を減じようとするものであり、むしろオーバーライド方式に属するもので

表1 加速スケジュール方式と検出すべき変数および加速制御方式名

加速燃料 スケジュール方式	加速制御 方式名	検出すべき変数
$\frac{W_f}{\delta \sqrt{\theta}} \leq f_1 \left(\frac{N}{\sqrt{\theta}} \right)$	N 制 御	N, P_2, T_2
$\frac{P_3}{P_2} \leq f_2 \left(\frac{N}{\sqrt{\theta}} \right)$	—	$N, P_3/P_2, T_2$
$\frac{W_f}{\delta \sqrt{\theta}} \leq f_3 \left(\frac{P_3}{P_2} \right)$	P_3 制 御	P_3, P_2, T_2
$\frac{W_f}{P_3} \leq f_4(N, T_2)$	N - P_3 制御	N, P_3, T_2
$\frac{T_4 \text{ or } T_5}{T_2} \leq f_5 \left(\frac{N}{\sqrt{\theta}} \right)$	—	$T_4 \text{ or } T_5, N, T_2$
$\frac{W_f}{P_2 \cdot N} \leq f_6 \left(\frac{P_3}{P_2} \right)$	—	$N, P_3/P_2, P_2$

ある。表 1 に上記各スケジュール方式を採用した場合に検出すべき変数を示す。これらの変数のうち P_2 , T_2 は環境条件の変化の影響を示すものであり, N , P_3 , T_4 , T_5 はエンジンの作動点を示す。本報告においては便宜上各制御方式において計測すべきエンジン作動点を示す変数によって制御方式の名称を表 1 の如く定める。これらの方法はそれぞれが長所短所を有するから, どの方式を採用するかは要求される精度, 検出器の問題その他の種々の要素を考慮して決定されるべきものである。例えば 2, 3 の方式はコンプレッサマップ上のサージラインとの直接的関係から最も直感的な方法ではあるが, P_2 , P_3 の計測を精度よく行なう必要があること, 抽気率, ノズル面積の変化などにより加速経路が変わってしまう, 等の欠点がある。また 5 の方式はいろいろな点で有効な制御方法ではあるが, 温度検出器の応答性の補償問題, 耐高温性などの問題を解決しなければならない。

(ii) タービン入口ガス温度の過大防止

タービン翼の機械的強度という観点からタービン入口ガス温度を一定値以下におさえる必要のあるのは定常状態においてばかりではなく過渡状態においても同様である。タービン入口ガス温度が許容最高温度を越えないための最大許容燃料流量はコンプレッサ入口空

気温度 T_2 によって異なり, 正確には T_2 に応じた燃料スケジュールを用いるべきであるが, 簡単のためには予定される飛行範囲 (Flight-Envelope) 内でタービン入口ガス温度が最も高くなる点においても最高許容温度を越えなければよい。

(iii) 空燃比の過大あるいは過小による吹消え, 振動燃焼の防止

燃焼器における空燃比が正常な燃焼をするに必要な値の限界からはずれると吹消えや振動燃焼の原因となる。それ故, 燃料流量が瞬間的に大きな変化をする加減速時には空燃比がこの限界以外の値とならないように燃料流量を制限しなければならない。

以上の三つの要求からくる燃料流量の限界を図 2 に同時に示す。

次にリフトジェットエンジン JR 100H をもとにしてその加減速燃料スケジュールの一計算方法を示す。

図 3 に JR 100H のコンプレッサ特性曲線を示す。サージラインの決定には種々の環境条件, 飛行条件下におけるサージ発生点のデータの蓄積が心要であり, 異なるエンジン相互間の相異も考慮しなければならない。そして最終的に決定されるサージラインはこれらのデータの最も安全側に引かれることになる。

サージラインが決定されたならば次のような計算を

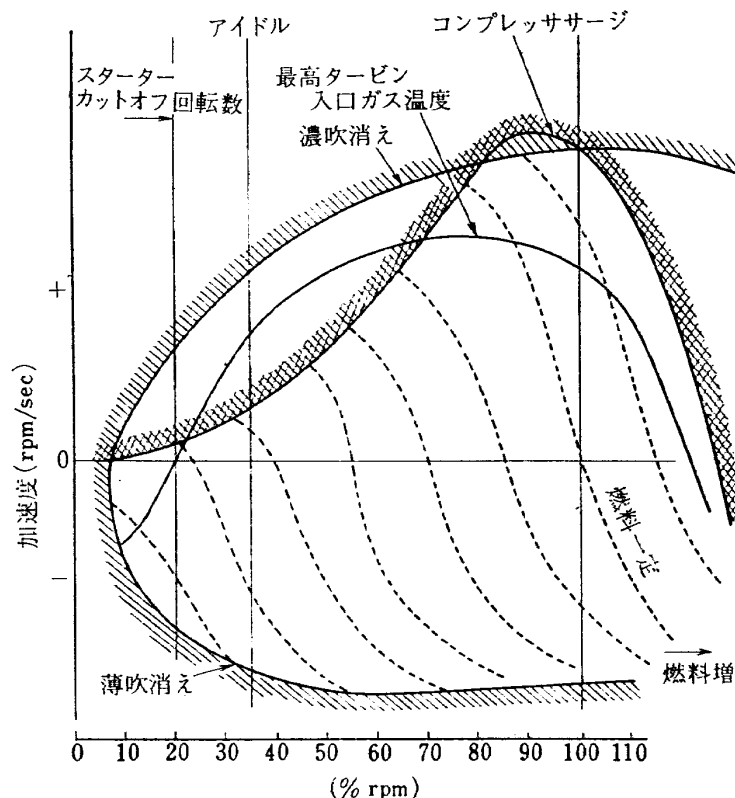


図 2 ジェットエンジンの加減速燃料限界
(Sobey Suggs "Control of Aircraft and Missile Powerplants" より)

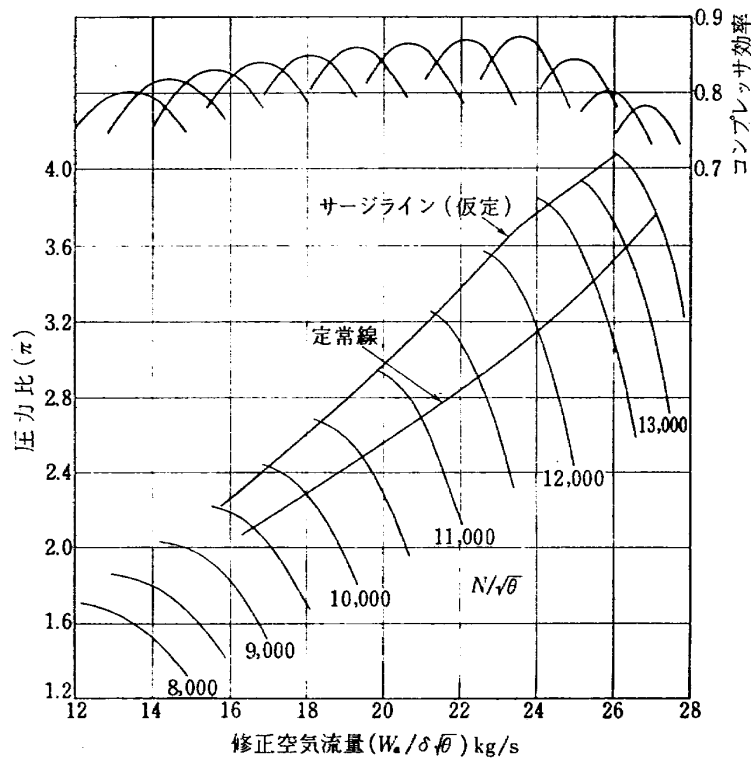


図 3 JR 100H コンプレッサ特性曲線とサージライン (仮定)

行なってみる。即ち、

- (1) いくつかの回転数一定の線とサージラインと

の交点における燃料流量を計算する。

JR 100H における 燃料流量を計算過程の流れ図を図 4 に示す。

- (2) 指定されたタービン入口ガス最高許容温度, Flight-Envelope 中 T_2 最大の点における条件をもとに、いくつかの回転数に対応する燃料流量を計算する。この計算過程を図 5 に示す。

- (3) コンプレッサマップ上に燃料の吹消え、振動燃焼に対する空燃比の限界値に等しい等空燃比ラインを書き込む。ただし空燃比の修正係数は θ であるから減速時の吹消え限界は Flight-Envelope 中 T_2 の最も低いときの空燃比が吹消え限界値と一致するようにすれば、それ以上の温度では空燃比は限界値以下となり安全である。吹消えは空燃比以外の諸条件の影響も受けるからそれらの影響に関するデータがあれば考慮しなければならない。振動燃焼に対する空燃比限界は空燃比の最小限界を指定する。この場合には Flight-Envelope 中 T_2 の最も高いときの空燃比が振動燃焼限界値と一致するようにすれば、それ以下の温度では安全である。文献 3) によれば JR 100H の燃焼器の吹消え限界値はかなり大きなものであり、ほとんどすべての作動範囲において空燃比が限界値を越えること

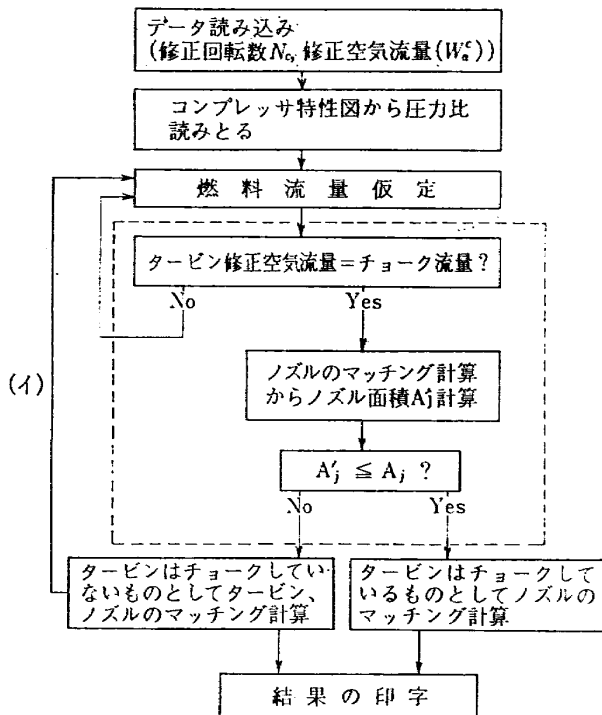
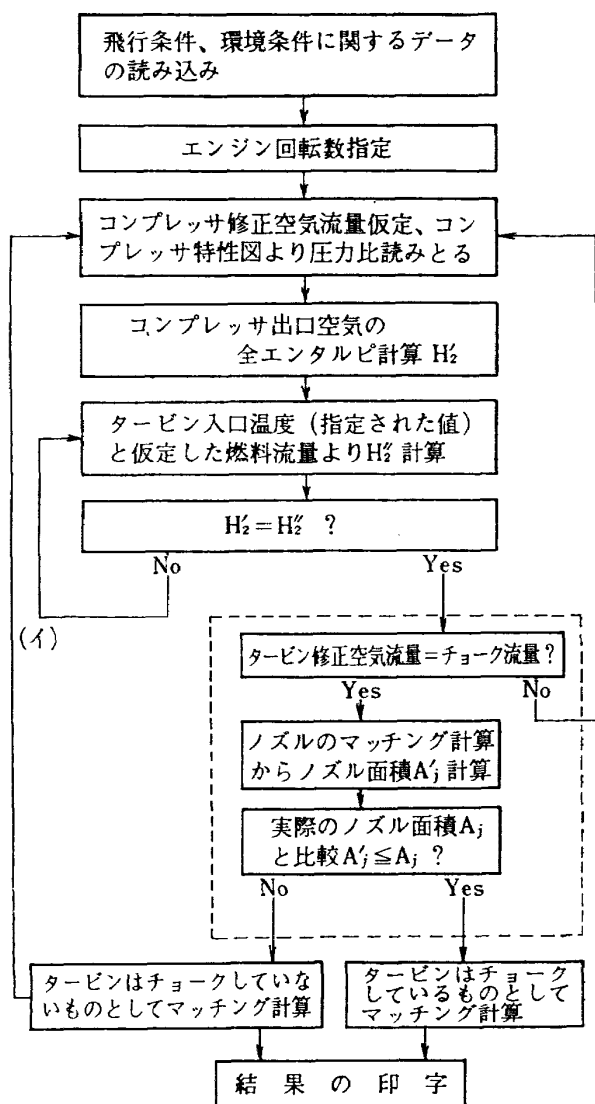


図 4 コンプレッササージングに対する燃料スケジュール計算の流れ図



(注) 破線の部分はループ(イ)においては行なわない

図 5 タービン入口温度に対する燃料スケジュール計算の流れ図

はない。また空燃比の低い側（振動燃焼側）の限界に関する確かなデータはないが、サージ防止の観点から計算された最大許容燃料流量を供給しても振動燃焼のおそれがないことが経験上わかっているので特別な限界を設けなかった。

(4) いくつかの回転数一定の線と(3)で書き込んだ等空燃比線との交点における燃料流量を計算する。

(5) (4)までの段階で計算された結果を(2.01)式から(2.06)式までのいずれかの方法に従って整理する。例えば(2.01)式に示した方式 (N 制御) によれば図 6 における $N_c^0, N_c^1, N_c^2, \dots$ を横軸に、 $W_{fc}^0, W_{fc}^1, W_{fc}^2, \dots$ を縦軸にえらぶ。その図上にさらに図の $\bar{W}_{fc}^0, \bar{W}_{fc}^1, \bar{W}_{fc}^2, \dots$ を重ねて描き、さらにタービン入口ガス温度をもとに計算した結果を重ねて描く。

また(2.03)式 (P_3 制御) に従えば $\pi^0, \pi^1, \pi^2, \dots$ を横軸に、 $W_{fc}^0, W_{fc}^1, W_{fc}^2, \dots$ を縦軸にえらぶ。

(2.04)式 (N - P_3 制御) における N は $N_c^0, N_c^1, N_c^2, \dots$ に対応する実回転数であり、 T_2 はコンプレッサ入口空気温度であり、 P_3 は S_0, S_1, S_2, \dots に対応するコンプレッサ出口圧力である**。この方式においては図 4, 図 5 に示した燃料スケジュール計算フローチャートに T_2 を変化させた場合の計算ループが加わる。

図 7, 8, 9 には JR 100H について N 制

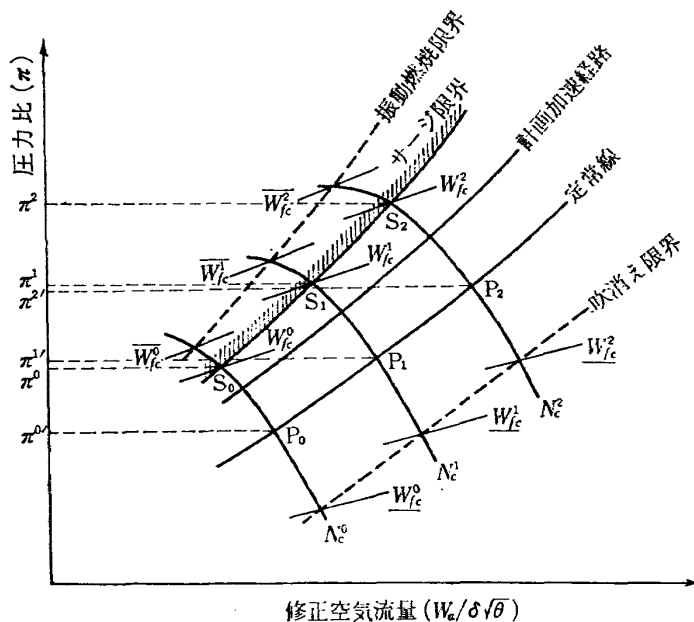


図 6 各種制御方式における最大最小許容燃料流量の計算位置

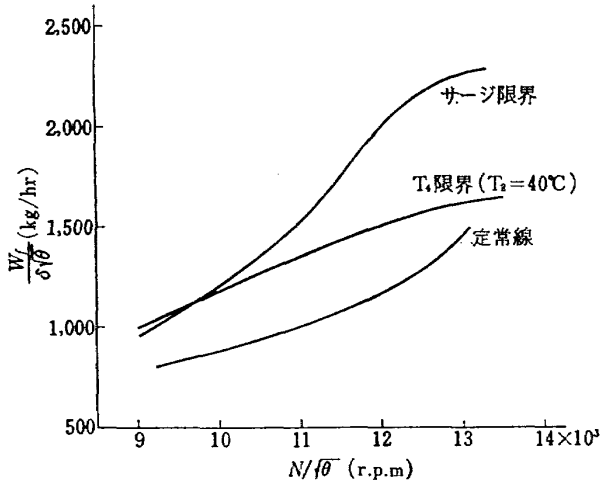


図 7 JR 100H の加速燃料限界 (N 制御)

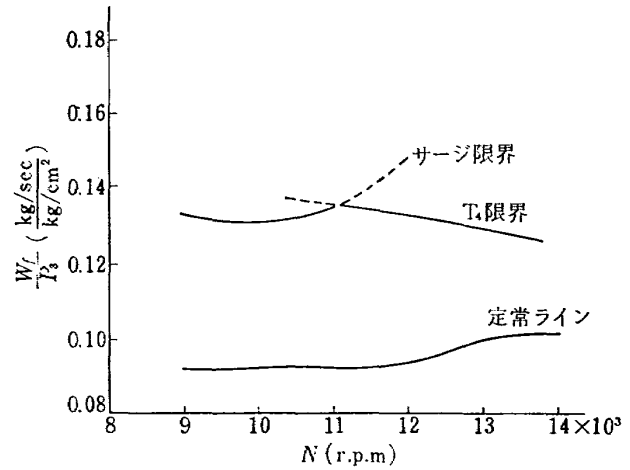


図 9 N - P_3 制御加速燃料限界 ($T_t=310^\circ\text{K}$)

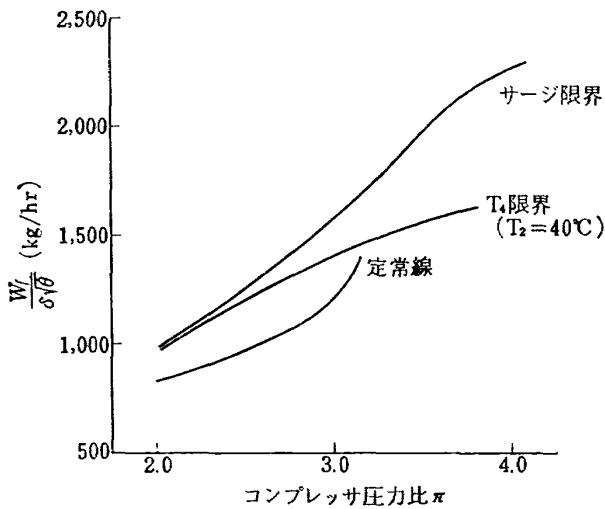


図 8 JR 100H の加速燃料限界 (P_3 制御)

御, P_3 制御, N - P_3 制御の各々の場合について計算整理した加速燃料スケジュールを示した (N - P_3 制御については $T=290^\circ\text{K}$ の場合のみを示した)。Flight-Envelope 内の最高コンプレッサ入口温度は 40°C と仮定し, タービン入口ガス最高許容温度に 860°C とした。コンプレッサのサージラインとしては図 3 に示したものをを用いた。計算にあたっては燃焼効率を 97%, 燃焼器圧力損失を 5% とし, 全作動範囲で一定とした。また過渡状態におけるエンジン要素特性としては静的に計測された値をそのまま用いた。

図 7, 8, 9 には空燃比限界より計算された値

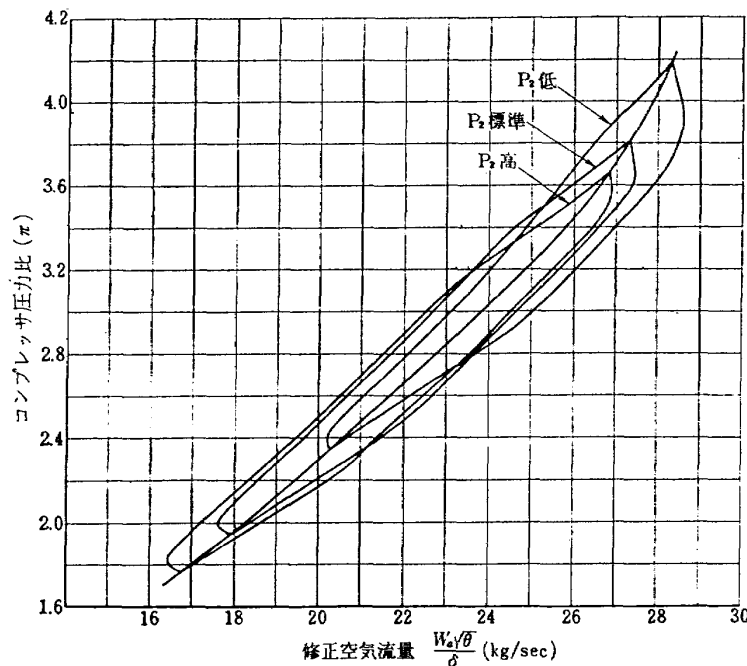


図 10 コンプレッサ入口空気圧 (P_2) が変わったときの加減速経路のずれ

** P_3 制御, N - P_3 制御において点 P_0 , P_1 , P_2 に対応する圧力 π^0 , π^1 , π^2 を採用した場合には図 10 に示すように, 周囲の圧力が変わった時と

か, 加減速の最初の位置やステップの大きさによってコンプレッサ特性図上の加減速経路が変わってしまう。

が示されていない。これは前述したように JR 100H においてはこの観点から計算する必要がないからである。

- (6) 実際の制御系は各種センサ、データプロセッサ、計算機、電気油圧式制御器などから構成され、これらは大かれ少なかれ誤差を生ずる。また(5)までの計算において用いられているデータは静的に計測されたものであり、一般に過渡状態のときのデータとは異なっていることからくる誤差もある。またサージラインを決定するデータの不完全さもある。それ故計算で得られた結果をそのまま用いることは危険である。そこで上に述べた誤差の原因となる要因の最悪の場合を考えて、そのぶんだけ加減速燃料スケジュールに余裕を与える必要がある。しかし一方、この余裕幅を加えることによりエンジンの加減速に要する時間が増加するから、これはできるだけ小さいほうがよい。図11, 12にはこの余裕幅 (ϵ %) と加速時間との関係、および加速経路の変化の様子を JR 100H の場合についてデジタル計算機により計算した結果を示した。このような考慮のもとに余裕幅が決定されたならば(5)までに得た燃料スケジュールから ϵ % 差引いたもの(減速の場合は加えたもの)を加減速燃料スケジュールとする。このスケジュールされた燃料流量から逆に計算によって求められた、コンプレッサ特性図上の加減速

経路を計画加減速経路と呼ぶ。従って計画加減速経路は、静的に計測されたデータと過渡的現象との相違や、制御器のおくれなどが考慮されていない理論的なものである。

以上加減速燃料スケジュール決定の過程を述べたのであるが、計画加減速経路に対応した燃料スケジュー

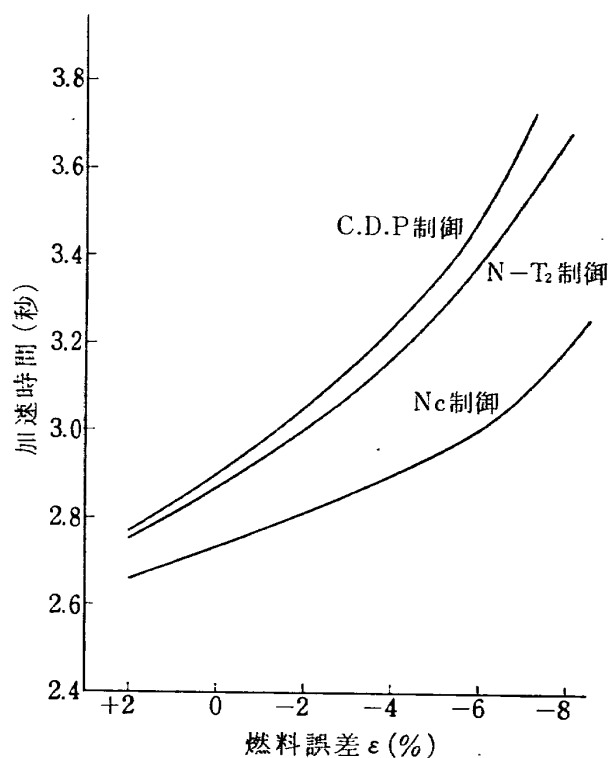


図 11 加速時燃料流量誤差と加速時間の関係

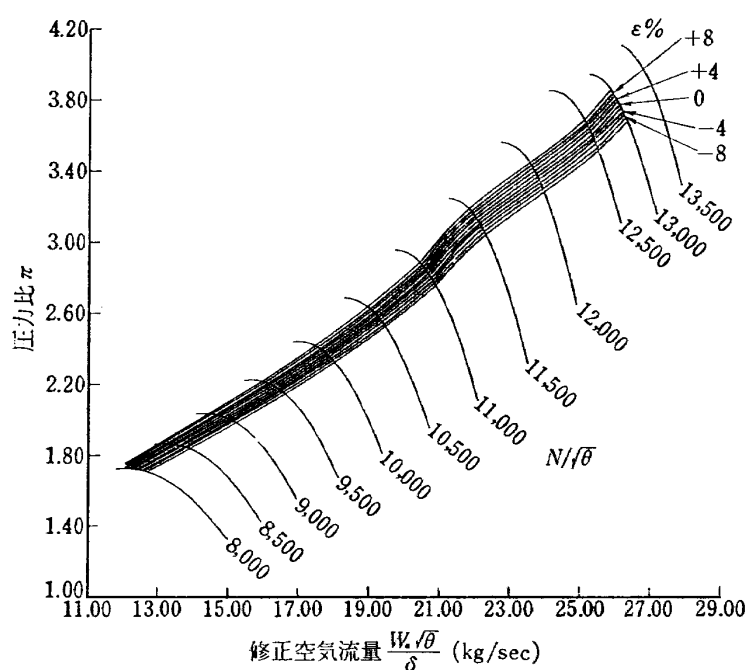


図 12 燃料余裕幅と加速経路との関係

ルによりエンジンを加減速させてみると一般には計画加減速経路とは異なった加減速経路を通る。そこで加減速燃料スケジュールカムを修正して計画加減速経路に近づけるのであるが、従来の油圧—機械方式のものではカムの修正に要する時間と費用は大へんなものであった。それ故最初の計算に要求される精度もある程度以上のものが要求される。しかし電気式の燃料制御器の場合には加減速燃料スケジュールの変更は容易であるから、最初の計算に要求される精度はそれほどでもない。また同一設計によるエンジンでもその特性は少しずつ変わるのが普通であり、このような場合にも電気式燃料制御器が融通性の面で油圧—機械式のものよりはるかに優れているといえる。

3. 実験装置

デジタル制御を行なうためには、その検出端、制御装置、出力端をとおして、その信号の形態、受渡しを如何にするかを決めなければならない。理想的には、温度、圧力の信号変換器、燃料の制御器をすべてデジタル方式のものを用いれば、完全なデジタル制御方式ということができるが、検出端、操作端のデジタル化については、現在開発がすすめられている段階で、今後の問題として考えることとし今回は、制御装置のデジタル化にとどめた。

制御装置は、実際の制御装置を考えると必要最小限の記憶容量、演算機能を持たせることが望ましいが、デジタル式ジェットエンジン制御研究の第一段階として地上の運転台でエンジンを運転する形をとっているので、汎用の制御用計算機を主体とした制御装置を用い、自由にプログラムを入れかえ試験する方式を採用した。

図13に全体の系統図を示す、検出器のアナログ出力はマルチプレクサにより逐次切替えてアナログデジタル変換器に加えられ、デジタル信号に変換され、制御用変数として計算装置に読込まれる。計算機は、これにより、2項にのべた方法にしたがって必要燃料流量（許容燃料流量）を計算し、デジタル—アナログ変換器を通して燃料制御器（M.F.C.）に燃料を規定する制御電圧を送る、以下個々の要素について詳しくのべる。

(1) 検出器

制御用変数は、圧縮機入口温度、圧縮機入口圧力、圧縮機出口圧力、回転数でその他補助的な変数として試験室の圧力を検出している。

圧縮機入口空気温度（ T_2 ）の検出器は、比較的低い

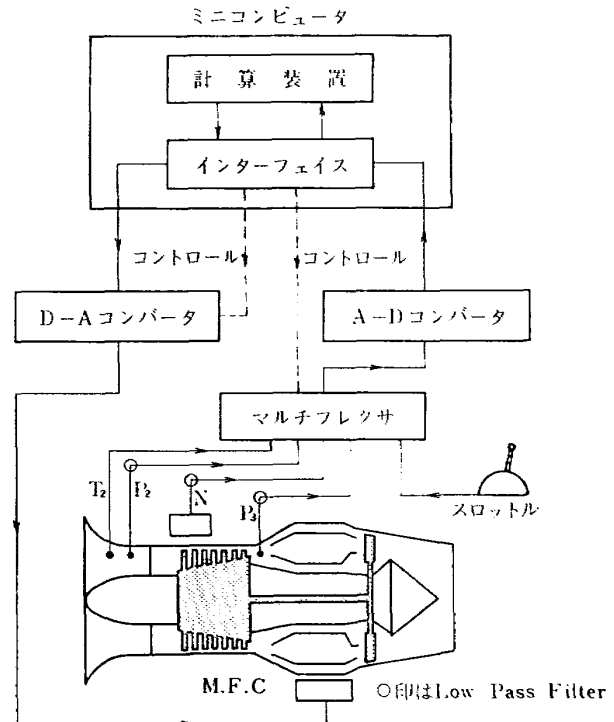


図 13 デジタル計算機によるエンジン制御系統図

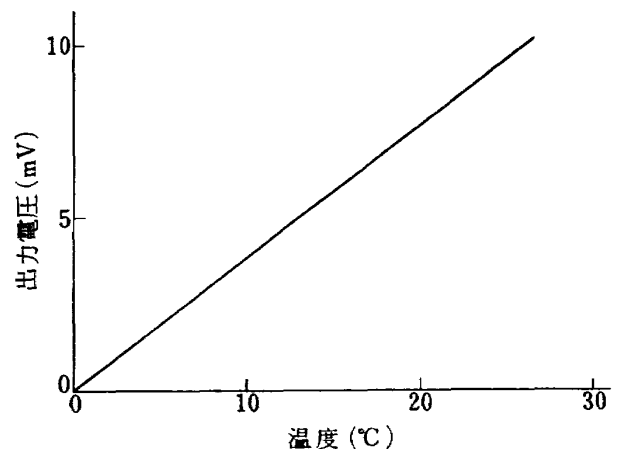


図 14 T_2 用熱電対出力特性

温度を検出するため、高感度の検出器が必要であり、さきに乱気流の温度を検出する目的で試作した高感度熱電対温度計を用いた⁴⁾。この温度計はクロメルアルメル熱電対を多重化し、直列に接続し出力の増大をはかったもので、その特性を図14、形状を図15に示す。

圧縮機入口圧力（ P_2 ）、圧縮機出口圧力（ P_3 ）の検出には高出力ストレンゲージ型圧力変換器を用いた。図17にその特性を示す（図16）。燃料流量の計測のために流路に設けられたオリフィスの前後差圧の検出にも同様の型式の圧力変換器を用いた。また、試験室の圧力の検出には、力平衡型の絶対圧検出器を用いた。回転

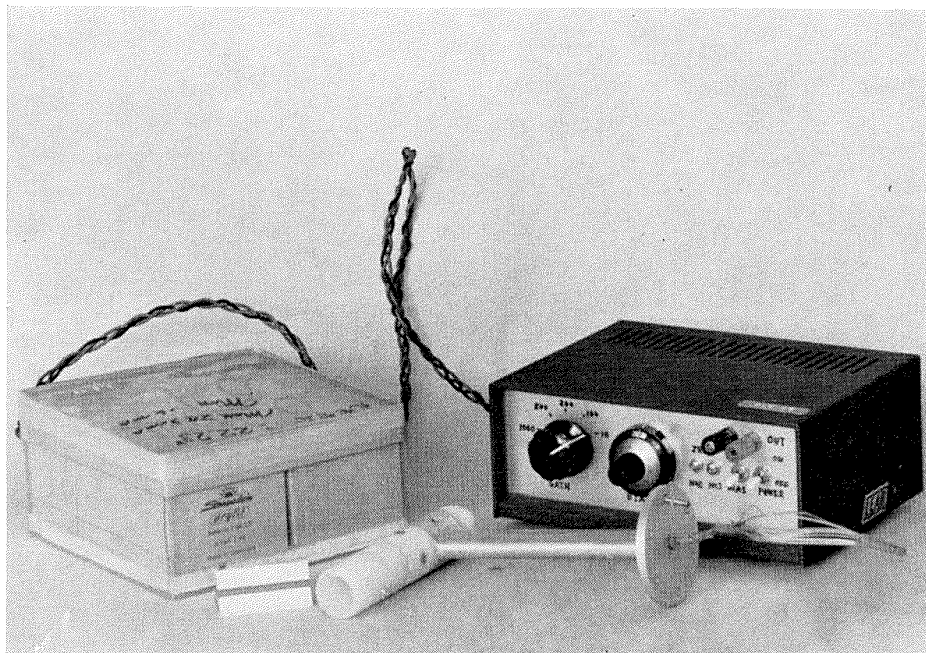
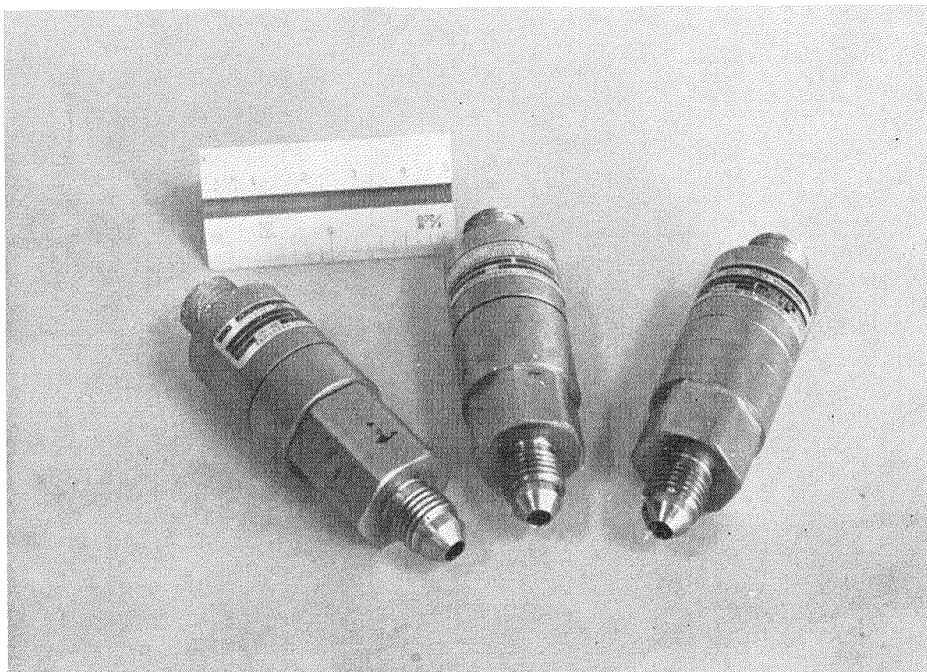
図 15 T_2 温度検出装置

図 16 圧 力 変 換 器

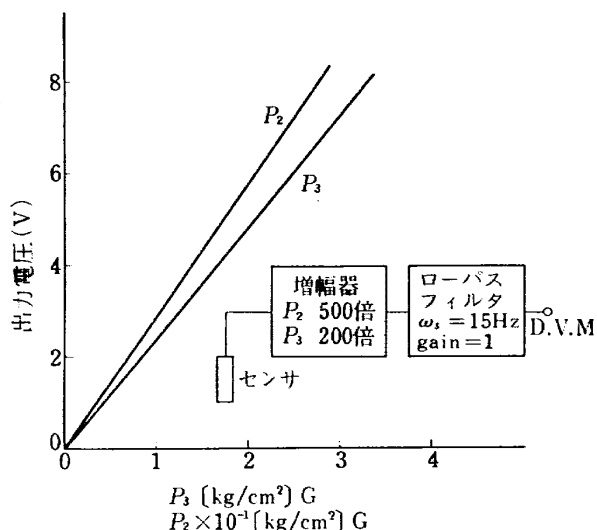


図 17 圧力センサ特性

数の検出は、エンジンの軸に直接取付けられた歯数60枚のパルスピックアップにより行ない、積分型の周波数—電圧変換器によりアナログ量に変換している。周波数—電圧変換器の特性を表2に示す。これらの変換器の信号は、マルチプレクサの入力レベルにあわせるため、演算増幅器を用いた増幅器により最大10Vまで増幅している。図18にその系統図を示す。

(2) アナログデジタル変換部

検出器の信号は10チャンネルのマルチプレクサによりサンプルされ、サンプルアンドホールド回路によりAD変換が完了する時間間隔だけ保持される。AD変換に要する時間は、エンジン制御のサンプル時間と、比較的雑音の多い場所で実験を行なう関係を考慮し、総合的なAD変換時間を200 μ sとし、AD変換器単体の変換時間を約100 μ sとした。マルチプレクサ、サン

表 2 F-V 変換器特性

チャンネル数	2 (同時使用可)
測定範囲	3段階にフルスケールも切換 a) 10 [Hz]~500 [Hz] b) 200 [Hz]~2 [kHz] c) 1 [kHz]~10 [kHz]
精度	±0.1 [%] (フルスケールに対し) ±10 [%] の電源変動に対し ±0.1 [%] (フルスケールに対し)
安定度	±0.25 [%]/8 h
感度	5 [mV]~100 [V] 可変
時定数	4段階可変 a) 2.5 [ms]~50 [ms] 連続 b) 100 [ms] c) 200 [ms] d) 500 [ms]
出力	0~10 [V] 連続可変 at 10 [V], 1 [mA]
入力インピーダンス	30 [K Ω]
電源電圧	115 V

プルアンドホールド回路は共にモジュール形式のものを用い、AD変換器はデジタルモジュールを組合せて製作した(図19)。表3にその特性を示す。

(3) インターフェイス

外部より計算機に信号を取り入れ、また外部に信号を取り出す目的に使用するインターフェイスは、デジタル制御装置の重要な部分であり、確実な動作と、また各種の実験を円滑に行なうため汎用性が要求される。このためノイズマージンの高いDTL集積回路を用いたデジタルモジュールにより回路を構成した。

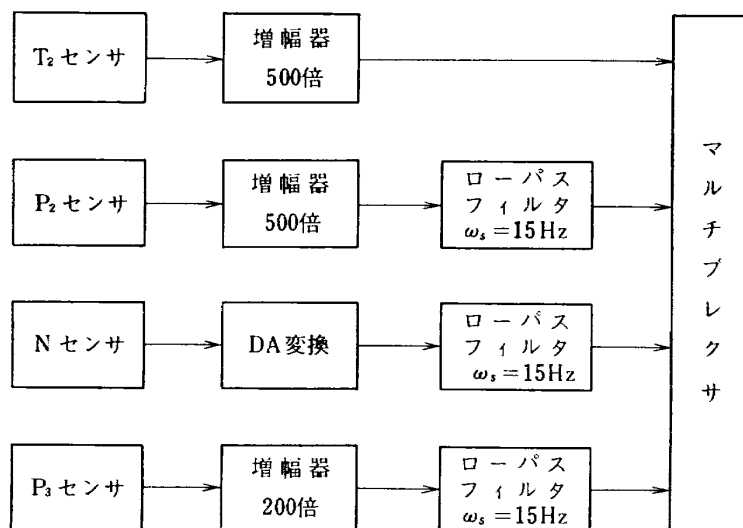


図 18 加減速制御変数の計測系統図

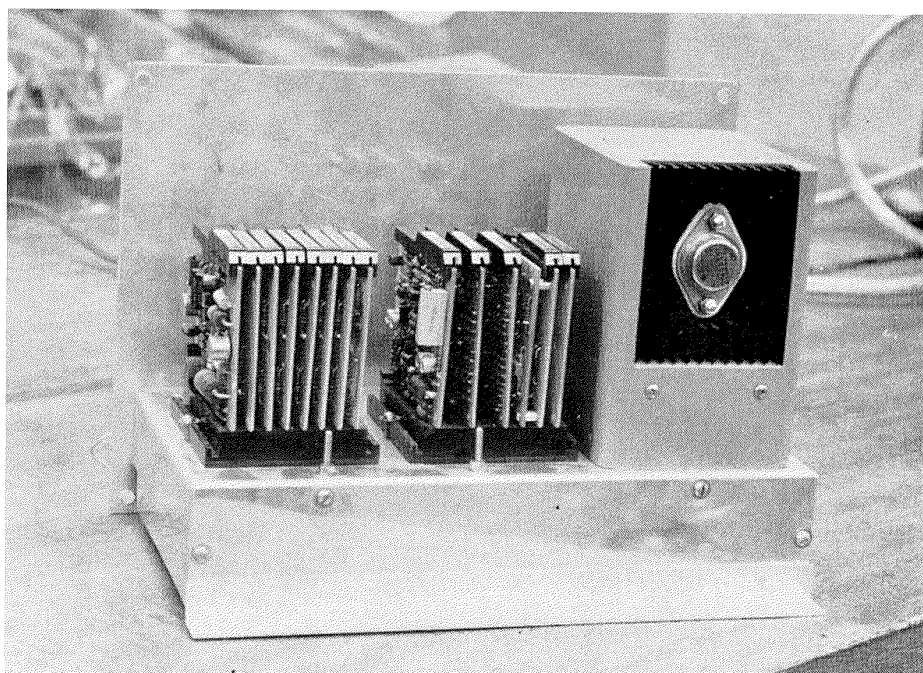
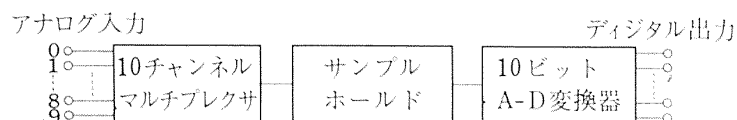


図 19 A-D 変換器外観

表 3 A-D 変換器特性およびその精度実測値

マルチプレクサ	サンプル、ホールド	A-D 変換器
形 式 B.B. 4047/43	形 式 B.B. 4043/15	変換方式 逐次比較形
チャンネル数 10	ゲ イ ン 1	ビット数 10
ゲ イ ン 1	ゲイン確度 at DC F.S. に対し	精度 (F.S. に対し)
ゲイン確度 at 25 [°C] (max)	± 0.01 [%]	± 0.08 [%]
± 0.01 [%]	入 力 ± 10 [V]	直 線 性 $\pm \frac{1}{2}$ LSB
入 力 ± 10 [V]	出 力 ± 10 [V], ± 5 [mA]	変換速度 (max)
出 力 ± 10 [V], 10 [mA]	入力インピーダンス 50 [M Ω]	100 [μ s]
入力インピーダンス 10^{10} [Ω]	スイッチング動作	入 力 0 \sim +10 [V]
スイッチング特性	サンプル \rightarrow ホールド	入力インピーダンス
+10 [V] \rightarrow -10 [V] の最終値	セッティング時間 ± 0.01 [%] 以内	10 [K Ω]
に対し 10 [mV] 以内の誤差	10 [μ s]	使用温度範囲 0 \sim 55 [°C]
5 [μ s] (max)	ホールド \rightarrow サンプル	電 源 ± 24 [V] ± 5 [V]
クロストーク at 10 [V], 1 [kHz]	20 [V] ステップに対する取得時間	
0.01 [%]	100 [μ s]	
使用温度範囲 -25 \sim +60 [°C]	使用温度範囲 0 \sim +60 [°C]	
電 源 ± 15 [V], ± 1 [%]	電 源 $\pm 12\sim\pm 18$ [V]	



A-D 変換系統図

INPUT (V)	A-D OUTPUT (V)	フルスケールに対する誤差 (%)
0.000	0.019	+0.19
0.100	0.097	-0.03
0.500	0.498	-0.02
1.000	0.996	-0.04
3.000	3.027	+0.27
5.000	4.990	-0.10
7.000	7.011	+0.11
10.000	9.990	-0.10

A-D 変換総合精度実測値

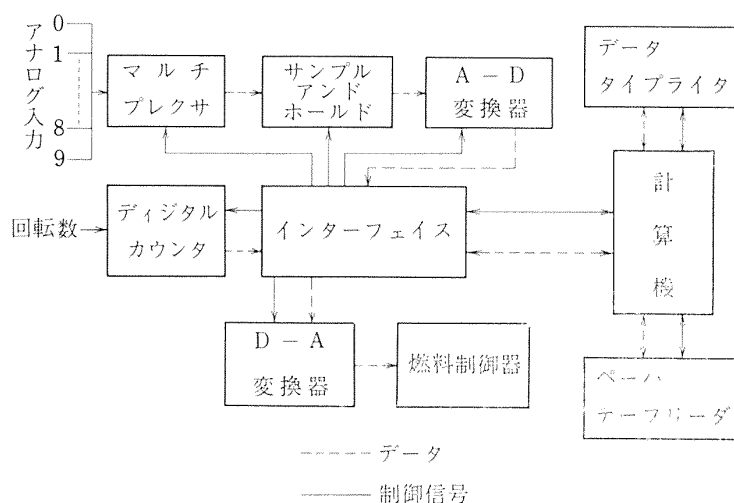


図 20 インターフェイス系統図

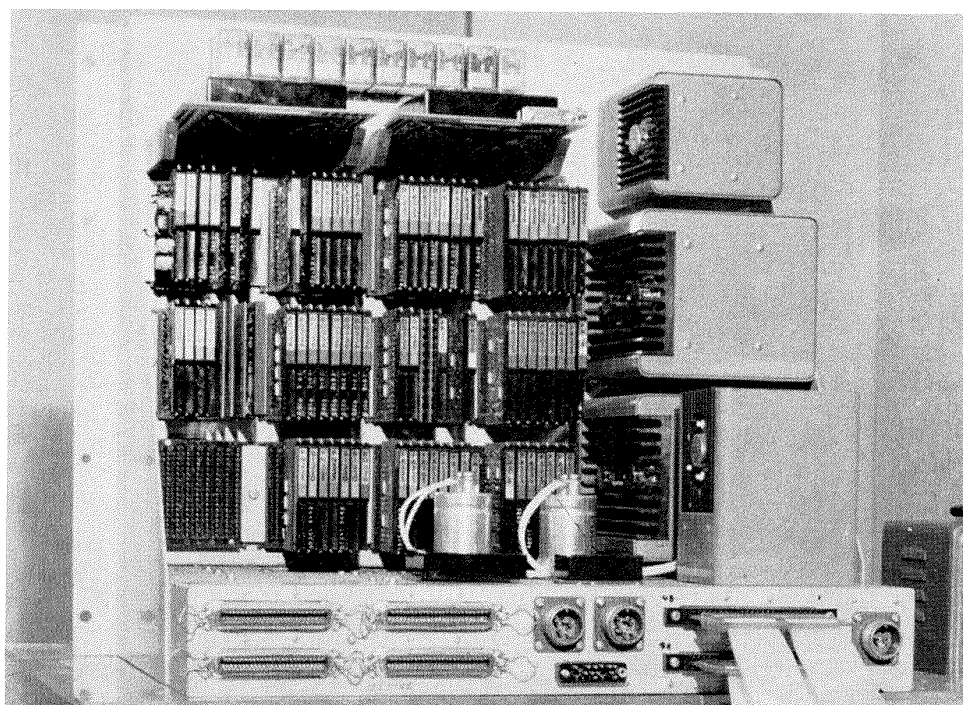


図 21 インターフェイス裏面

また外部雑音の影響を避けるため、その入力側に積分回路とシュミット回路を組合せた雑音除去回路を設ける等の工夫をした。また回転数のパルスピックアップ出力をそのまま計算機に読み込む回路、外部よりの割込みを可能ならしめる4チャンネルの割込み回路を設ける等、汎用性を持たせた(図20, 21)。インターフェイスに持たせた命令機能その他については付録に記載した。

(4) 計算装置

計算装置として汎用の制御用計算機 HITAC-10 (4K)を用いた。この実験には高速乗除算機能をもつ付加命令機構を併せ使用した。その主な性能を表4に

表 4 小形計算機性能表

記 憶 容 量	4,096 語
語 長	16 bits
サ イ ク ル タ イ ム	1.4 μ s
演 算 速 度	
加 算	2.8 μ s
減 算	2.8
乗 算	9.8
除 算	11.2

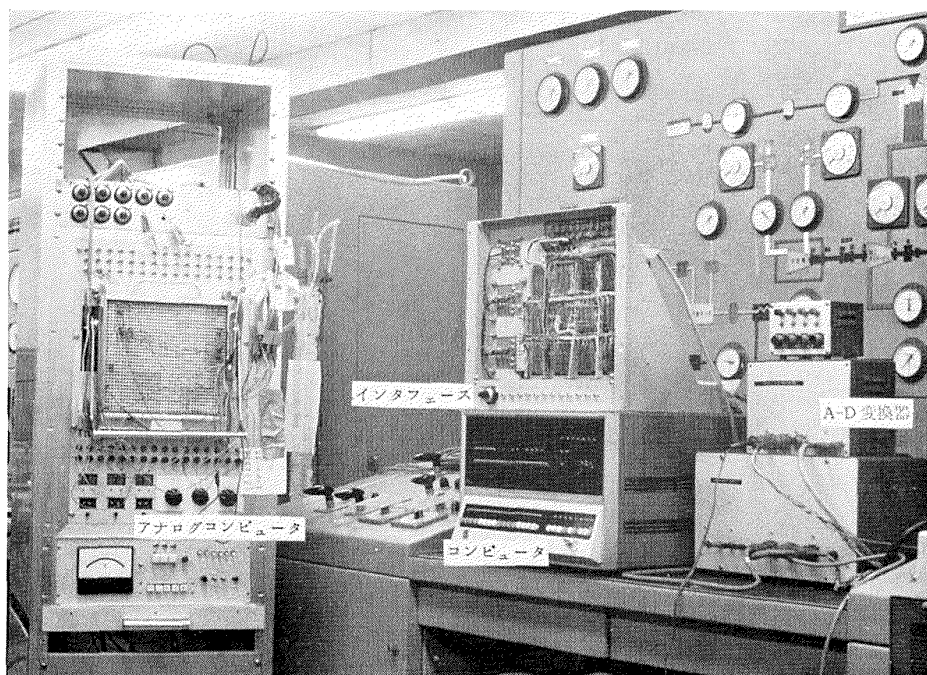


図 22 デジタル制御試験装置

表 5 D-A 変換器特性および精度実測値

方式	重み抵抗形
ビット数	10ビット (純2進)
精度	± 0.08 [%] (フルスケールに対し)
直線性	± 0.05 [%] (フルスケールに対し)
セッティング時間	8 [μ s] (最終値に対し0.1 [%] 以内)
レファレンス電圧	-10 [V], ± 0.01 [%]
出力	0~9.999 [V]
使用温度範囲	0~55 [$^{\circ}$ C]
電源	± 24 [V], ± 15 [V], 5 [V]

D-A 変換器特性

レファレンス電圧 10,000 [V]

INPUT (OCT.)	OUTPUT (V)
00000	0.001
00001	0.011
00002	0.020
00004	0.040
00010	0.079
00020	0.157
00040	0.314
00100	0.626
00200	1.251
00400	2.502
01000	5.003
01777	9.998

D-A 変換器精度実測値

示す。図22に計算装置、インターフェースの外観を示す。

(5) デジタルーアナログ変換器

計算装置の出力により電気油圧式の燃料制御器を制御するための変換器で、10ビットのデジタル信号を受け、アナログ信号に変換する。方式は抵抗重み形で、出力は単極性で0~10 V、セット時間は約8 μ sである。特性を表5に示す。

(6) 電気油圧 (燃圧) 式燃料制御器

燃料制御器はジェットエンジンによる高度制御の研究に用いたものを利用した。燃料を作動油として用いた形式のもので、トルクモータによるスプール弁を動かして燃料を制御する。電気信号は磁気増幅器により電力増幅され、燃料制御器に加えられる。図23にその周波数特性を示す(図24)。

(7) 計測装置

制御のための検出信号は同時に安全のため、インピーダンス無限大のバッファ増幅器を通して、計測装置に接続した。計測装置の系統図を図25に示す。燃料流量は通常の流量計以外に過渡状態を観察するのに便利のように流路に設けたオリフィス前後の差圧を高出力ストレンゲージ型圧力検出器で計測する方法を採用した。図26に燃料流量と圧力検出器出力との関係を示した。オシログラフのデータは変化分のみを記録し、測定精度の向上をはかるため図27に示すサーボセットポテンショを用いた。エンジンのある定常状態において

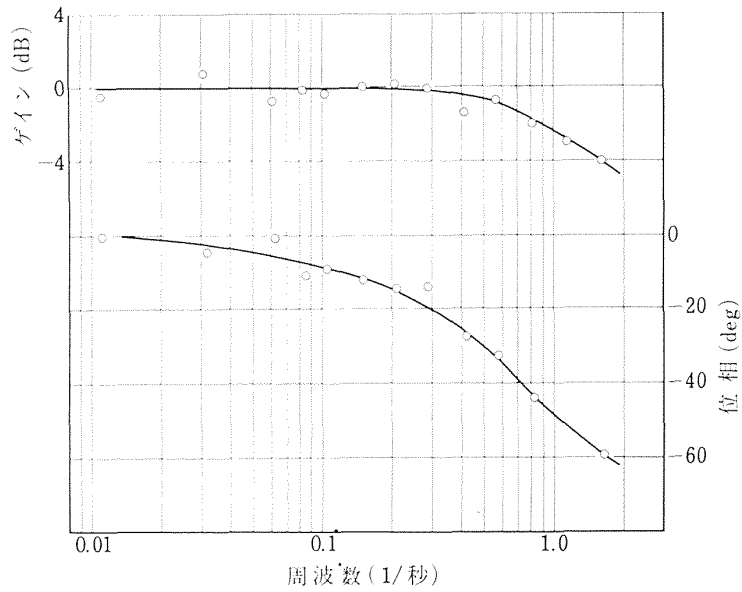


図 23 電気-油圧式燃料制御器周波数特性

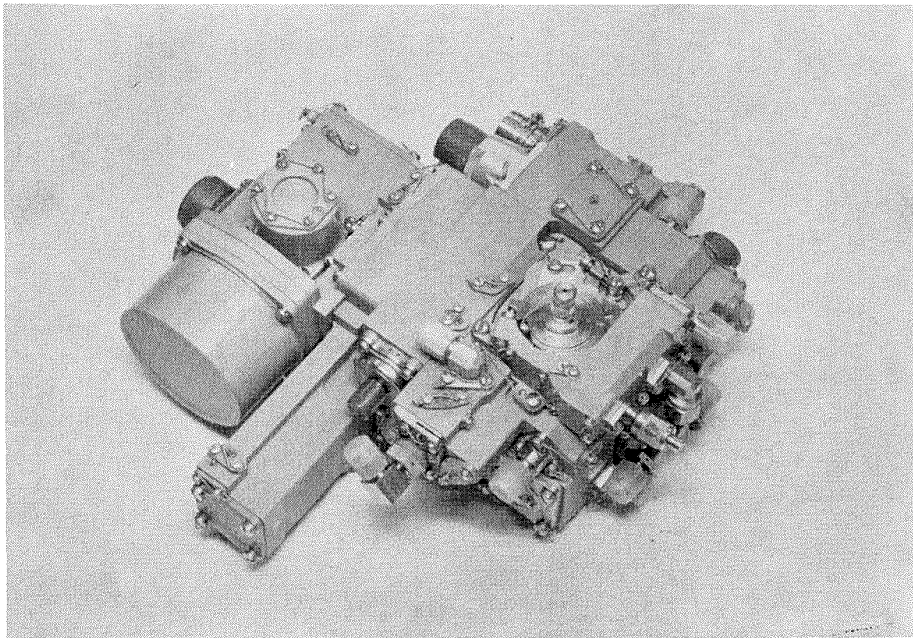


図 24 電気-油圧式燃料制御装置

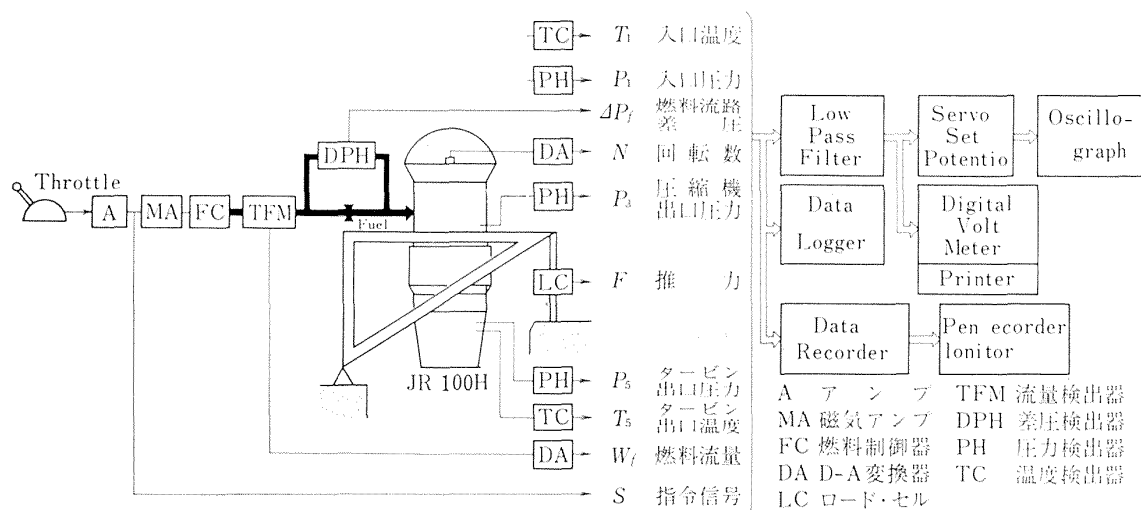


図 25 計測系統図

て S1-A, S1-B をセットすればオシログラフへの出力が自動的にゼロとなるようにサーボセットポテンシヨが動作し、以後 S1-A, S1-B を切るとオシログラフには信号の変化分のみが記録される。またこの時の絶対値はデジタルボルトメータとプリンタによりタイプアウトさせた。エンジン諸変数のデータは、また 13 チャンネルの FM データレコーダにフィルタを用いないでそのまま記録した。

また計算機のメモリの許容範囲で、制御に用いた入出力データを一定のサンプル時間で計算機にストアする方法も併せ用いた。

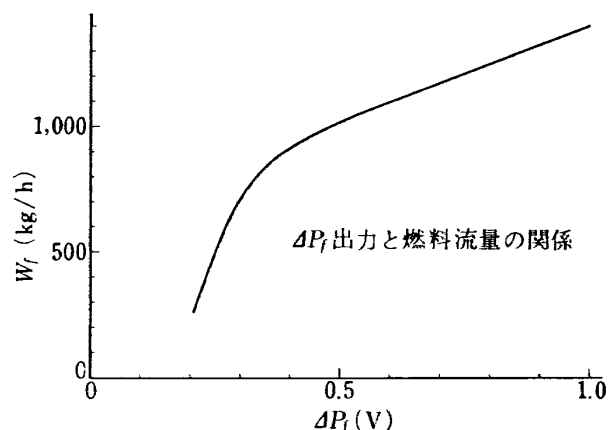


図 26 オリフィス前後の圧力差と燃料流量の関係 (室温 17°C)

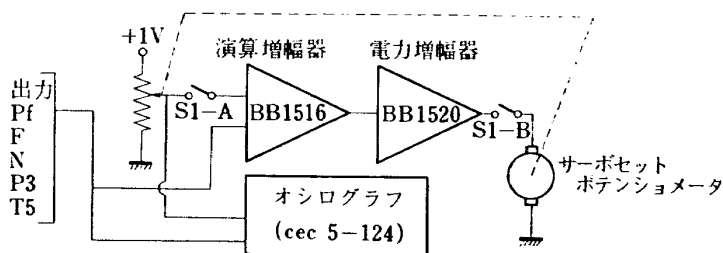


図 27 サーボセットポテンシヨ回路図

4. エンジン運転と計算機の操作について

エンジン制御の実験を行なうにあたり留意した点はできるだけ計算機の操作を単純化するという点であった。このためデータ入力用スイッチをセンススイッチとして、プログラムの流れを変える目的に使用した。

ジェットエンジンを実際に運転する場合 (試験室で実験のために運転する場合も含めると)、回転数を設定する方法として、(a) スロットルレバーの位置に応じて回転数を連続的に設定する方法 (アナログモード)、(b) 設定回転数はとびとびになるが、計算機に数値で設定するので実験の場合や耐久試験などには便

利な方法 (デジタルモード) の二つの設定方法が自由にえられれば都合がよい。また回転数制御の方法として、(a) 回転数センサ信号をフィードバックして回転数制御ループを構成する方法、この方法ではスロットル位置、計算機に設定された数値は直接設定回転数を指示する (クローズドモード)。

(b) 回転数制御ループは構成せずに、入力としてのスロットル位置あるいは計算機に設定された数値は燃料制御弁の開度すなわち燃料流量に対応する方法 (オープンモード) の二つの方法が実験の段階では必要である。

運転上の便宜を考慮して回転制御操作を次に述べる

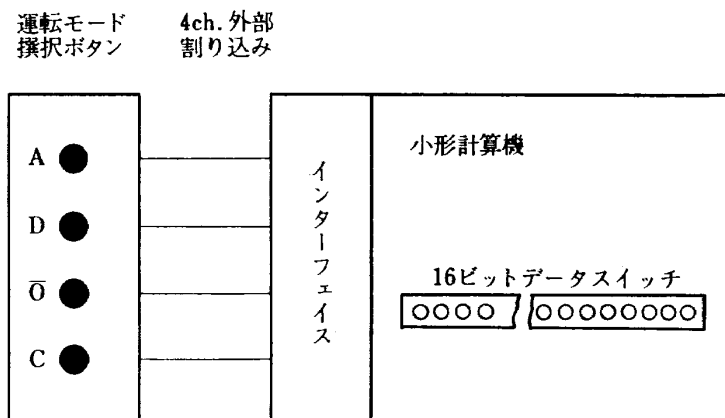


図 28 ジェットエンジン運転操作ボタン

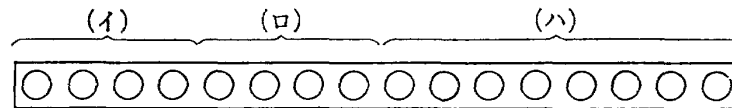


図 29 データスイッチの区分

ようにした。図28、図29は4チャンネルの外部割込みラインと計算機本体前面のデータスイッチとを示す。ボタン A (アナログ)、D (デジタル)、O (オープンモード)、C (クローズモード) は上述の4種類の回転数設定方式をせん択するためのものであり、ボタンを押すと単安定マルチバイブレータからパルスをも1個発生し外部割り込みパルスとしてインターフェイスを通して計算機内部の制御の流れを希望する制御モードに変更する。例えば A と O を押せば制御モードはアナログ、オープンモードになる。制御モードに変更すれば印字する。これら4種類の制御モードの切り換えのうちアナログモードからデジタルモードへの切り換えの時に、デジタル回転数指令(後述するようにデータスイッチの下位8ビットに設定される)が設定されないうちに切り換えが起こると危険な回転数を指令するおそれがあるので、後述するスタートボタンが押されるまではアナログモードのままでいる(最初からデジタルモードでいた場合には前のデジタル指令回転数が有効となる)。

上記四つの制御モードの切り換えのうちアナログモードからデジタルモードへ変更し、数値で回転数を指令する場合の操作を説明する(図29参照)。なお、以下に述べることはプログラム中では DIGT サブルーチンが行なう。回転数の設定は16ビットのデータスイッチの下位12ビットを用いて行ない、さらにそのうちの下位8ビットは指令回転数数値設定用、上位4ビットは指令回転数の変更通知、新しい指令回転数の印字、新しい指令回転数の有効化の働きをする。これを更に図29によって説明する。16ビットのデータスイッチを図のように(イ)、(ロ)、(ハ)の三つに区分する。(ロ)区分の働きは (a) 全部 OFF にすると(ハ)区分にセットされた従来の指令回転数を変更する意志のあることを示し、(b) 上位3ビットを全部 ON にすれば新たに(ハ)区分に設定された指令回転数を印字し、(c) 残りの下位1ビットを ON にすると(ハ)に設定された指令回転数が有効化され(計算機に読み込まれ)、制御モードが初めてデジタルモードに変更される。故にデジタルモードで回転数を指令するときにはまず(ハ)に指令する回転数を設定し、(ロ)のボタンを全部 OFF にして指令回転数変更の意志のあることを通

知し、(ロ)の上位3ビットを全部 ON にして新しい指令回転数を印字し、最後に残りの下位1ビットを ON にすれば(ハ)に設定された指令回転数が有効化する。このようにボタン操作をいく段階にも分けたのは運転者の操作ミス、設定ミスにより誤った回転数を指令したりする危険を避けるためである。(ハ)に設定する回転数は、8ビットしかないので255までしか設定できないが、例えば13000は130、10000は100、というように有効桁数を3桁あれば試験段階ではじゅうぶんである。

次に区分(イ)のボタンの機能について説明する。区分(イ)は (a) 定常データの印字*、(b) 定常、過渡データのメモリへの格納、(c) 非常時の処理の3つの機能をもつ、機能(a)は上位1ビットを ON することにより達成され、機能(b)は中央のビットを ON することにより達成され、機能(c)は4つのボタンすべて ON をにすることにより達成され、制御モードは必ずアナログ、オープンモードになる。

5. プログラミング

(1) プログラムのもつ制御機能

今回の実験はテスト用エンジンとして JR 100H を用いアイドル点以上の作動範囲においてその回転数制御と加減速制御を行うことを目的としている。加減速制御としては、コンプレッササージング、タービン入口ガス温度過大、燃焼の吹消えなどを防止するような最大最小許容燃料流量をあらかじめ計算しておいて、指令された燃料流量がこれを越えるときにはこの範囲内におさえる方式を採用した。

また回転数制御としては、指令回転数と実際の回転数との差に比例した燃料流量を増減して指令回転数に近づける基本的な制御ループと系の動特性の改善、定常時における回転数の制御精度向上を目的とした微分動作、積分動作の各機能を付加した。またエンジンの作動点、飛行条件の相違によるエンジンゲイン、エンジン時定数の変化を補償する機能を含めた。図30に以上

* 過渡状態においても印字はできるが、タイプしているあいだ制御ループはオープンになるので好ましくない。

の制御機能のブロック図を示した。図31に、プログラムのフロチャートを示す。

プログラムはこの加減速制御、回転数制御に必要な計算や判定以外に(イ)で述べたデータスイッチ、割り込みに対する処置の制御機能を持たなければならない。

(2) プログラミング

上記のような機能をもつプログラムは、メインプログラム、メインプログラム中で使われるサブルーチンを集録したサブルーチンプログラム、メインプログラム中で使われる定数や燃料スケジュールデータを収録し、メインプログラム中の所定の所にセットするデータプログラムから成る。これらのプログラムを書くにあたっては次のような事項に留意した。

a. 演算時間をできるだけ短くする目的から、内部での計算はすべて整数形で行なう。

b. 今後、逐次必要な機能を付加する場合のことを考えて、プログラムはジェットエンジン制御に必要な共通なサブルーチンをまず作り、それを順次結合して構成する。

c. 実験パラメータはプログラムテープを取り代えることなく計算機本体前面のデータスイッチで最小限のデータの変更を行なうことにより変更できる。

d. 定常時あるいは過渡時におけるデータのメモリへのオンライン格納およびタイプライタによるオンライン印字ができること。

i) メインプログラム

メインプログラムは、サブルーチンプログラムおよ

びデータプログラムの内容を結びつけて各制御方式に合った計算の流れを構成する。メインプログラムは機能上、(a) 割り込みが起きたときの飛び先設定、計数用として用いている番地に初期値を設定、微分積分の初期データおよび初期値設定、DA変換器に初期値設定、(b) 制御モード(4で述べた4種類の制御モード)に変更があったらそれを印字したり、各制御モードにおける指令回転数を有効化する。(c) 制御のためにAD変換を指令し、それをもとに計算し、計算の結果をDA変換器を通して出力を出す。(d) 定常時、あるいは過渡時のデータの印字およびメモリへの格納、(e) 読み込んだデータおよび計算結果のチェックなどに分かれる。メインプログラムに要した語数は約1000語、演算時間はオープンモードで約5~7 msec、クローズモードで約8~10 msec程度である。このうち約1 msecはAD変換に費されている。データ読み込みのときに同一の信号を何回かサンプルして平均をとった場合にはそのぶんだけよいに時間がかかる。従って、回転数制御のときには10回サンプルして平均をとったので演算時間は約18 msec~20 msecとなっている。

ii) サブルーチンプログラム

サブルーチンプログラムはエンジンの制御に必要な共通な機能を有するサブルーチンを集めたものである。各サブルーチンにはそれぞれの格納番地が割り当てられ、メインプログラム中の任意の場所から呼び出せる。またサブルーチン内部で計算に使われる定数のうち実験パラメータとなる定数はデータスイッチから

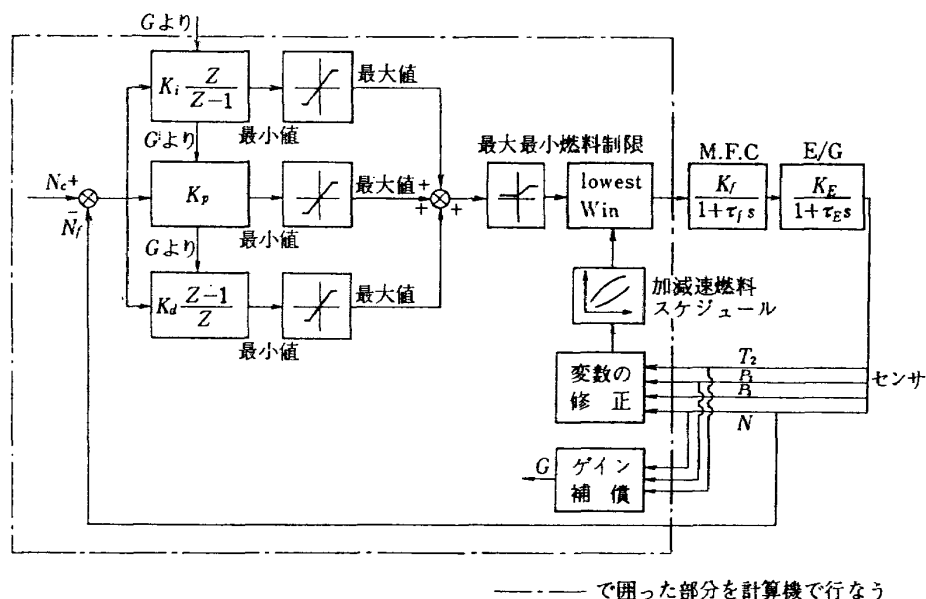


図 30 ジェットエンジンの計算機制御ブロック図

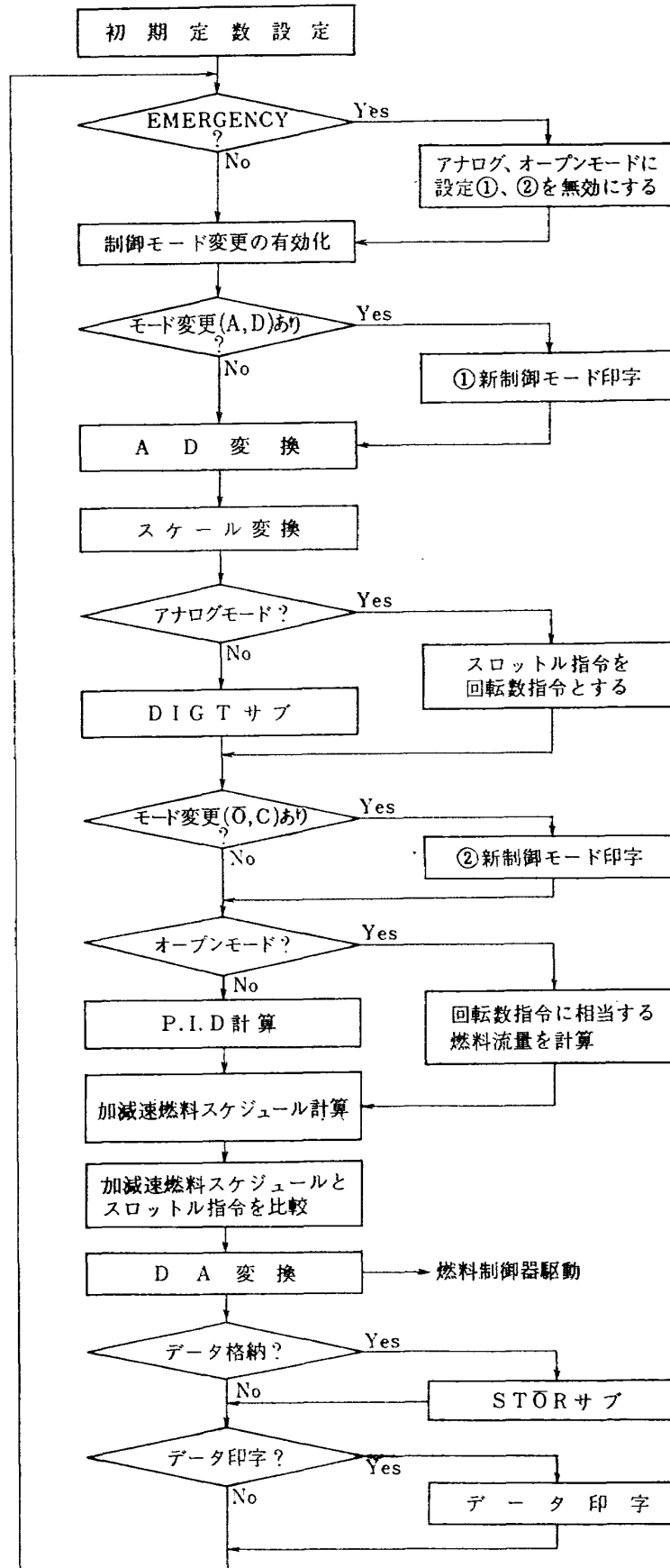


図 31 ジェットエンジンの計算機制御流れ図

表 6—(1) サブルーチン一覧表

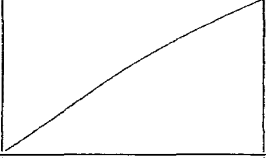
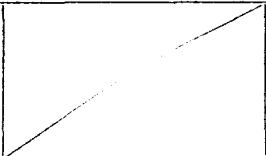
サブルーチン名 (略 号)	機 能	メインとの結合方法	所 要 時 間	所要 語数
A-D 変換 サブ (ADCV)	指定されたマルチプ レクサチャンネルの A-D 変換をする 指定されたサンプル 数のデータを平均す る	BAL { ADCV DC 0 } { Ch. 0 以後の 2ch. を DC 2 } { A-D 変換 DC 5 各チャンネルとも 5 回サ ンプルしたものを平均す る DS 2 A-D 変換した結果をか く納する }	Ch. 数 1, サンプル 回数 1 の場合で 0.2 msec. Ch. 数 n , サンプル 回数 m の場合は約 $0.2 \times n \times m$ (msec)	65
スケール変換サブ (SCTR)	A-D 変換されたデー タ, (10bits, 1023 full) に対応する物理 量に換算する。各セ ンサは直線性をも つものとする。	BAL { SCTR DC 1024...full bit に対応する物理 量のデータ番地 DC 1027...0 に対応する DC 3 データが 3 ケある DS 3 入力データ, 出力データ }	変換するデータが n ケの場合およそ $0.05(1+n)$ msec	41
二次元マップ読取 りサブ (MAP 1)	比例配分により内そ うし, 2次元マップ を読みとる 同じ横軸に対する 2 種類のたて軸の値を 読める $y_1, y_2 = f(x)$	BAL { MAP 1 DC 1 読みとる y の値が 2 種類 のとき 1, 1 種類のとき 0 DC 1024... x 軸データの先頭番地 DC 1100... y_1 軸 DC 1176... y_2 軸 DS 2 y_1 と y_2 が入る }	x 軸の n 番目のデー タと $n+1$ 番目のデー タの間に x がある 場合, y_1 だけ求めるなら $0.26 + 0.042 \times n$ y_1, y_2 を求めるなら $0.36 + 0.042 \times n$ (msec)	128
三次元マップ読取 りサブ (MAP 2)	double linear 方式に より 3次元マップを 読取る 同一の x, y 軸に対 して 2 種類の z を読 みとる $z_1, z_2 = f(x, y)$	BAL { MAP 2 DC 1 z_1, z_2 両方読む時 1, 片 方の時 0 DC 1032... x 軸データの先頭番地 DC 1046... y 軸 DC 14... x 軸データの数 DC 7 y 軸 DC 1053... z_1 データの先頭番地 DC 1151... z_2 DS 3 最初の 2 つに 入力 x, y を, 最後の 2 つに 出力 z_1, z_2 が入る }	x 軸の n 番目のデー タと $n+1$ 番目のデー タとの間に x があ り, y 軸の m 番目と $m+1$ 番目の間にデ ータがある場合, z_1 だけ求めるならば $0.89 + 0.035(m+n)$ z_1, z_2 を求めるなら $1.25 + 0.035(m+n)$ (msec)	230
比較せん択サブ (COMR)	a, b, c 3 つのデー タを次表に従って比 較し, 答を出す When Answer $a > b$ b $a < c$ c $c < a < b$ a	BAL { COMR DS 3 ... { a をかく納 b をかく納 c をかく納, 答をかく納 }	0.059 (msec)	27
タイプアウトサブ (TYPE)	何ケかのデータ (10 ケまで) を 1 行にタ イプして R/T, L/F する	BAL { TYPE DS 1 DC 5 5 ケのデータをタイプ DS 5 5 ケのデータをかく納 }		30
ストアサブ (STOR)	何ケかのデータを指 定した番地以降にか く納する	BAL { STOR DC 1000...1000番地以後にかく納 DC 5 5 ケのデータをかく納 DS 5 5 ケのデータを一時かく 納 }	n のデータをかく納 すると $0.043 + 0.022 n$ (msec)	31
答打出し サブ (UCHI)	指定された番地以降 のデータを, 指定さ れた数のデータを一 行にタイプして指定 された回数くり返す	BAL { UCHI DC 1300...1300番地以降のデータを DC 6 1 行に 6 ケづつ DC 100 ...100行タイプする		42

表 6-(2) サブルーチン一覧表

サブルーチン名 (略 号)	機 能	メインとの結合方法	所 要 時 間	所 要 語 数
比 例 サ ブ (PROP)	$Mini \leq y = \frac{a}{b}x \leq Max$ を計算する。 $a, b, x, Mini, Max$ は外部から与えられる。 a, b は $2^{15}-1$ 以下の正の整数。 $Max, Mini$ は絶対値が $2^{15}-1$ 以下の整数	$\left. \begin{array}{l} \{ \\ BAL \quad \{ \\ DS \ 1 \ \cdots \cdots a \\ DS \ 1 \ \cdots \cdots b \\ DS \ 1 \ \cdots \cdots Max \\ DS \ 1 \ \cdots \cdots Mini \\ DS \ 1 \ \cdots \cdots x \text{ 兼 } y \\ \} \end{array} \right\} PROP$	約 0.4 (msec)	141
積 分 サ ブ (INTG)	$Mini \leq y = \frac{a}{b} \sum x_i \leq Max$ を計算する。 $a, b, Mini, Max$ 等に対する制限は PROP サブに同じ	$\left. \begin{array}{l} \{ \\ BAL \quad \{ \\ DS \ 1 \ \cdots \cdots a \\ DS \ 1 \ \cdots \cdots b \\ DS \ 1 \ \cdots \cdots Max \\ DS \ 1 \ \cdots \cdots Mini \\ DS \ 1 \ \cdots \cdots PROP \text{ サブ先頭番地} \\ DS \ 1 \ \cdots \cdots x_i \\ DS \ 1 \ \cdots \cdots y \\ \} \end{array} \right\} INTG$	約 0.16 (msec)	52

も変えられる。プログラム作成に当たっては整数形演算の範囲で一定の精度を維持するよう工夫した。

表 6 に主なるサブルーチンを示した。

iii) データプログラム

データプログラムは、(a) 10ビットの AD 変換出力を物理量に変換する時に必要なセンサ特性に関するデータ、(b) 加減速燃料スケジュール用データ、(c) サブルーチンの先頭番地およびその内部で使われる定数、(d) その他、などを集めたものである。これによってデータテープの変更だけで異なった実験が可能で

ある。

6. 実験結果とその考察

実験は主として加減速制御を主目的とする第 1 回実験と、回転数制御を中心に行なった第 2 回実験とを行なった。テスト用エンジンとしては第 1 回実験には JR 100H を、第 2 回実験には JR 100F の抽気弁を閉じ、タービンノズルを変えたものを用いた（以下便宜上 JR 100F と呼ぶ）。両エンジンの静特性データを図 32 に示す。これより二つのエンジンの間には顕著な差

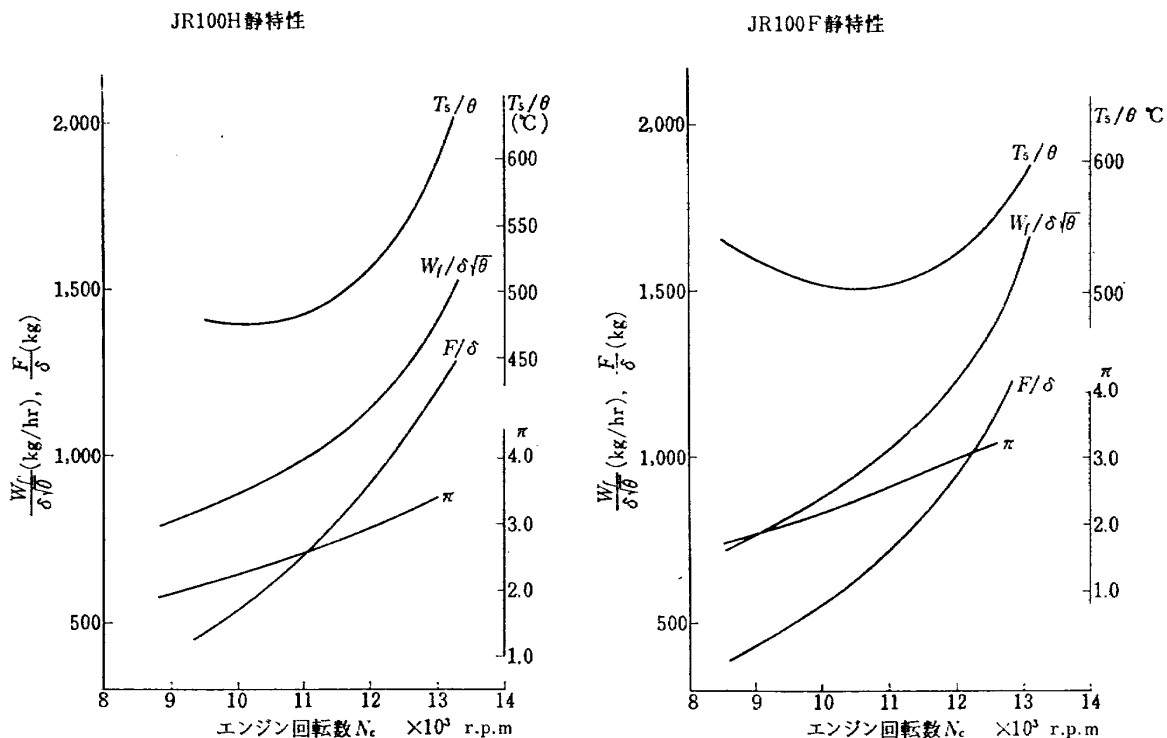


図 32 JR 100H および JR 100F エンジンの静特性

表 7 主 実 験 項 目

実験番号	図 番	制 御 モード	加 減 速 制御方式	P.I.D. 制御パラメータ			備 考
				$K_p(\text{Max})$ $K_p(\text{Mini})$	$K_i(\text{Max})$ $K_i(\text{Mini})$	$K_d(\text{Max})$ $K_d(\text{Mini})$	
23—16	43, 51	A/O	N (B)				加速時間 3.72秒 (9410→12940)
23—17	37, 43, 52	A/O	N (A)				加速時間 2.48秒 (9690→12960)
23—12	44, 49	A/O	P_3 (B)				加速時間 3.52秒 (9880→12910) 4.29秒 (9410→12910)
23—14	38, 44, 50	A/O	P_3 (A)				加速時間 2.68秒 (9716→12900)
23—18	45, 53	A/O	$N-P_3$ (B)				加速時間 4.4 秒 (9690→12960)
23—20	39, 45, 54	A/O	$N-P_3$ (A)				加速時間 3.16秒 (9520→13020)
23—25	55	A/O	$N-P_3$ (B)				P_2 を0.93 kg/cm ² α (13000 rpm) に減圧
19—33	41, 56	D/C	P_3 (A)	$1\left(\begin{smallmatrix} +10000 \\ -10000 \end{smallmatrix}\right)$	$\frac{1}{40}\left(\begin{smallmatrix} +1300 \\ -1300 \end{smallmatrix}\right)$	0	
19—36	40, 47, 57	D/C	N (A)	$1\left(\begin{smallmatrix} +10000 \\ -10000 \end{smallmatrix}\right)$	$\frac{1}{40}\left(\begin{smallmatrix} +1300 \\ -1300 \end{smallmatrix}\right)$	0	
19—36	42, 48, 58	D/C	$N-P_3$ (A)	$1\left(\begin{smallmatrix} +10000 \\ -10000 \end{smallmatrix}\right)$	$\frac{1}{40}\left(\begin{smallmatrix} +1300 \\ -1300 \end{smallmatrix}\right)$	0	
19—37	48, 59	D/C	$N-P_3$ (A)	$1\left(\begin{smallmatrix} +10000 \\ -10000 \end{smallmatrix}\right)$	$\frac{1}{40}\left(\begin{smallmatrix} +1300 \\ -1300 \end{smallmatrix}\right)$	0	P_2 を0.93 kg/cm ² α (13000 rpm) に減圧
19—39	60	D/C	N (A)	$1\left(\begin{smallmatrix} +10000 \\ -10000 \end{smallmatrix}\right)$	$\frac{1}{40}\left(\begin{smallmatrix} +1300 \\ -1300 \end{smallmatrix}\right)$	0	P_2 を0.93 kg/cm ² α (13000 rpm) に減圧
19—39	47, 61	D/C	N (A)	$1\left(\begin{smallmatrix} +10000 \\ -10000 \end{smallmatrix}\right)$	$\frac{1}{40}\left(\begin{smallmatrix} +1300 \\ -1300 \end{smallmatrix}\right)$	0	P_2 を0.93 kg/cm ² α (13000 rpm) に減圧

は見られないことがわかる。表7は第1回、第2回実験の主試験項目である。表中実験番号とはデータローガー収録番号であり、図番とは本報告中関係のあるデータを示した図の番号である。制御モードとは、4で説明したアナログ(A)、デジタル(D)、オープン(O)、クローズド(C)の各制御モードのことである。加減速制御方式のところで()の中に書いてあるのは計画加速経路の名前である。例えば A と書いてあるのは計画加速経路として後に示す A なる経路を採用したことを意味する。PID 制御パラメータのところで max とか mini とかは表6中の機能の欄で説明した最大最小限界のことである。

この(2)で述べたように加減速制御に採用し得る変数の組み合わせは非常に多い。これらの方式のうちどれを採用するかはいろいろの角度から検討し決定しなければならない。今回の実験ではこれらのうちから代

表的な3種類の方式をえらんで、それぞれの方式による加減速制御実験を行ない結果を比較検討した。1つは(2.01)式に示した方式によるもの(N制御)、他の2つは(2.03)式によるもの(P_3 制御)と(2.04)式によるもの($N-P_3$ 制御)である。また決められた計画加速経路に対して実際の加速経路がどの程度追従するかを知る目的から計画加速経路として図33に示したA, B, 2種類のものを採用した。それぞれの計画加速経路に対する燃料スケジュールは2で述べた方法に従ってJR 100H のデータをもとに計算した**。それぞれの方式における燃料スケジュールを図34, 35, 36に示し

** JR 100F を用いての実験に対しては本来ならば JR 100F のデータをもとに計算し燃料スケジュールを用いるべきであるが、用い得るデータの関係などの都合により JR 100F を用いての実験にも JR 100H によって計算した値を用いた。

た。加速燃料スケジュールとして前に図7～図9に示したものを用いなかったのは、燃料制御装置であるMFCには機械的な加減速制御機構が備わっており、これが計算機による加減速制御の実験をさまたげないようにする必要から計画加速経路に制限がついたためである。また減速燃料流量を2で述べたように吹消え限界をもとにして決めると、JR 100Hの場合アイド

リング時の燃料流量以下になってしまうので、実験のために適当に定めた燃料スケジュールを用いた。

回転数制御に関する実験については、好ましいと思われる制御パラメータ値を用いた実験が主となっており、回転数制御方式の比較検討、各パラメータ値の影響などに関しての実験はあまり行なわなかった。これについては次回の報告でくわしく述べることにする。

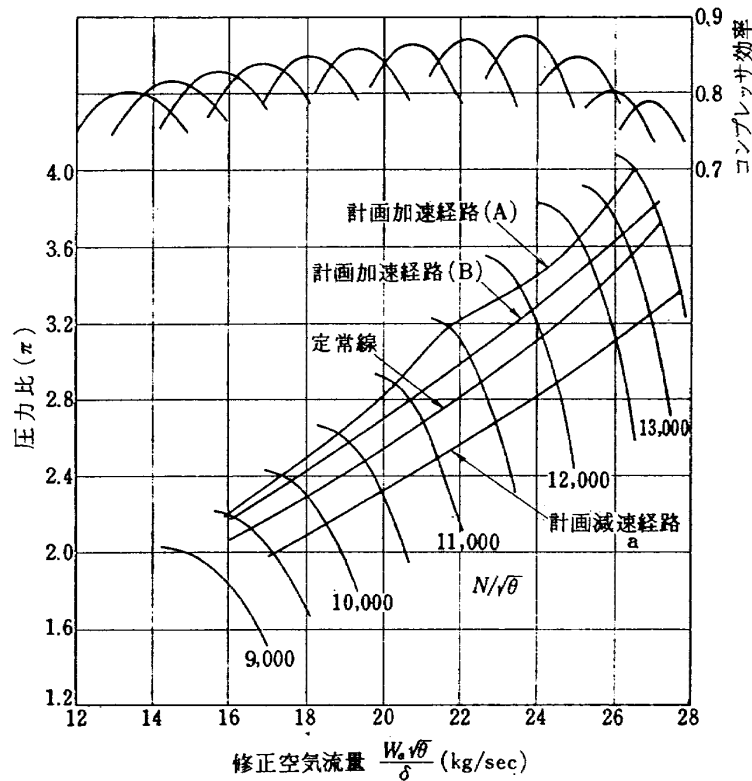


図 33 計画加減速経路

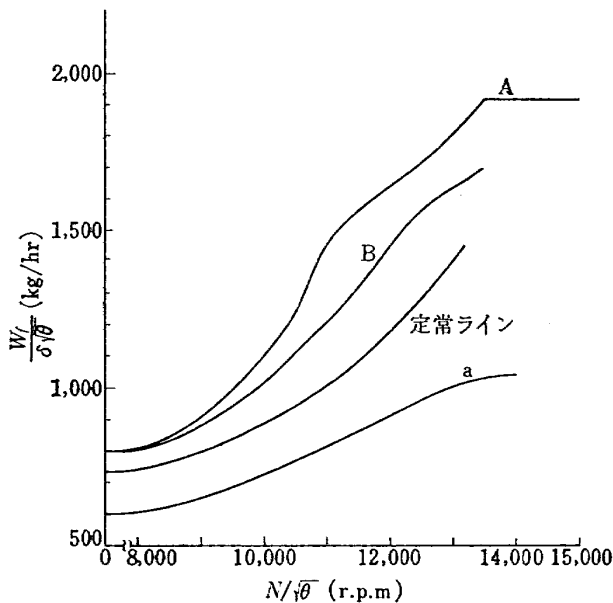


図 34 N 制御加減速燃料スケジュール

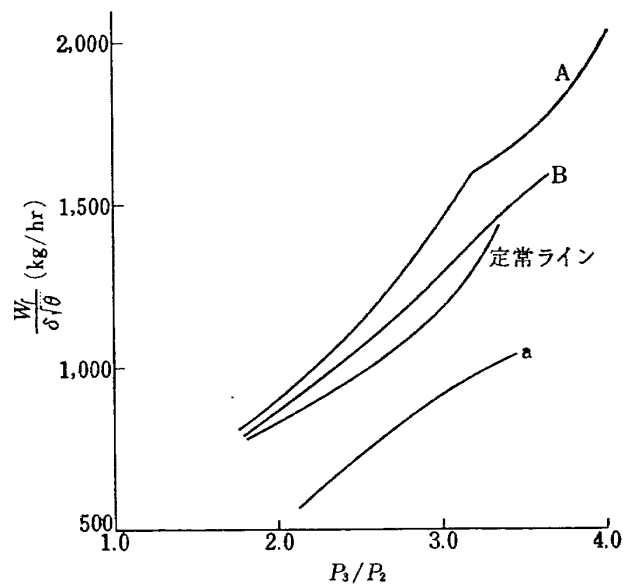


図 35 P₃ 制御加減速燃料スケジュール

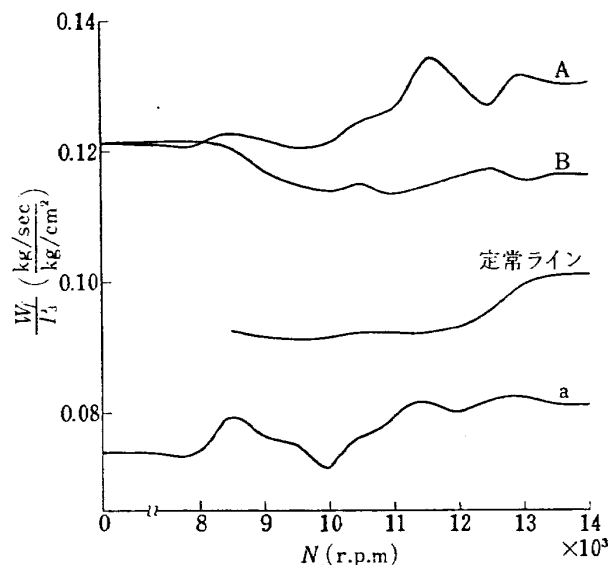


図 36 $N-P_3$ 制御加減速燃料スケジュール
($T_2=290^\circ\text{K}$)

図37～48は計画加速経路と実際の加減速経路をコンプレッサ特性図上に示したものであり、実験番号23—25までは電磁オシログラフから読みとったものをもとにプロットした。また19—33～19—39は計算機に格納しておいた過渡データをはき出して描いたものである。

図49～61はエンジン各変数、周囲圧力などの時間変化を示す。

(1) 加減速制御に関する実験結果とその考察

加減速に関する実験と回転数制御に関する実験とを別個に行なうためにはオープンモードとクローズドモードを使いわければよい。表7に示したように実験番号23—25まではオープンモードで実験を行なったのでこれをもとに考察する。

i) 計画加減速経路と実際の加減速経路との関係

図37～39を見ると実際の加速経路が計画加速経路よりかなり下側（低圧力側）を通っている。この原因としては、計画加速経路に対応する燃料流量を計算するときに設定した仮定と実際エンジンで起こっていることとのずれからくる計算誤差、計算機での演算時間や燃料制御器のおくれによる実質的スケジュール燃料流量の減少、制御誤差などが考えられる**。

** その他に本実験においては P_3 の静圧を計測し、その値にあらかじめ予想した係数を掛けて P_3 の全圧を求めたのであるが、その係数が適切でなかった影響もあると思われる。
図62に今回使用した P_3 の全圧と静圧の修正係数を示す。

図43, 44, 45は計画加速経路の相違により実際の加速経路がどう変わるかを示すデータである。

これより実際の加速経路においては計画加速経路におけるほど差がはっきりしていないが、2種類の加速経路の上下の相対関係は不変である、これについてはどの制御方式についても同じことがいえる。

また図46は3種類の加減速制御方式による実際の加減速経路の相違を知る目的から同一のコンプレッサマップ上にその加減速経路を重ねた図である。

これより、 N 制御と P_3 制御、 $N-P_3$ 制御との間にははっきりした経路の違いが見られる、 N 制御においては加速の初期の段階から P_3 が急上昇するのに対して、 P_3 、 $N-P_3$ 制御においては、 P_3 が徐々に上昇している。

この理由については次回の報告で詳しく検討する。

この制御方式による加減速経路の相異は、加速時間の相異という形でも現われるはずであるが、表7にその加速時間を示しておいた。ここで加速時間とは、回転数が最終値の95%に達するまでの時間を言うことにした。

加速は N 制御が最も速く、以下、 P_3 制御、 $N-P_3$ 制御の順になっている。以上のことは図49～55に示したデータを見ればいっそうはっきりする。

ii) 加減速制御の安定性、再現性

加減速制御が安定であるというのはエンジンが加減速する過程においてなめらかな加減速経路からはずれて作動するような事がないことを言う。また再現性があるというのはエンジンが加減速時の燃料制限にかかって作動しているあいだは、異なる時間に異なる初期状態から加減速しても同一の加減速経路を通ることを言う。

安定性や再現性は加減速制御にとっては欠かせない重要な事項となる。本実験で採用した制御方式では、いずれもセンサで検出された値をもとに、その値に応じた最大許容燃料流量を計算し、その結果に応じたアナログ電圧で M.F.C. を駆動して実際に燃料を供給する形をとっている。それ故、各種センサ、A-D 変換器、計算機内部での計算、D-A 変換器、M.F.C. のどの1つでも作動が不安定であれば供給される燃料流量にふらつきが生じて加減速経路もなめらかにはならない。さらにまた、サンプリング時間が長すぎたりすると供給される燃料流量は階段状になり燃料、回転数、推力なども階段状になってしまう。再現性については、用いられる制御機器の特性に負うところが大きい。特に M.F.C. が一定の入力電圧に対しては常に一

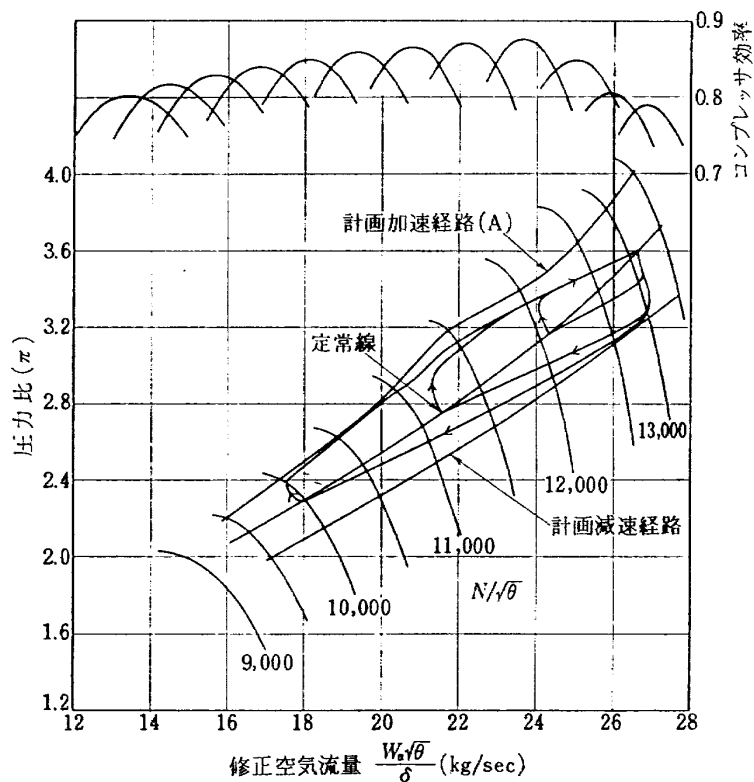


図 37 コンプレッサ特性図上の加減速経路
(N 制御, 実験番号 23-17)

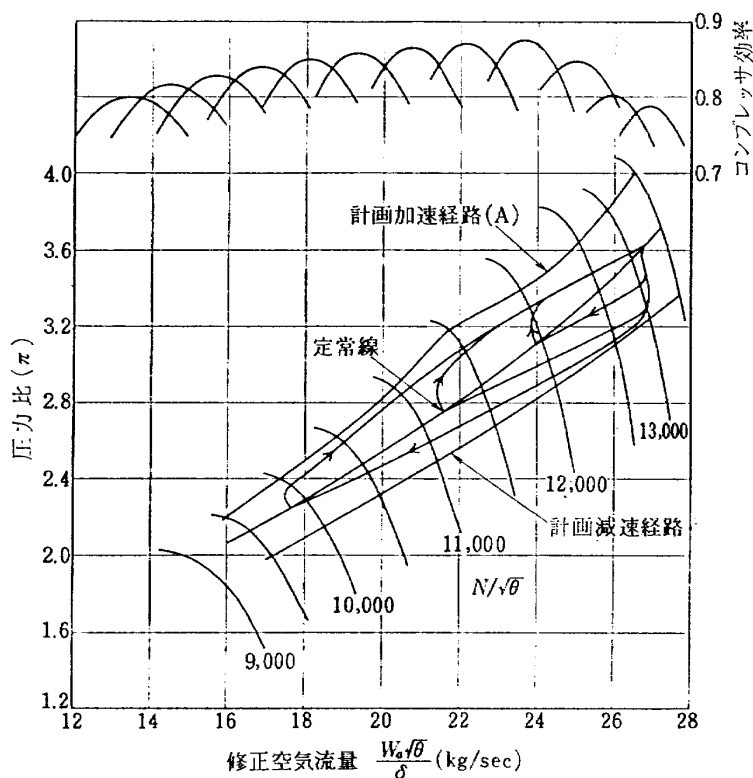


図 38 コンプレッサ特性図上の加減速経路
(P_3 制御, 実験番号 23-14)

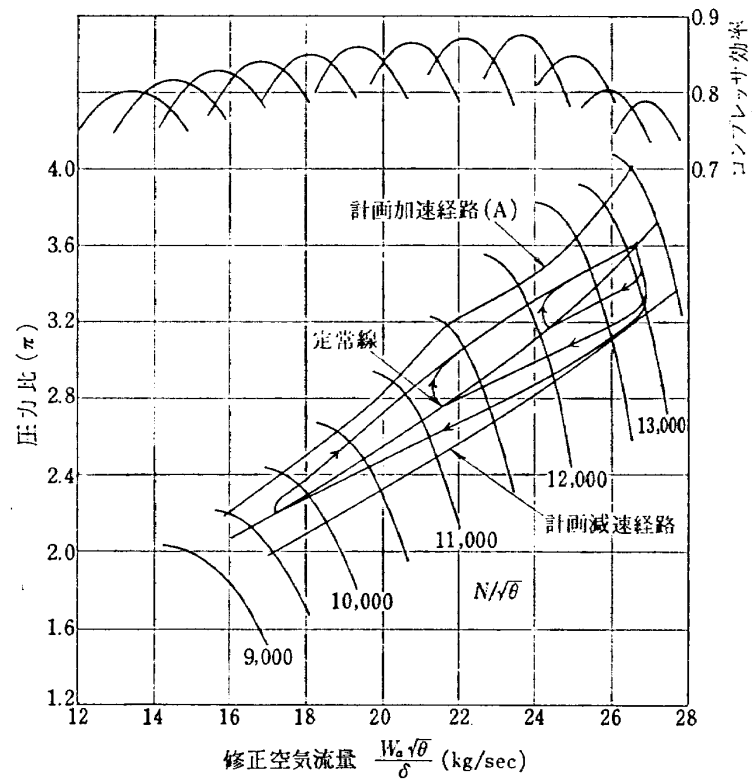


図 39 コンプレッサ特性図上の加減速経路
(N - P_3 制御, 実験番号 23—20)

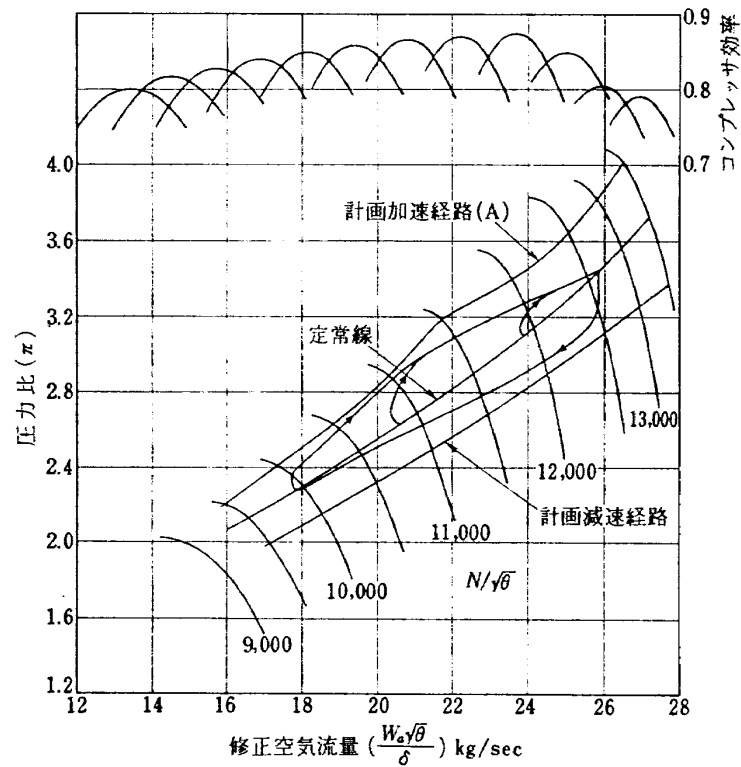


図 40 回転数制御を行なった場合の加減速経路
(N 制御, 実験番号 19—36)

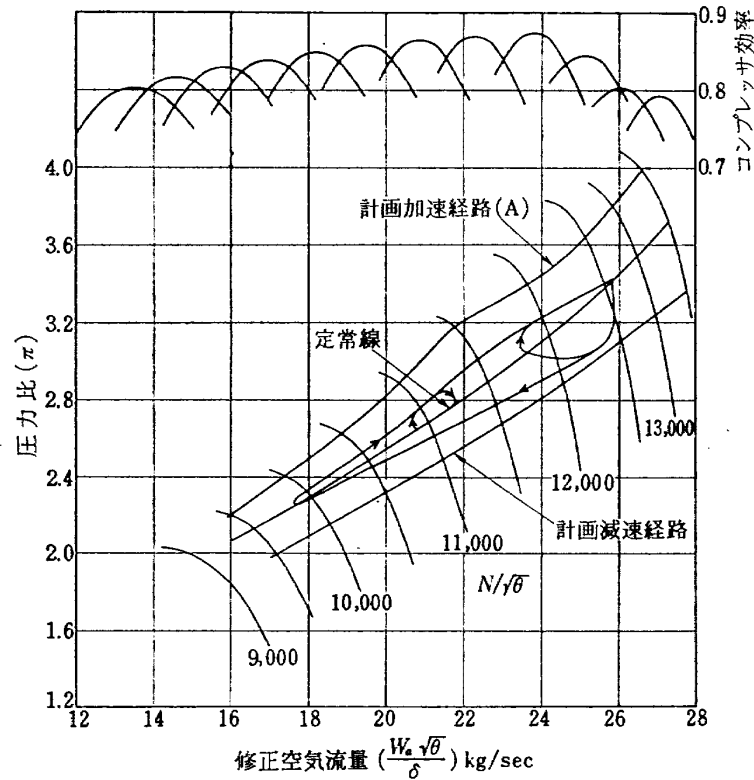


図 41 回転数制御を行なった場合の加減速経路
(P_3 制御, 実験番号 19-33)

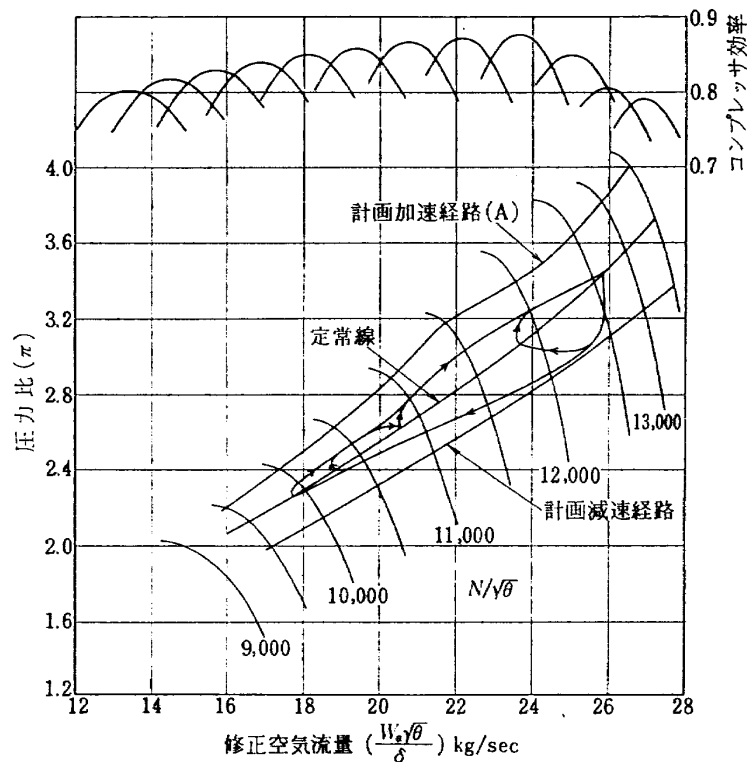


図 42 回転数制御を行なった場合の加減速経路
($N-P_3$ 制御, 実験番号 19-36)

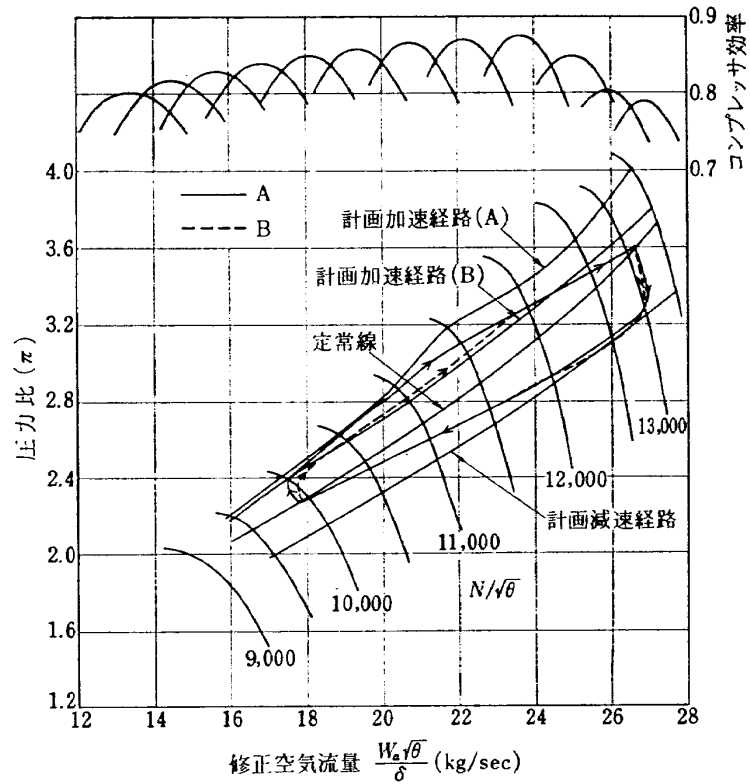


図 43 計画加減速経路と実際の加減速経路
(N 制御, 実験番号 23-16 と 23-17)

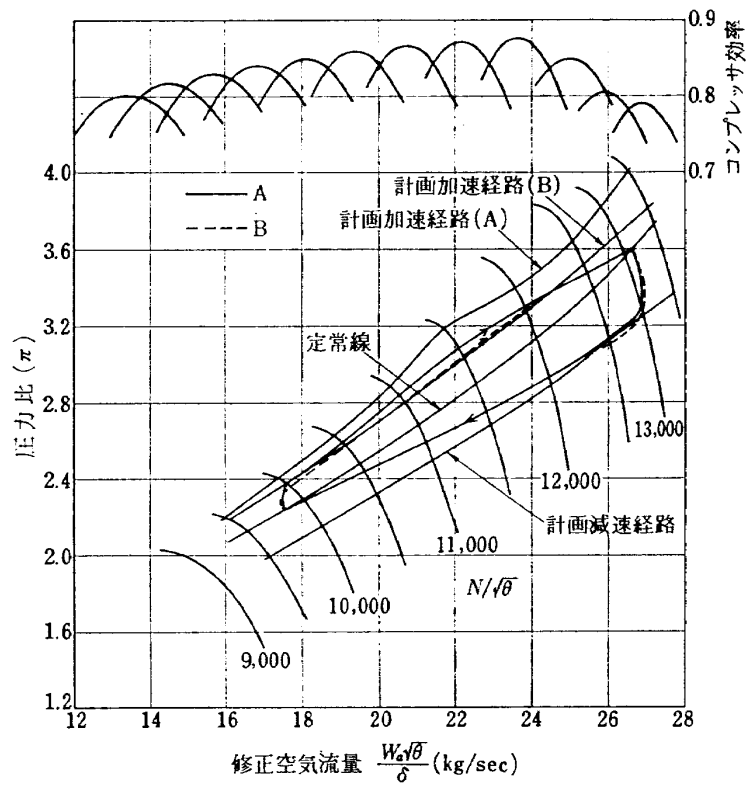


図 44 計画加減速経路と実際の加減速経路
(P_3 制御, 実験番号 23-12 と 23-14)

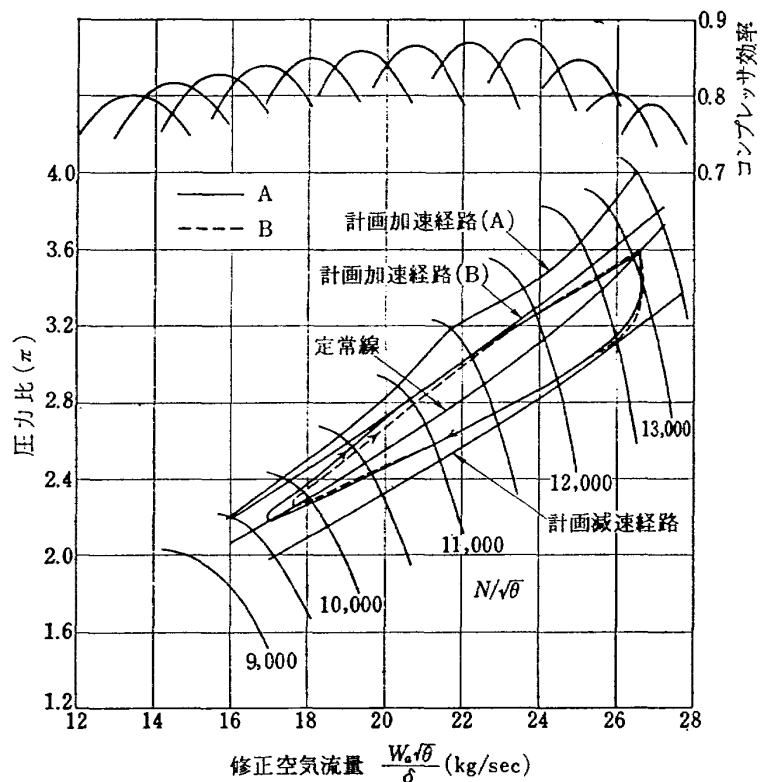


図 45 計画加減速経路と実際の加減速経路
(N - P_3 制御, 実験番号 23-18 と 23-20)

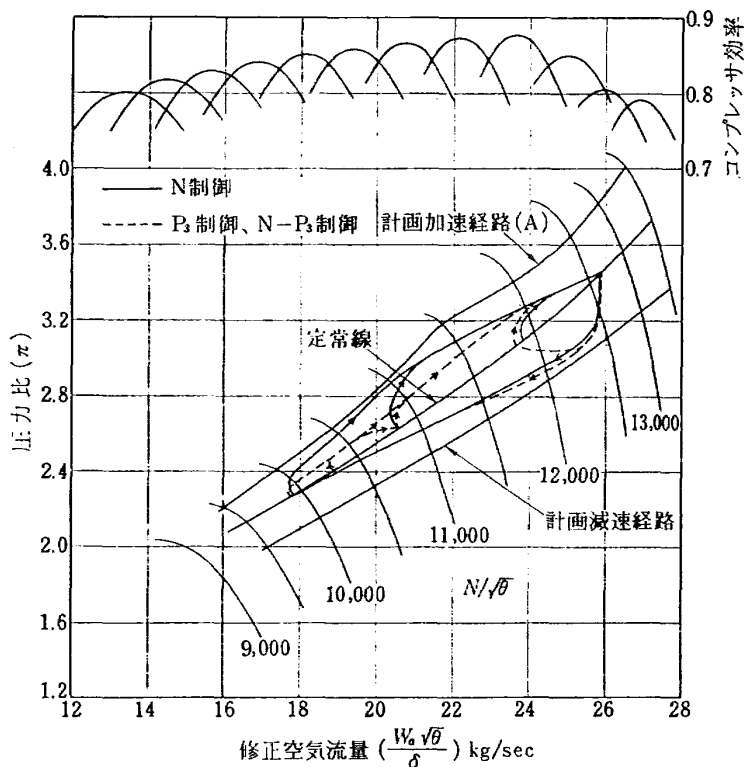


図 46 加減速制御方式の相違による加減速経路の変化

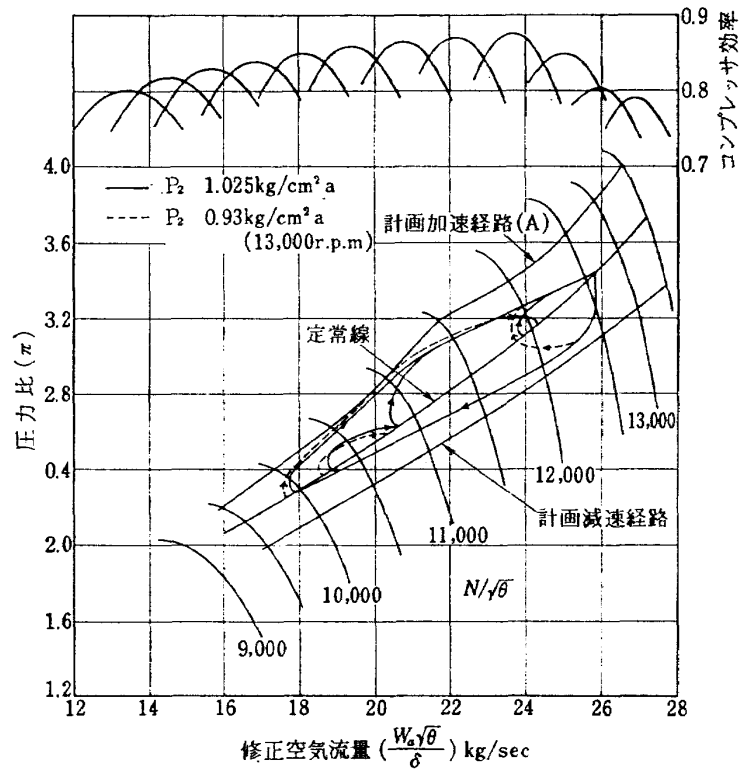


図 47 コンプレッサ入口圧力 (P_2) と加減速経路との関係
(N 制御, 実験番号 19-36 と 19-39 より)

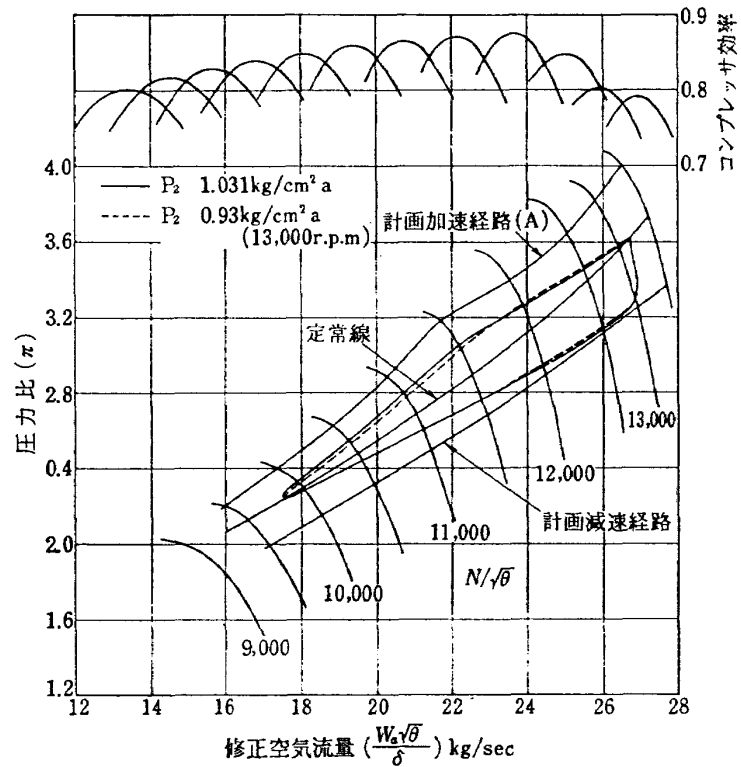


図 48 コンプレッサ入口圧力 (P_2) と加減速経路との関係
($N-P_2$ 制御, 実験番号 19-36 と 19-37 より)

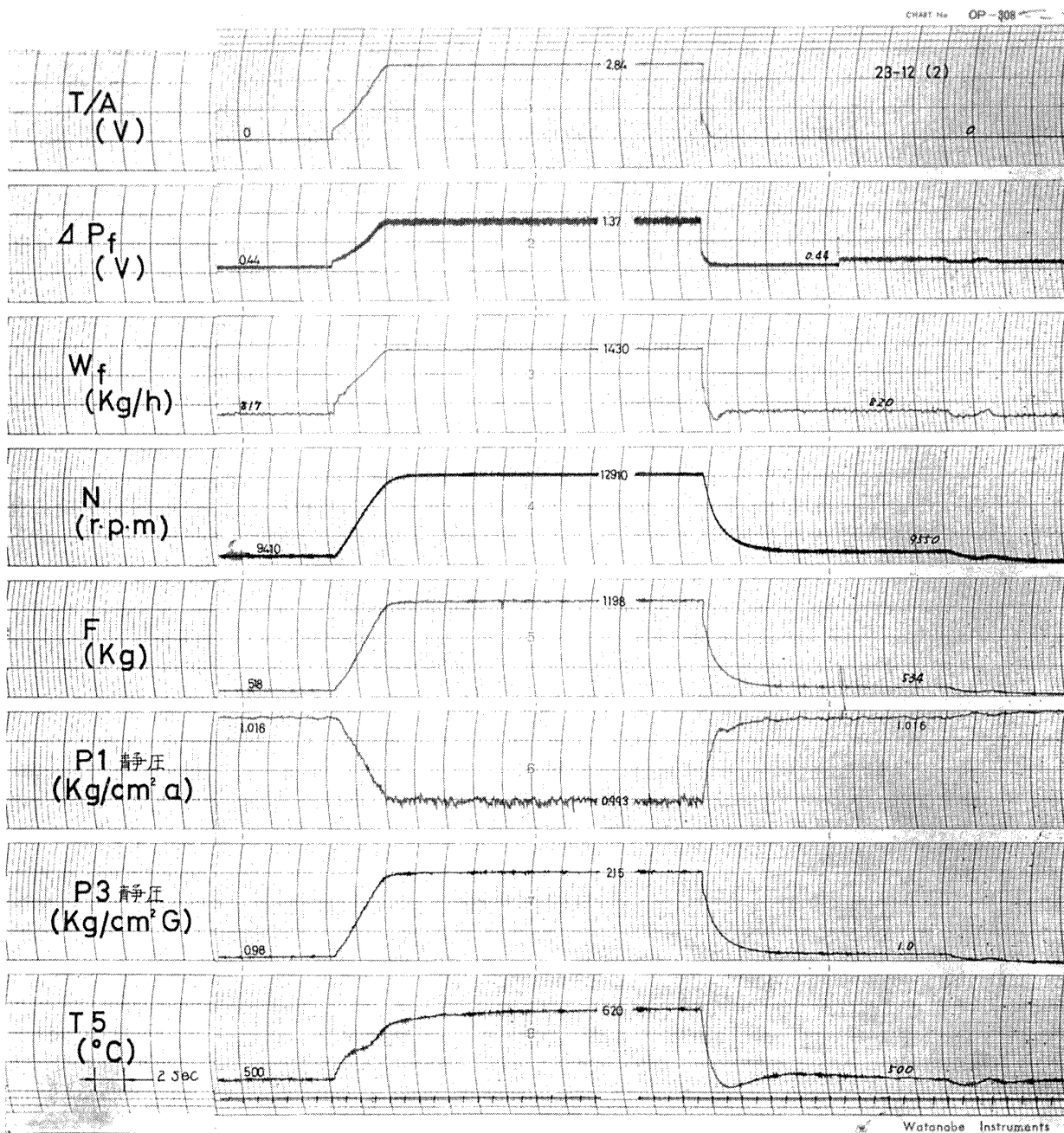


図 49 P_3 制御 (B & a) におけるエンジン諸変数の時間変化
(実験番号 23-12)

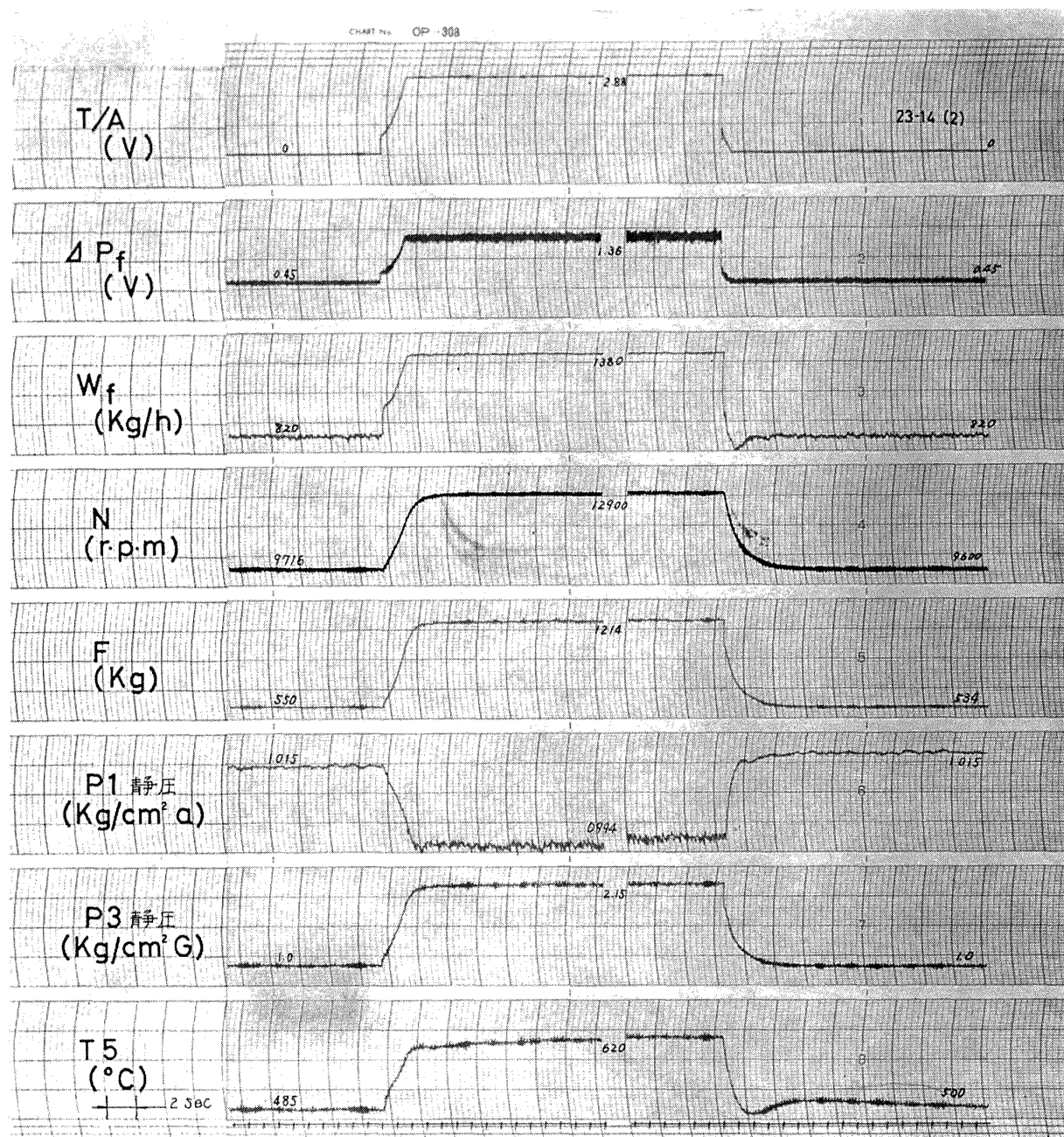


図 50 P_3 制御 (A & a) におけるエンジン諸変数の時間変化
(実験番号 23-14)

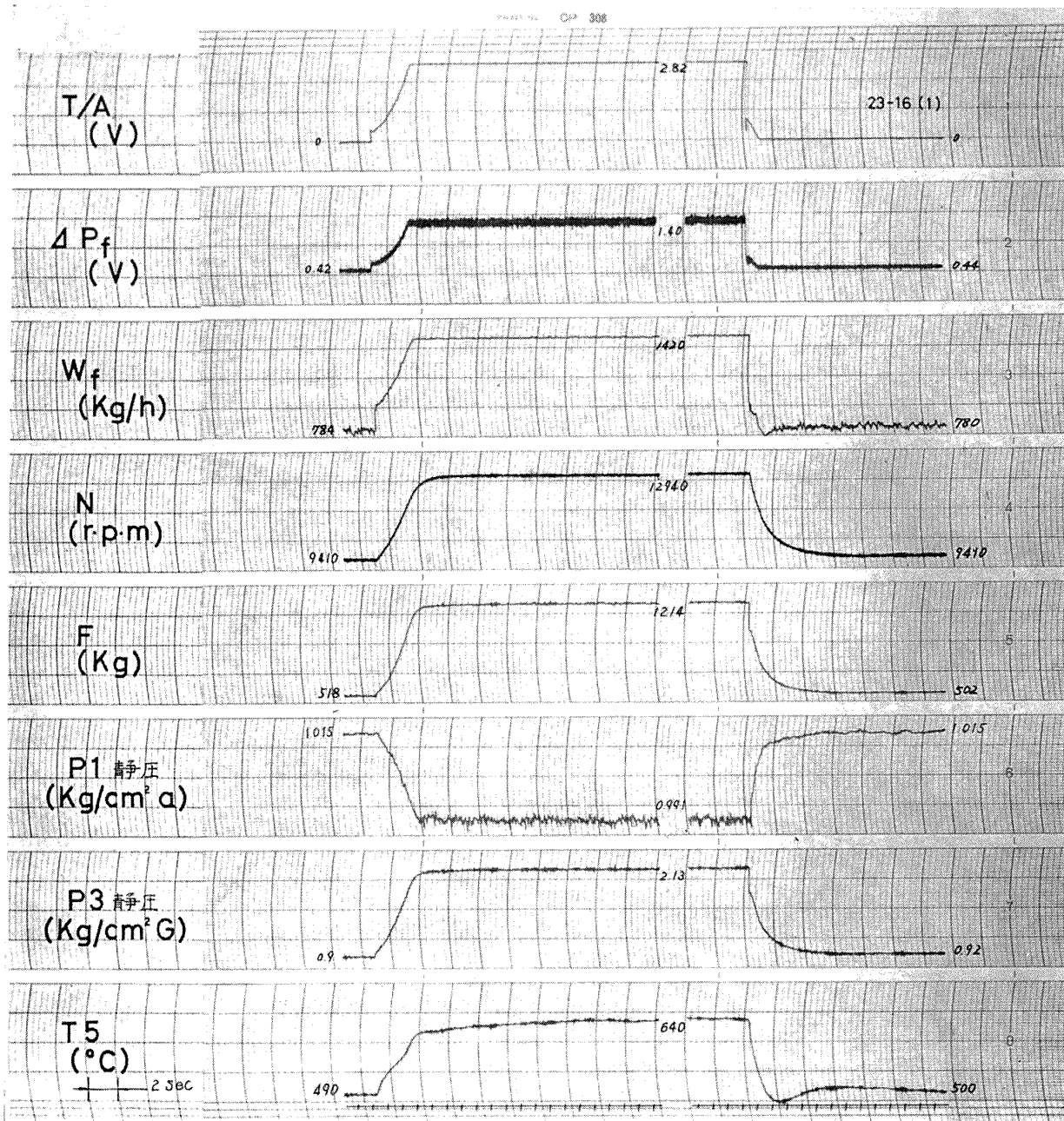


図 51 N 制御 (B & a) におけるエンジン諸変数の時間変化
(実験番号 23—16)

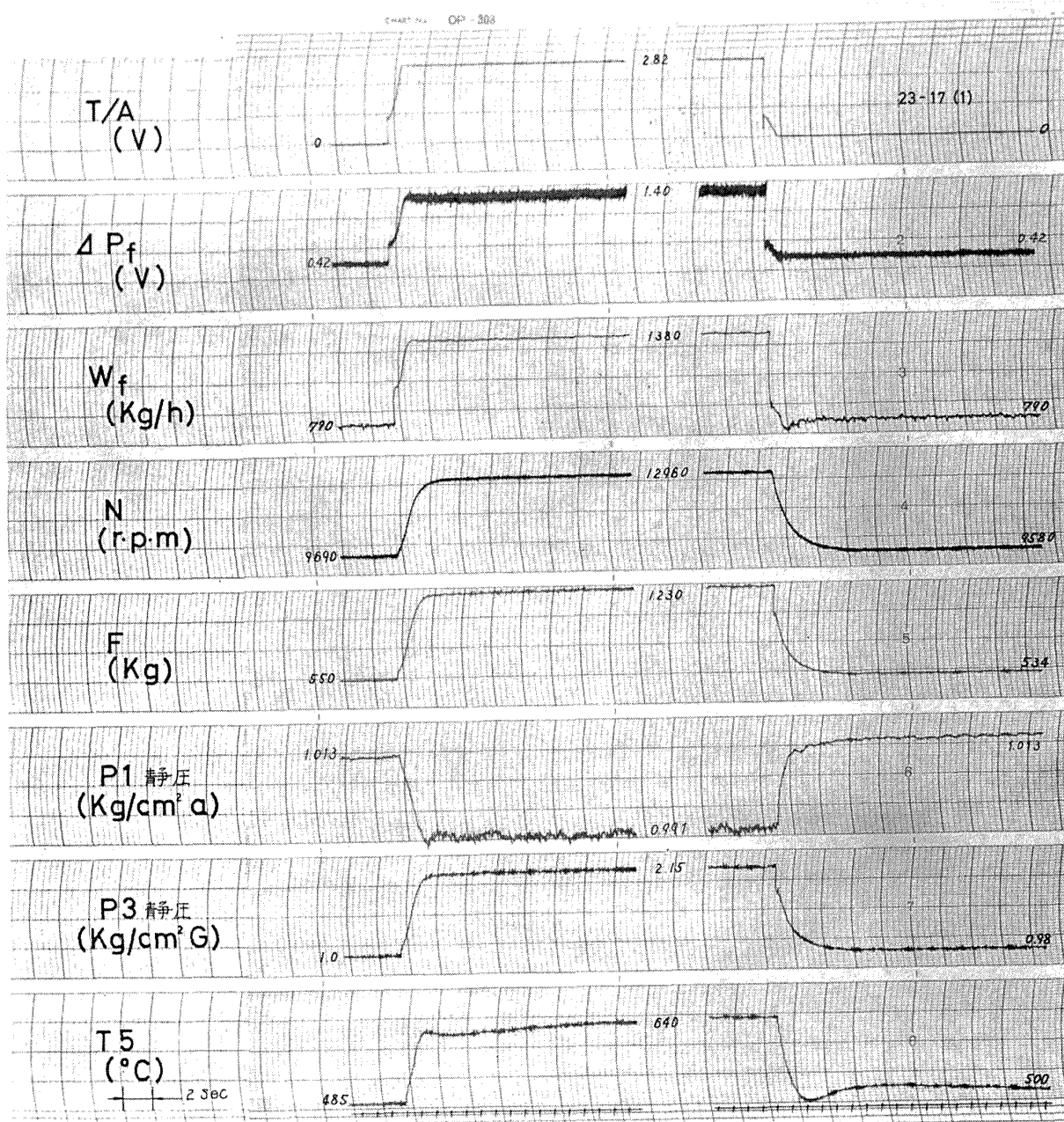


図 52 N 制御 (A & a) におけるエンジン諸変数の時間変化
(実験番号 23-17)

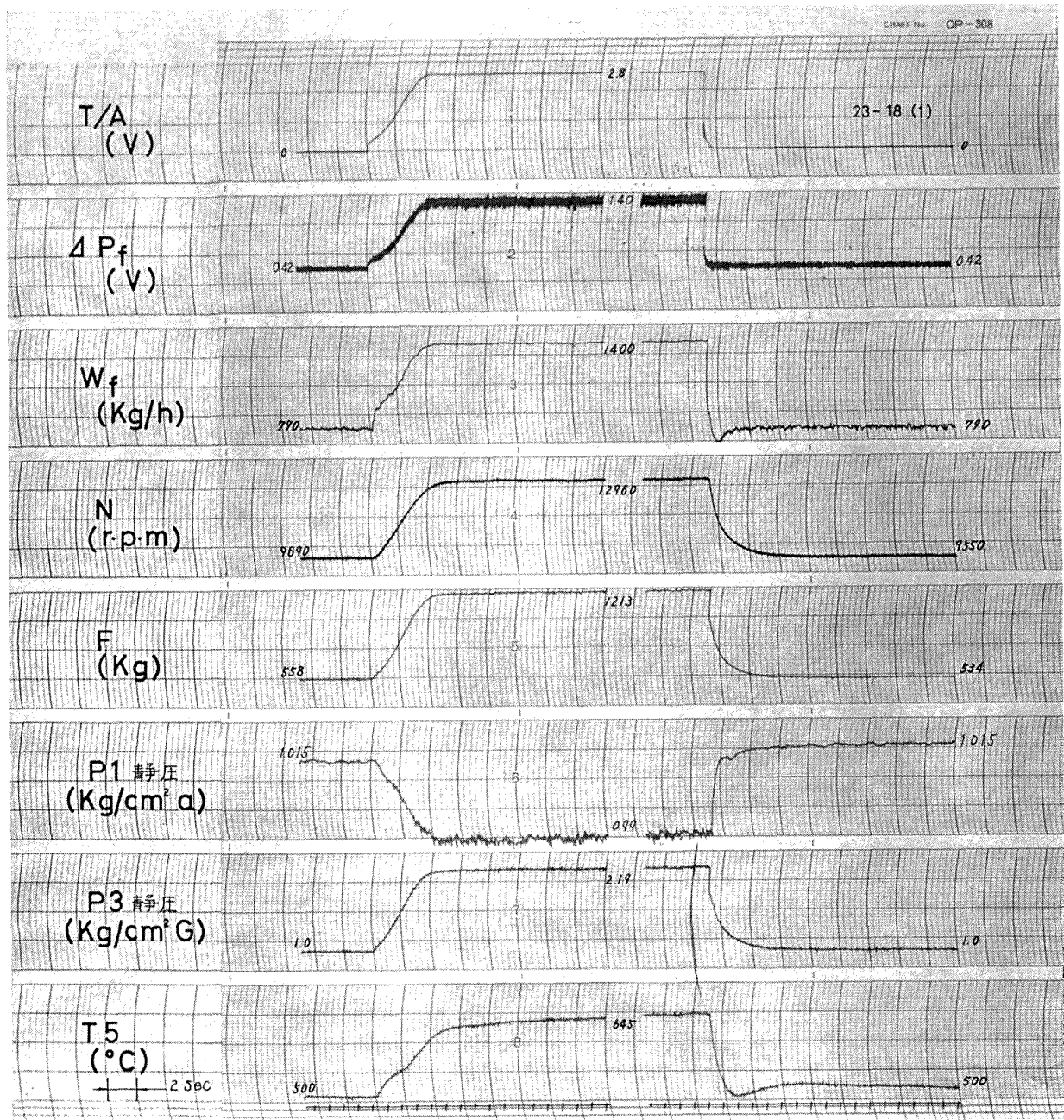


図 53 $N-P_3$ 制御 (B & a) におけるエンジン諸変数の時間変化
(実験番号 23-18)

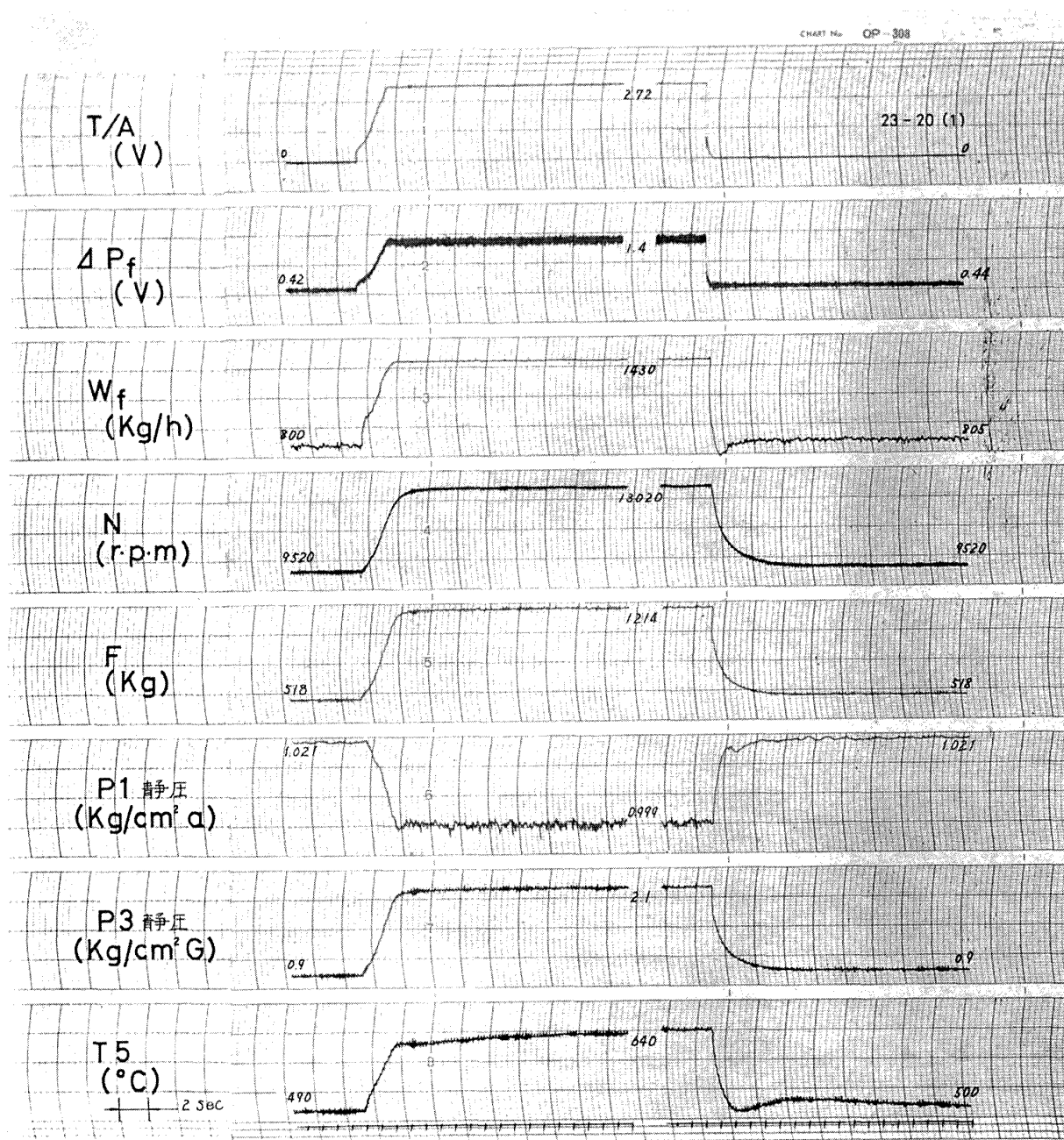


図 54 $N-P_3$ 制御 (A & a) におけるエンジン諸変数の時間変化
(実験番号 23-20)

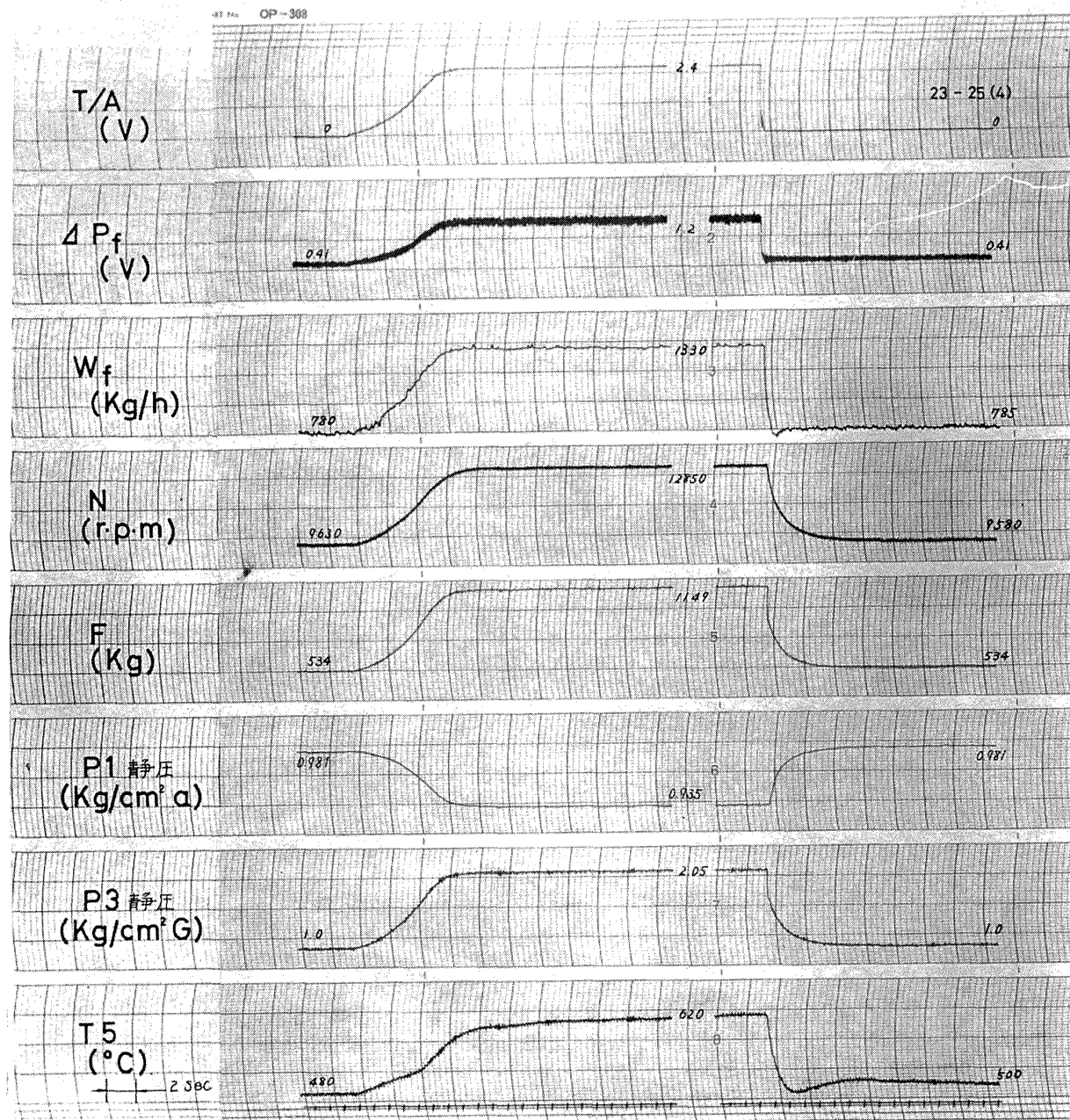


図 55 低圧環境下での $N-P_3$ 制御 (B & a) におけるエンジン諸変数の時間変化
(実験番号 23—25)

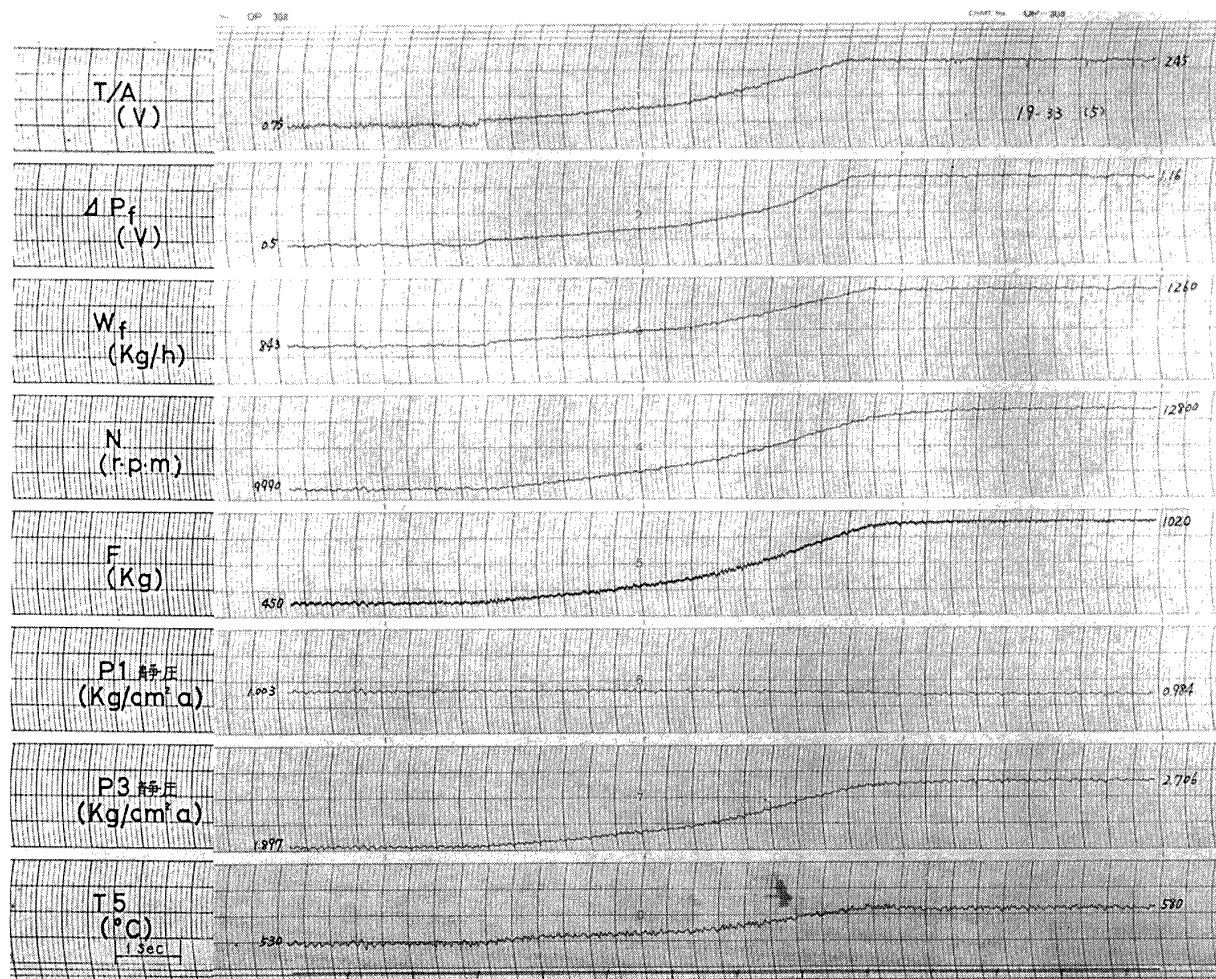


図 55 回転数制御を行なったときのエンジン諸変数の時間変化
(P_3 制御, 実験番号 19—33)

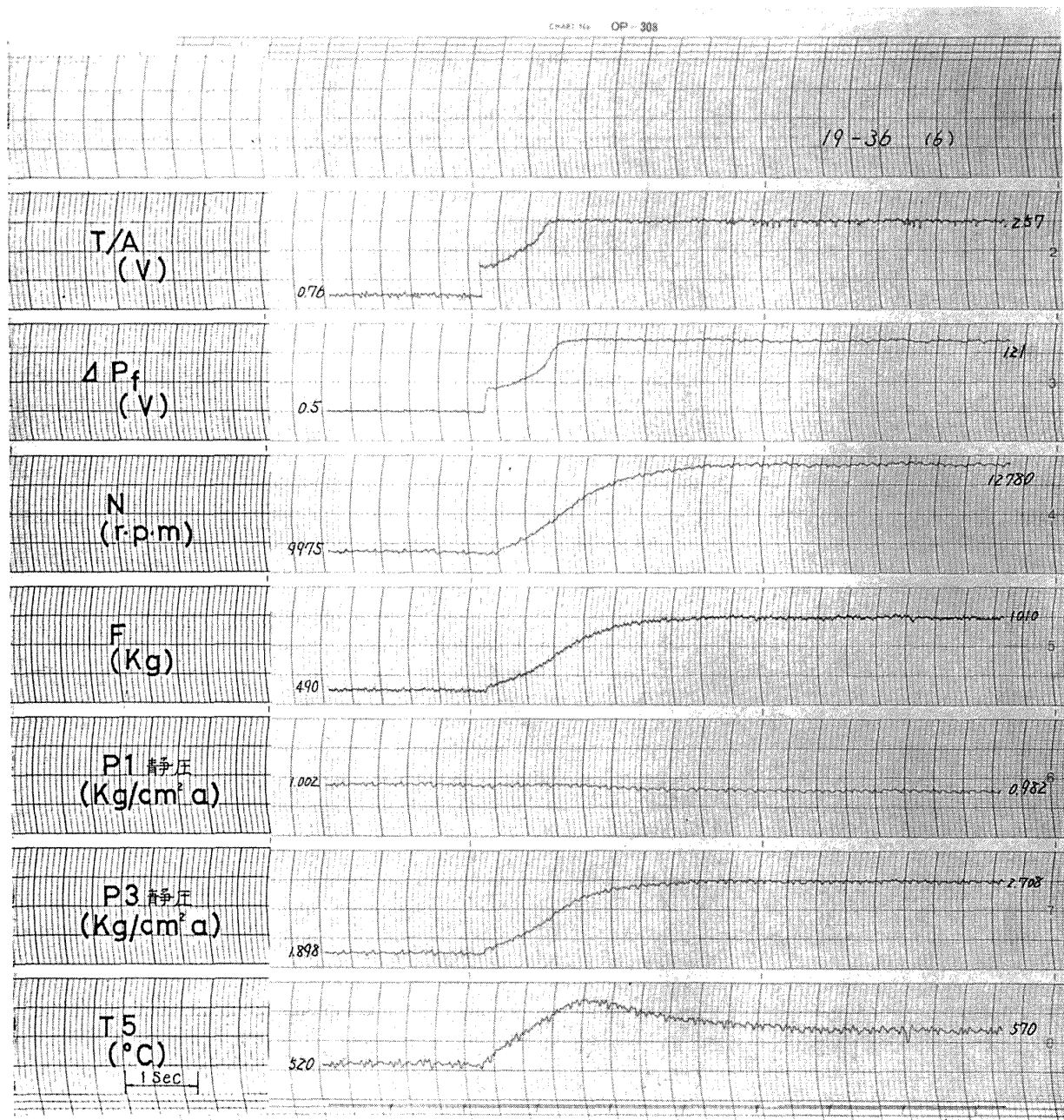


図 57 回転数制御を行なったときのエンジン諸変数の時間変化
(N 制御, 実験番号 19—36)

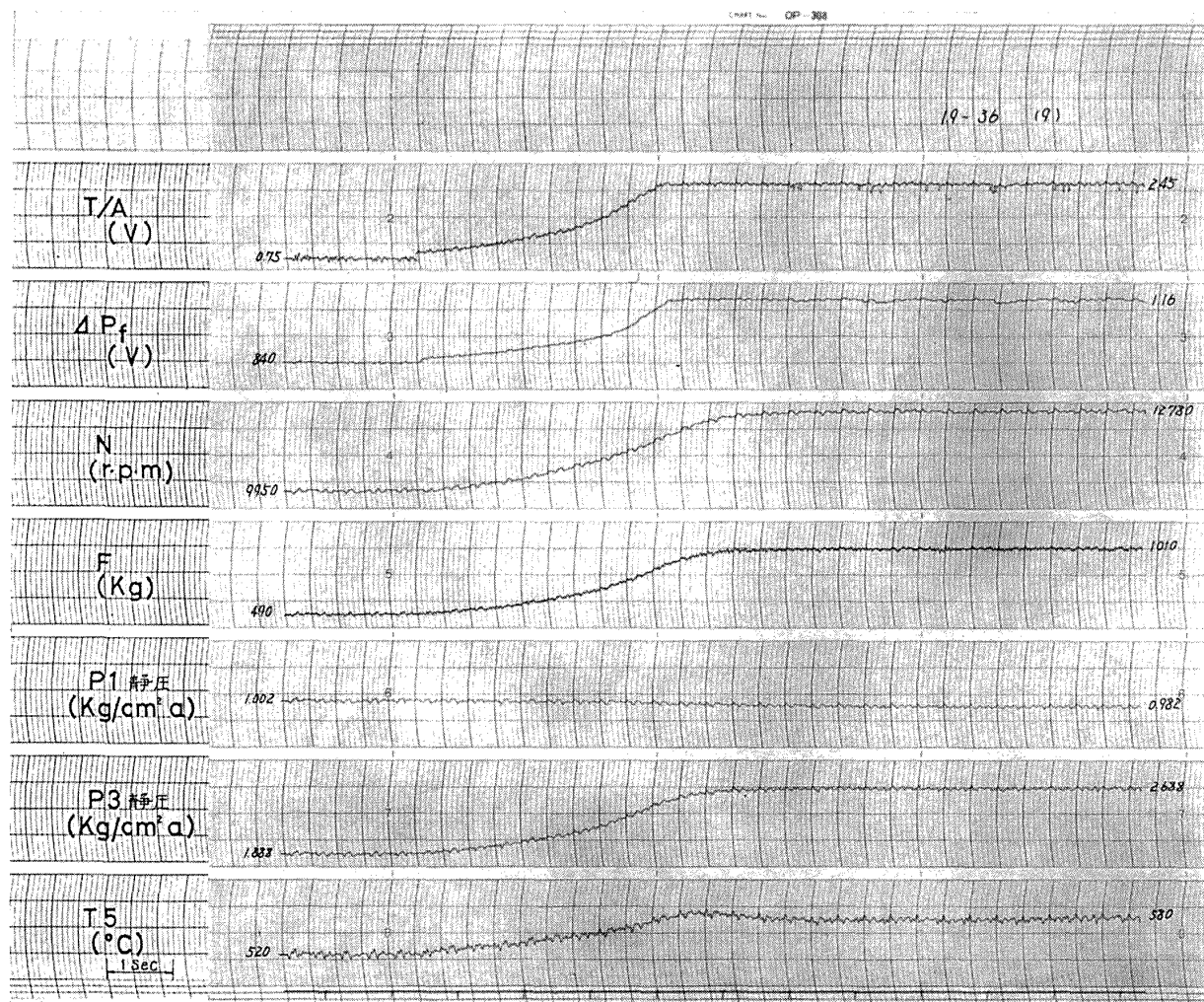


図 58 回転数制御を行なったときのエンジン諸変数の時間変化
(N-P₃ 制御, 実験番号 19-36)

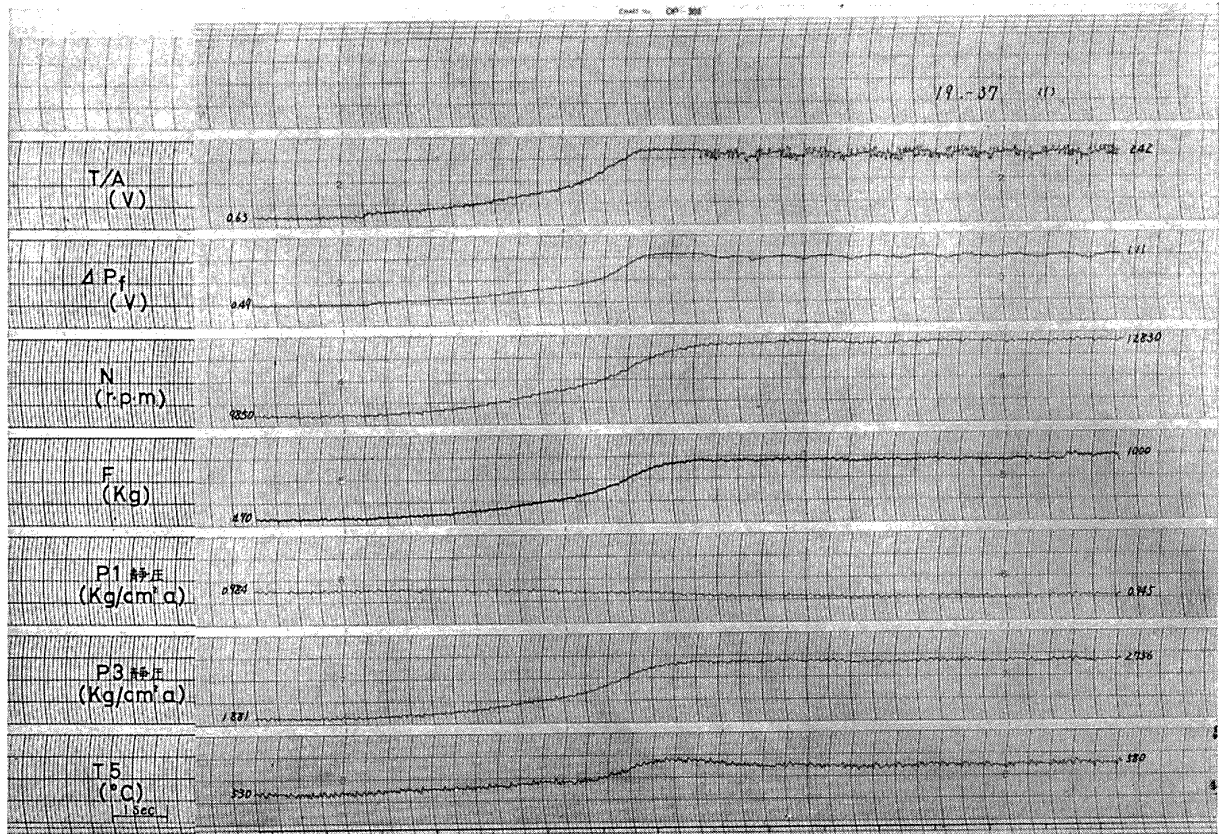


図 59 回転数制御を行なったときのエンジン諸変数の時間変化
(N - P_3 制御, 実験番号 19—37)

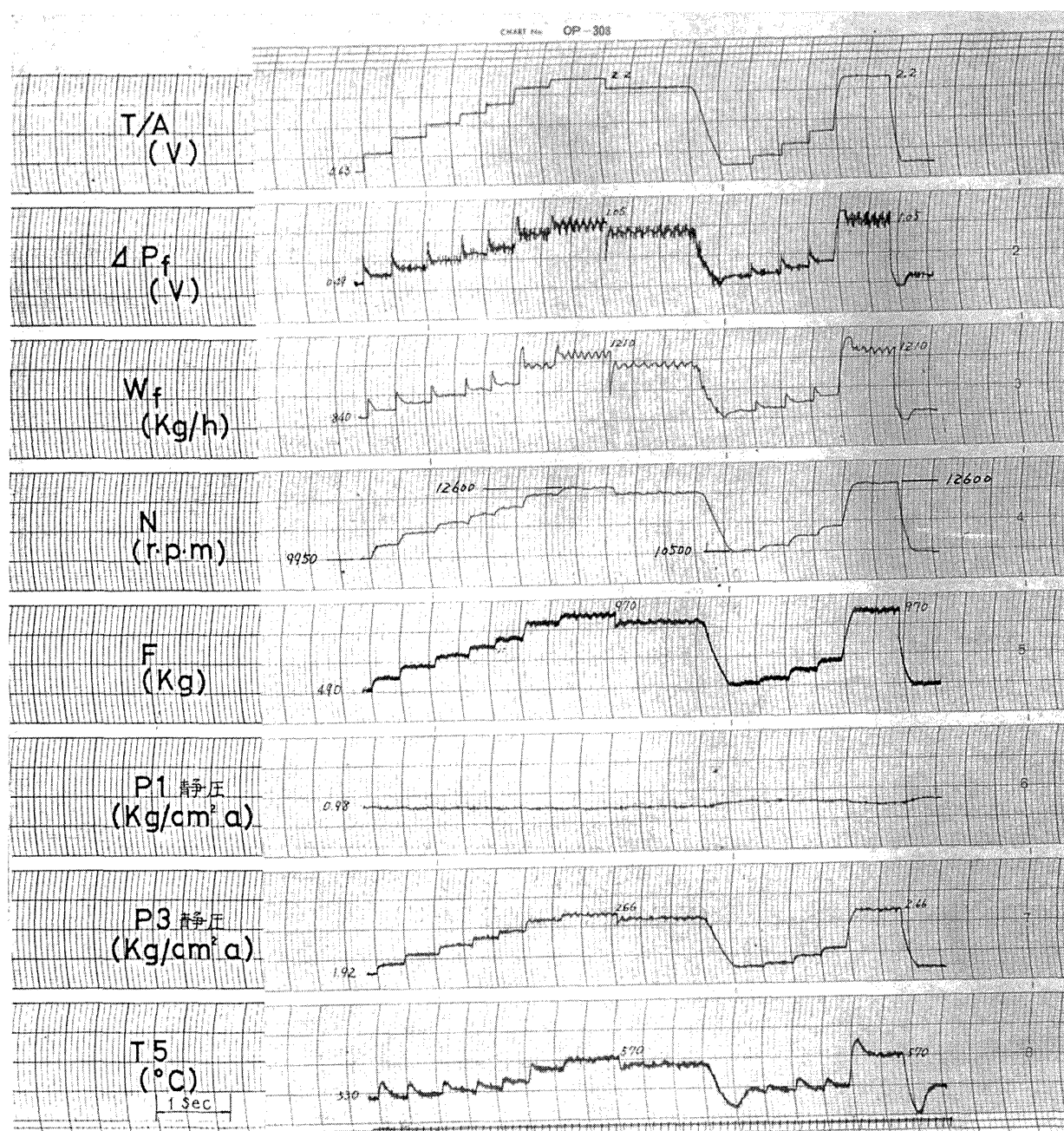


図 60 回転数制御を行なったときのエンジン諸変数の時間変化
(N 制御, 実験番号 19—39)

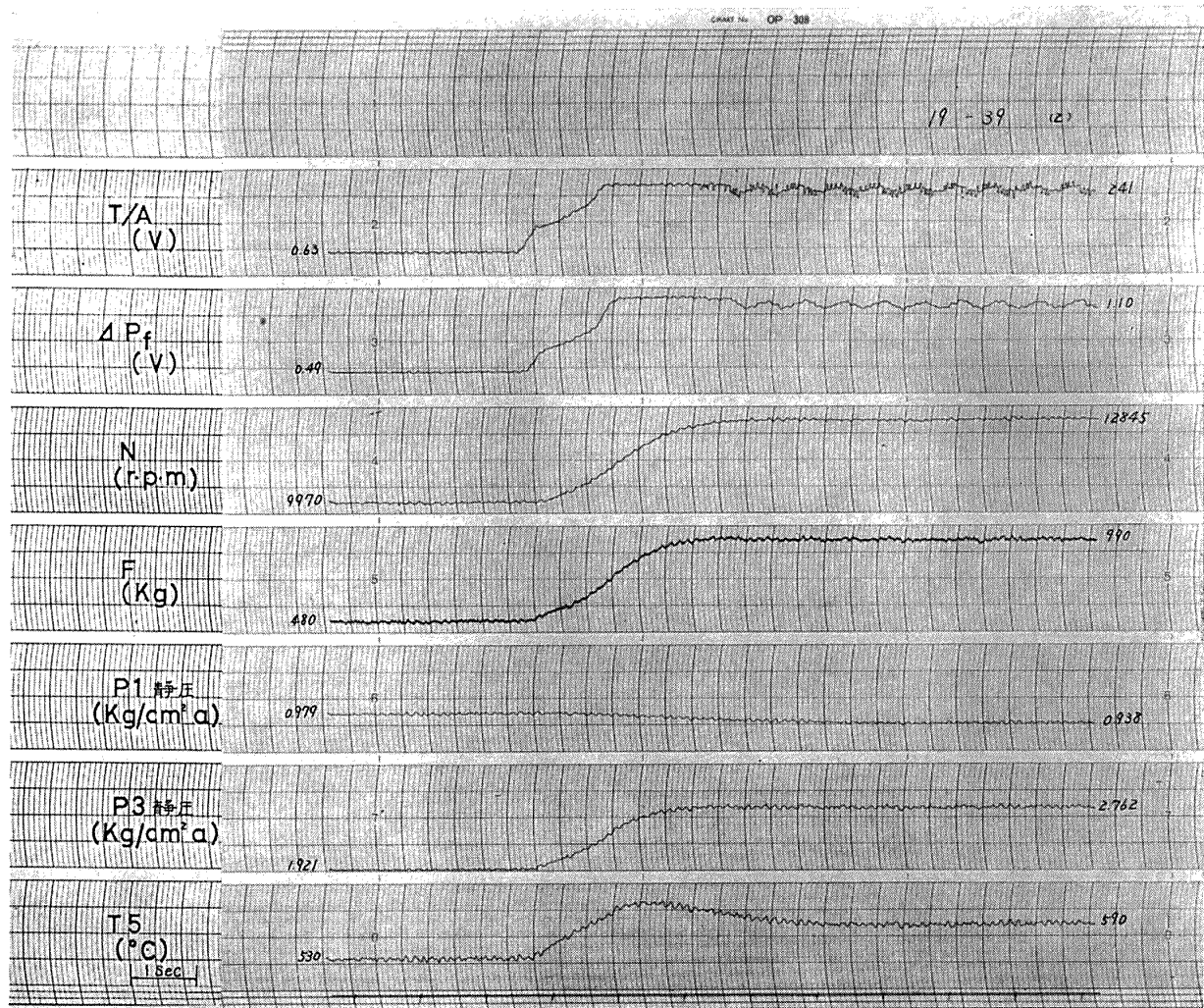


図 61 回転数制御を行なったときのエンジン諸変数の時間変化
(N 制御, 実験番号 19—39)

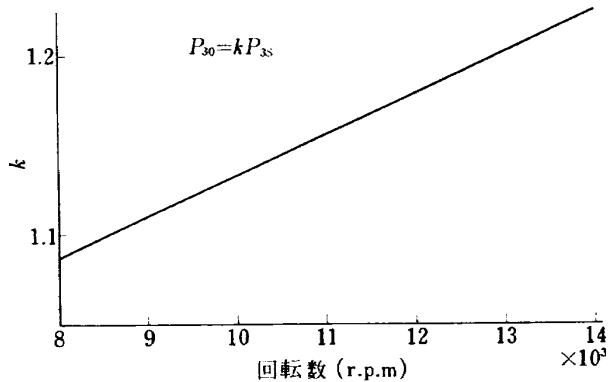


図 62 実験に使用した P_3 静圧 (P_{3s}) と全圧 (P_{30}) との関係

定の燃料流量を供給することが大切である。

図37～61のデータによれば加減速経路が比較的なめらかであり、それを大きくはずれた例がないこと、また加減速の出発点にかかわらず一定の加減速経路をたどることがわかり安定性、再現性ともに良好であることを示している。

図47, 48をみると周囲圧力が変化しても加速経路はほぼ一致していることがわかる。

種々の環境条件に対するデータが揃っていないので一般的な結論として述べることは出来ないがこの程度の環境変化に対しては修正変数の考えでじゅうぶんといえる**。このように安定で再現性のある加減速制御ができたのは前に述べた系を構成する1つ1つの要素

が正しく働いたためである。まず各種センサの分解能、精度などは現在の値で十分といえる。次にセンサ出力信号の処理についていえば、温度、圧力信号を15 Hz の折点周波数を有するアクティブフィルタによってノイズをカットすることが適切であったといえる。

高ゲイン増幅器のゼロ点変動については十分注意する必要がある。本実験においても増幅器のゼロ点については常時注意を払った。 (P_3) 信号についてはわずかの誤差が加減速経路に敏感に影響を与えるので特に

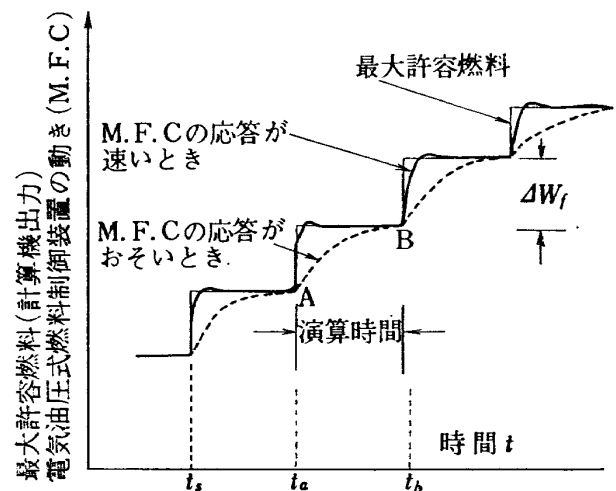


図 63 計算機における演算速度と M.F.C の応答速度との相互関係と加速時の燃料流量の変化のしかた

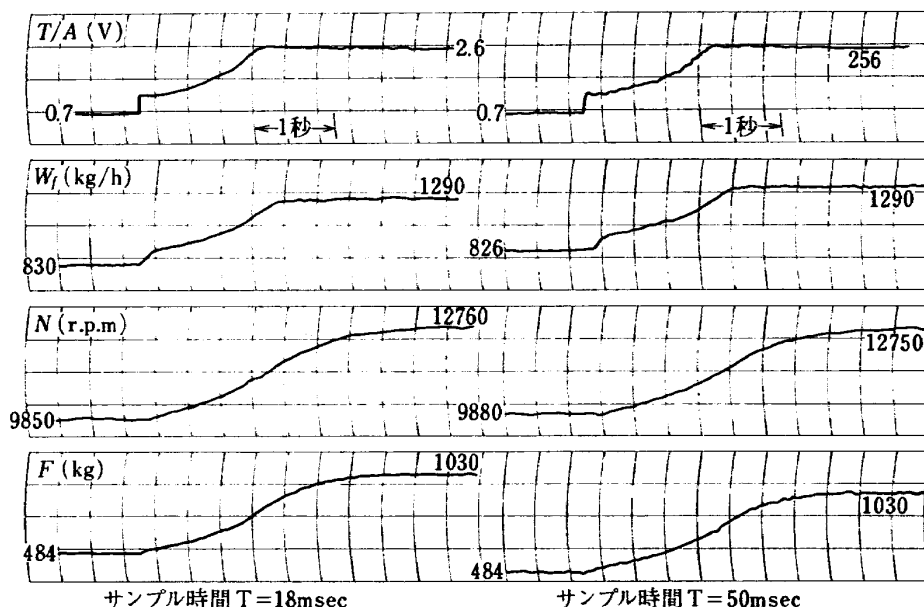


図 64 サンプル時間の影響

** コンプレッサ特性図上に示した加減速経路は環境によって変わらないが、その他のデータは変

化していることに注意を要する。

注意を要する。D-A 変換器, A-D 変換器もその変換精度, 速度ともに十分の性能を有していること, あるいはまた計算機内部での演算が必要な精度を維持して行なわれたことを意味する, そして構成要素のなかで安定性, 再現性を確保するために最も重要かつ種々の問題を含むことが予想される M.F.C. の特性が, その応答速度, 安定性, 精度の点から適当であったことが挙げられよう。

最後に計算機の演算時間(センサ, フィルタ, A-D, D-A 変換器, M.F.C. 等によるおくれ, 計算機における演算などが合計されたものでもよい)と M.F.C. の応答速度の相対関係により加減速経路にでこぼこが生ずることを説明する(図63参照)。 N 制御を例に説明する。時刻 t_s において計算はそのときの回転数を読み込み, それに応じた最大許容燃料流量を計算し, 時刻 t_a でそれに対応したアナログ電圧に変換して M.F.C. を駆動する。時刻 t_a ではまた新たな回転数を読み込みそれに対応した最大許容燃料流量を計算して時刻 t_a にアナログ電圧に変換し M.F.C. を駆動する。時刻 t_a から t_b の間アナログ電圧は一定に保持される。今便宜上演算時間を一定とする, M.F.C. の応答速度が演算時間にくらべてじゅうぶん速いと図に実線で示したように燃料流量は階段状に変化する。M.F.C. の応答速度が演算時間にくらべて遅い場合には図に点線で示すように燃料流量はなめらかに増加する。以上は演算時間を一定にし, M.F.C. の応答速度が変わった場合について述べたのであるが, M.F.C. の応答を一定とし, 演算時間を変えた場合でも本質は変わらない, すなわち, M.F.C. の応答速度にくらべて演算時間が長ければ燃料の増加は段階的になり, 演算時間が短かければなめらかになる。演算時間が M.F.C. の時定数の $1/10$ 程度であれば理想的であろう。本実験で用いた M.F.C. の時定数は 0.12 秒程度あり演算時間は 5~7 msec 程度であるから加減速経路のなめらかさに問題はない。図63は演算時間(計算機での計算時間, A-D, D-A 変換時間の和)が約 50 msec のときの実験データである。D-A 変換器出力は階段状に増加しているが, M.F.C. の応答性によって燃料流量はなめらかに増加している。

演算時間が比較的長く, D-A 変換器出力がなめらかでないときに D-A 変換器出力にフィルタをつけることも考えられるが, 加減速制御だけでなく回転数制御も行なうときには系の安定性からいうと好ましくない。この場合には加減速制御用 D-A 変換器と回転数制御用 D-A 変換器とを設ける等の工夫が必要とな

る。

(2) 回転数制御に関する実験結果とその考察

回転数制御系を閉ループとした時の加減速制御実験データを図40~42, 及び図56~61に示す。

今回の実験においては定常時の回転数設定精度は全作動範囲において最高回転数の約 $\pm 0.5\%$ 以内に行うことができた。またステップ状の回転数指令に対して過渡時のオーバシュート, アンダーシュートは約 5% 程度であった。これらの値は一般に要求されている設定回転数精度 ($\pm 0.2\%$ 以内), 最大オーバシュート ($\pm 3\%$ 以内) を満していない。しかし回転数センサーの精度向上, プログラムの修正などにより, より向

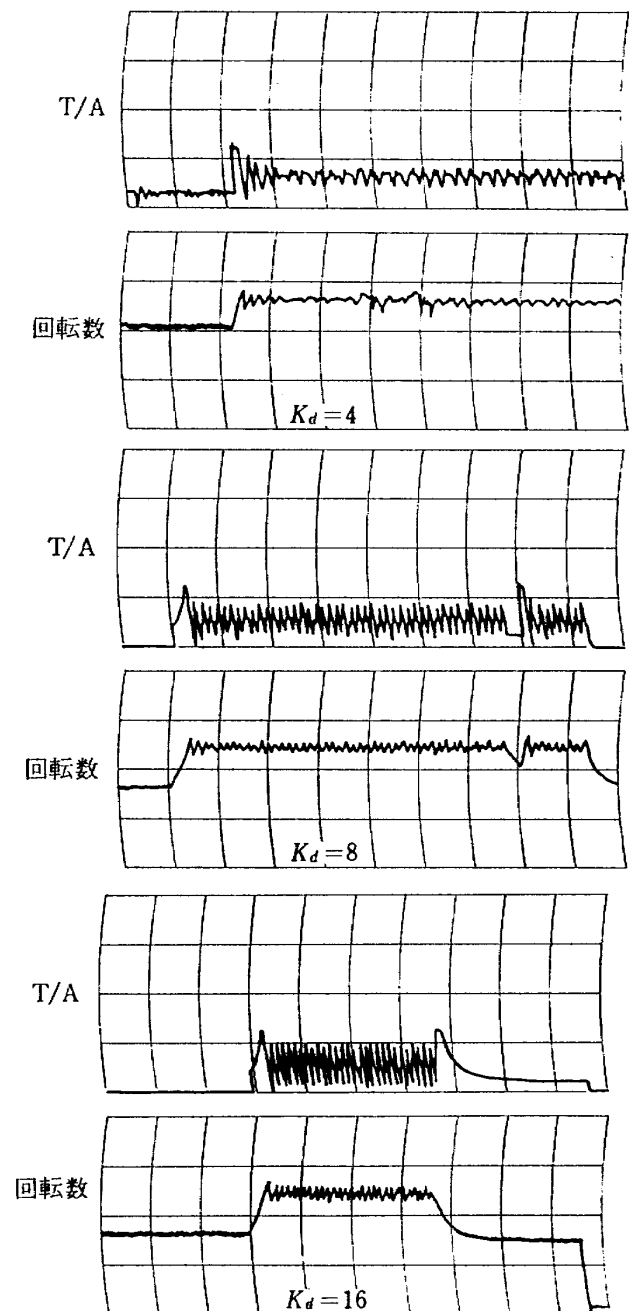


図 65 進み補償の回転数制御への影響

上させ得る可能性を見出している。

前にも述べたように、回転数制御に関する理論的考察および制御パラメータを変えたときの回転数制御特性の変化の様子の実験的な考察は次回の報告にゆずることとし、今回の実験ではあらかじめシミュレーションあるいは計算などにより適切と思われる制御パラメータを用いた実験が主であった。しかし今回の実験で得られたデータで比較的その傾向がはっきりしているものだけをひろってみる。図65は、図30に示したブロック図中における K_d (進み補償) の値を変えて、不安定な系を安定化させようとした時のデータである。これより、進み補償 K_d は系の安定化には役立たず、むしろノイズのみを拡大する傾向さえある。図66は図30に示したブロック図中における K_p (比例) の値を変えた時のデータである。ゲインの増加とともに、D-A 変換器出力 (T/A) が振動的になり、これは燃料流量の振動をもたらし、エンジン推力の振動を引き起こす。

図60は加減速ステップの幅を小さくとしたときのエンジンの応答の様子を示す。

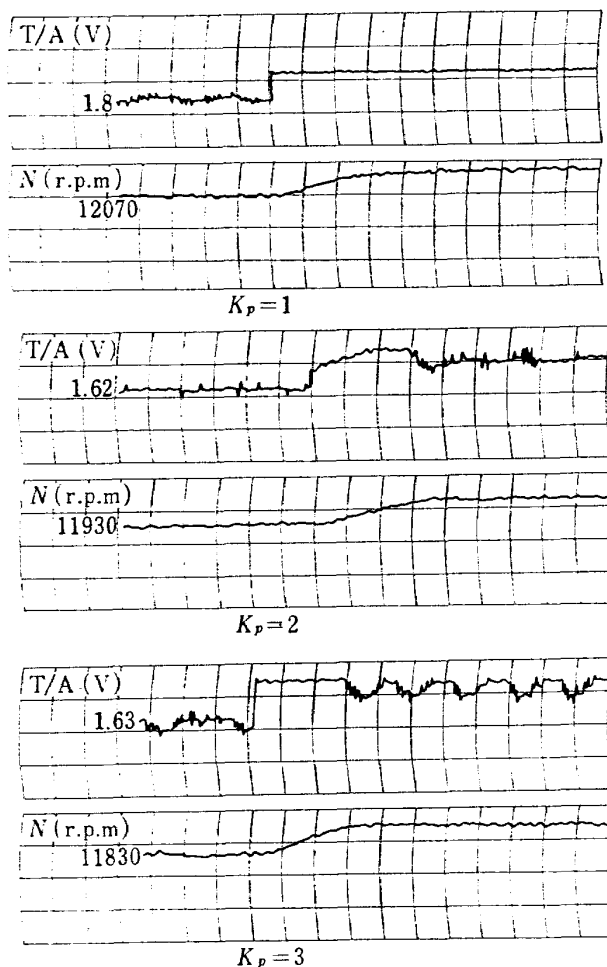


図 66 比例ゲインの影響

7. 結 論

以上、デジタル計算機およびその周辺機器から成る制御装置によって、試験用ジェットエンジン JR 100H, JR 100F を用いて、アイドル点以上の作動範囲における加減速制御、回転数制御を行ない良好な結果を得たが、その主な成果を要約すれば次のようなものが挙げられる。

- (1) 小形計算機を中心とした周辺機器、各種センサ、電気油圧式燃料制御装置等の性能が、ジェットエンジンのデジタル計算機制御という目的に対して満足のいくものであることが実証された。
- (2) 単軸幾何学的形状固定のジェットエンジンとそのアイドル点以上の作動範囲において、任意の作動点から別の任意の作動点に安定に、速やかに設定しなおすことのできる基礎的なソフトウェアを作ることができた。
- (3) 上記のハードウェア、ソフトウェアの組合せによるデジタル計算機によるジェットエンジンの制御が、従来の油圧—機械式的ものに較べて、加減速経路の安定性、再現性および回転数設定精度の面において優るとも劣らないものとなり得ることで示された。
- (4) 実際のエンジンのコンプレッサ特性図上の加速経路は、エンジンの静的に計測されたデータから求められる計画加速経路よりも低圧力側を走り、この程度は N 制御より P_3 制御、 $N-P_3$ 制御において著しい。
- (5) (4)で述べた結果は、デジタル計算機によるジェットエンジンの制御のすぐれた融通性によってはじめて知り得たものであり、今回の実験において随所にその利点が見出された。

一方、回転数設定精度、オーバシュート量、コンプレッサ出口圧力 P_3 の正確な検出、等のいくつかの問題点が見出され、ハードウェア、ソフトウェア両面から改善する必要があることがわかった。

文 献

- 1) "The Electronic Control of Gas Turbine Engines" A. Sadley
Journal of the Royal Aeronautical Society
July 1965
- 2) "Experimental Investigation of a Surge Control on a Turbo Jet Engines"

Nouik, D. Heppler, H. and Stiglic, P. M.
NACA RME 55H 03

3) 「超軽量ジェットエンジン試作1号機 (JR-100) の燃焼器 (I)」

大塚 貞吉他, 航技研資料 TM-68

4) 「気流全温度測定装置の試作」

西尾, 能瀬他, 航技研資料 TR-260

付 録

ここでは, 計算機制御実験に使用した各種装置のうち, 計算機とその入出力機器との結合を行なわせる為のインターフェイスについて, その動作, 機能, 構成の概略を述べる。

1. インターフェイスの概要

先に述べたように, この装置は我々使用者が必要な任意の機器を計算機と結合し, 動作させるもので, 当

然標準入出力機器の動作命令以外に追加した機器を動作させる新たなソフトウェア上の命令, およびその命令を実行し, 希望する動作を行なわせる為のハードウェアが必要となる。それ故, インターフェイスはハードウェア, ソフトウェア双方から考慮しなければならない。

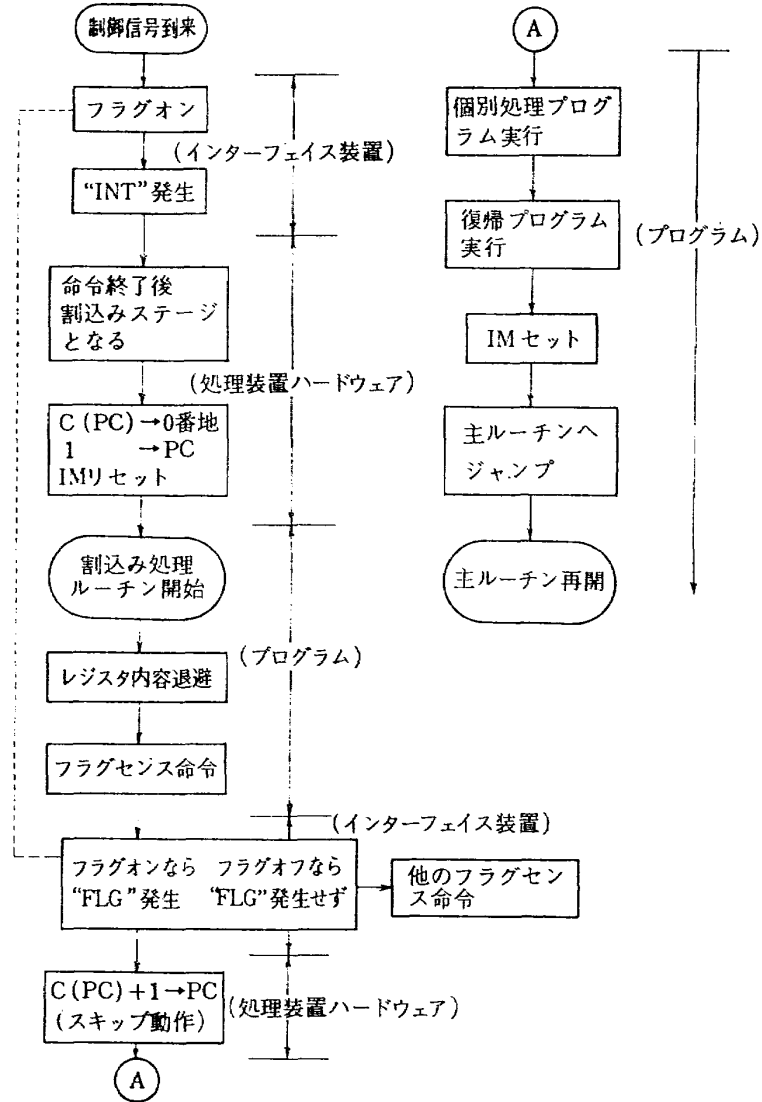
今回製作したインターフェイスは, プログラムによる入出力機器の制御, データ転送 (アキュムレータを介したデータ転送) 割込み等の機能を有し, 汎用性を持たせる事に重点を置いた。また製作を容易にする為にデジタル集積回路 (DTL) 素子を全面的に採用した。以下に今回製作したインターフェイスの各機能要素について述べる。

付表1に本インターフェイスを構成する際に必要な信号線名および機能を示す。

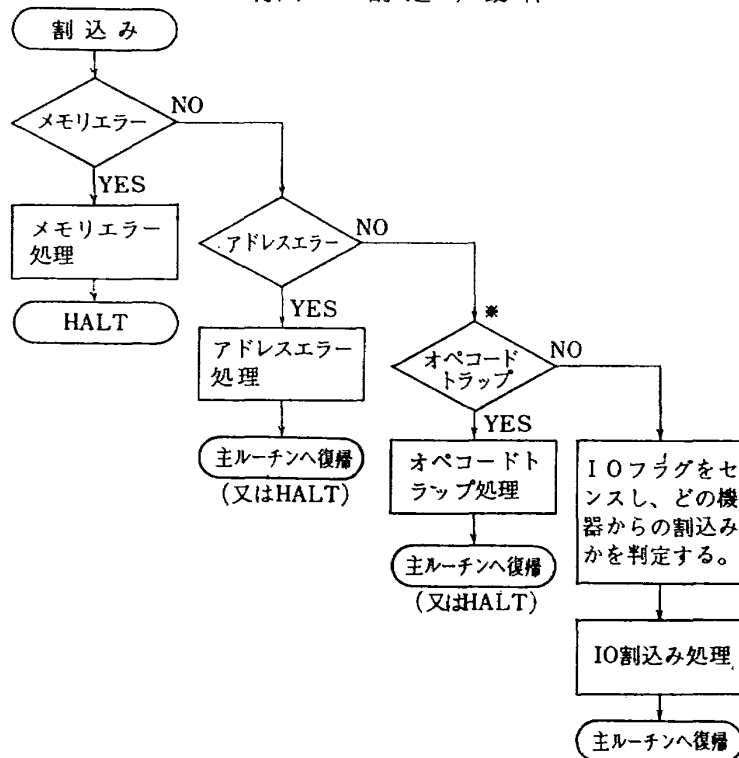
付表 1 入出力インターフェイス信号一覧

処理装置から見た	信号名	信号略称	本数	適用 (注1)		意味と動き
				低速入出力制御	高速入出力制御	
出力信号	SERVICE QUALIFIER	SQL	2	L	L	データ転送が行なわれている状態を示す
	IO ORDER	ODR	4	L	—	入出力装置に対する種々の動作を指定する
	DEVICE NUMBER	DVN	6	L	—	入出力装置を指定する
	DATA OUT	DOT	16	L (AC の内容)	L (MB の内容)	16ビットのデータ
	STROBE	STR	1	P	P	ストロブパルス
	REQUEST ACKNOWLEDGED	ACK	1	—	P	AINを受け取ったことを入出力装置に知らせる
	SET INTERRUPT	SINT	1	—	P	データ転送を終らせ入出力割込みを起こすよう指示する。間接モード高速データ転送で用いられる
	OPERATION	OPER	1	L	L	処理装置がサービスを要求を受付けようことを示す
	GENERAL RESET	GRES	1	P または L	P または L	入出力装置を初期状態にリセットする
入力信号	SERVICE REQUEST	REQ	1	—	L	データサービスを要求する
	REQUEST QUALIFIER	RQL	3	—	L	動作モード (転送モード, 入力, 出力) の指定
	ADDRESS IN	AIN	15	—	L	アドレス情報
	DATA IN	DIN	16	P (AC へ)	L (MB へ)	16ビットのデータ
	IO INT	INT	1	L	L	入出力割込み考案信号
	IO FLAG	FLG	1	P	—	センスされた入出力装置が返事として送るパルス
合 計			70			

注 1) L はレベル, P はパルス, — は使用しないことを示す。



付図3 割り込み動作



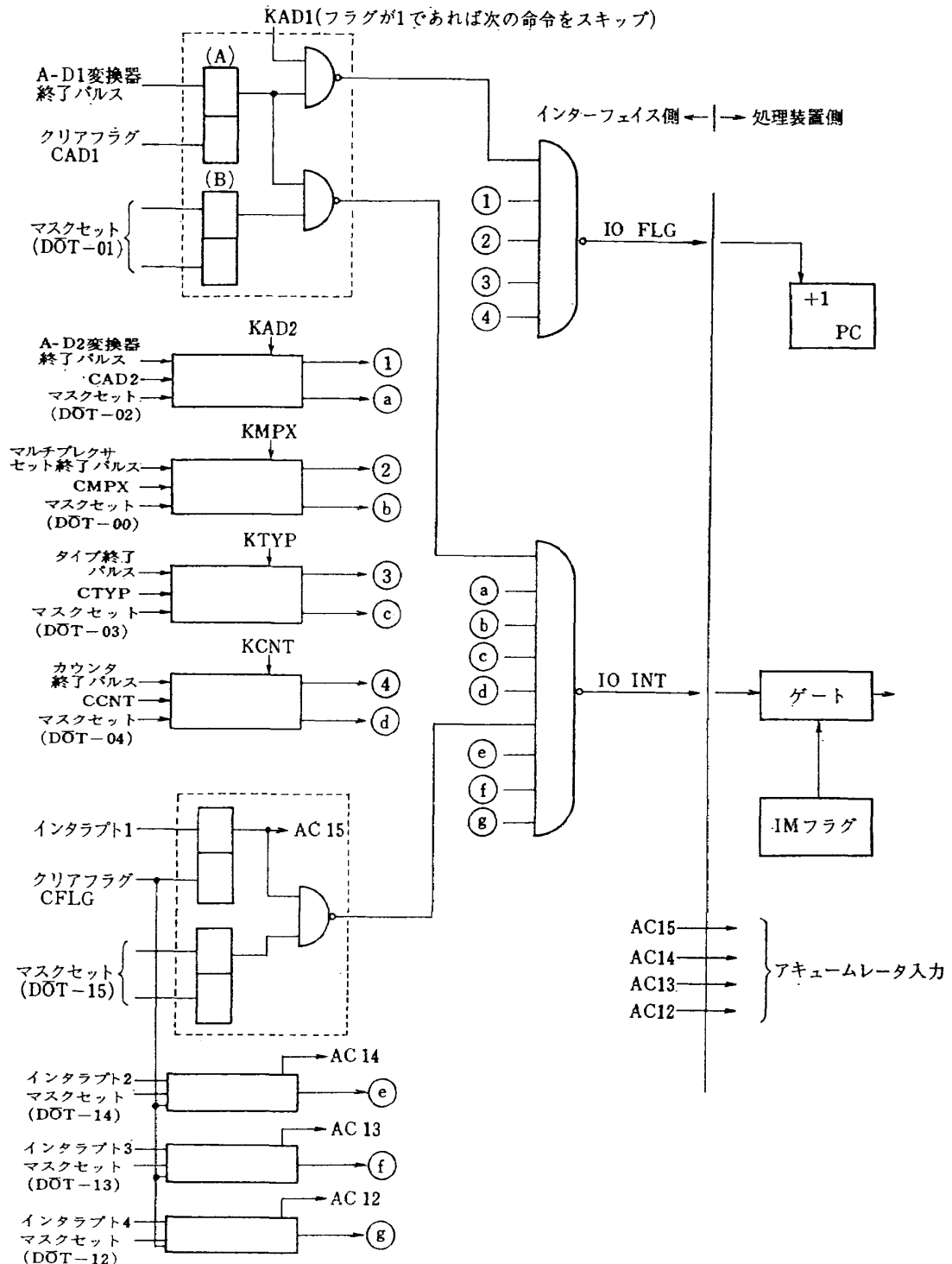
付図4 割り込み要因の解析プログラム流れ図

を果す。次にフラグは1種のステイタスフリップフロップで、入出力機器の動作状態判別、割込み要因として働き、割込み機能と組合わせる事により、能率の良いプログラムを作る事ができる。

3.1 割込み動作の概要

付図3および付図4に、割込み発生時における、ハードウェア、ソフトウェア上の処理動作の流れを示す。外部機器からの割込み信号（フラグが“1”か又

は手動割込み）が発生すると、割込み発生時における命令の実行終了後、割込みステージとなり、以後の割込みを禁止 IM (INTERRUPT MASK) フリップフロップをリセット）する。次にメインプログラムの再開始アドレスをメモリの0番地に格納し、各レジスタ、アキュムレータ (AC), 拡張アキュムレータ (EC), キャリレジスタ (CAR) の内容をメインプログラムへの復帰に備えメモリに退避させる。次に割込



付図5 割込み及びフラグセンス回路

み要因の解析（付図4参照）を行い、各割込み要因に指定された割込み処理ルーチンを実行した後、アキュムレータ、拡張アキュムレータ、キャリレジスタの内容を割込み発生時点の状態に復帰し、IMフラグをセットしてメインプログラムを再開する。

3.2 割込み及びフラグセンス回路

付図5に割込みおよびフラグセンス回路のハードウェアの構成を示す。ここで図中のA-D変換器のフラグおよび割込み回路例について考える。まず計算機からのA-D変換開始（SAD, 付表2参照）指令によりA-D変換が始まる。変換が終了した時点でA-D変換器は変換終了パルスが発生（付図13参照）し、付図5中のフリップフロップ(A)をセットする。フラグとはこのフリップフロップを指す。フラグの状態を知るには、フラグ検出命令（KAD 1）から正方向のパルスを加え、それによって論理積出力“1”が1500 ns以内にIOFLG線上に現れれば（付図6参照）、計算機内部

でプログラムカウンタ（PC）に1を加算し、KAD 1の次の命令をスキップする。この動作により計算機はA-D変換器の状態を知る事ができる。またフラグの状態と付図5中のフリップフロップ(B)の論理積出力をIO INT線上加え、この状態が“1”になると計算機はIMフラグが“1”であれば割込みを起す。故にフリップフロップ(B)は、個々の機器から割込みを許可するかどうかを決定する事ができる。フリップフロップ(B)はマスクフリップフロップと呼ばれ、各々の機器のマスクフリップフロップは付図7のようにアキュムレータの各ビットと接続されており、マスクセット（MSK）命令（付表2参照）によって割込みを許可しようとする入出力機能をプログラム上で任意に指定できる。またIMフラグは全ての機器に対しての割込み動作をつかさどる。

手動割込み（インタラプト1～インタラプト4）はフラグ判定回路がなく、フラグ“1”、“0”の判定は

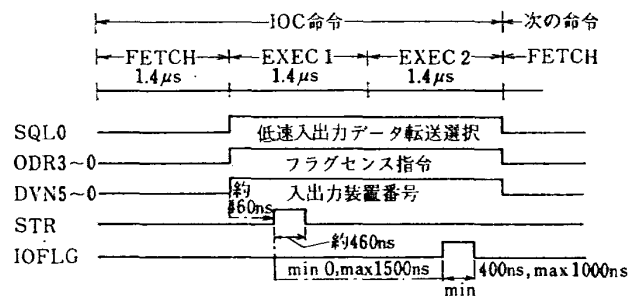
付表2 インターフェイス命令表

命 令 内 容	略 号	DVN (OCTAL)	ORDER (OCTAL)	MEMORY の内容	備 考
SELECT MPX. CH.	SMPX	20	0	(7200) ₁₆	
SKIP IF MPX. FLAG	KMPX	20	1	(7201) ₁₆	
CLEAR MPX. FLAG	CMPX	20	2	(7202) ₁₆	
A-D START	SAD	21	0	(7220) ₁₆	
READ A-D 1	RAD 1	22	0	(7250) ₁₆	
SKIP IF A-D 1 FLAG	KAD 1	22	1	(7241) ₁₆	
CLEAR A-D 1 FLAG	CAD 1	22	2	(7242) ₁₆	
READ A-D 2	RAD 2	23	0	(7270) ₁₆	
SKIP IF A-D 2 FLAG	KAD 2	23	1	(7261) ₁₆	
CLEAR A-D 2 FLAG	CAD 2	23	2	(7262) ₁₆	
OUTPUT TYPE	OTYP	24	0	(7280) ₁₆	
SKIP IF TYPE FLAG	KTYP	24	1	(7281) ₁₆	
CLEAR TYPE FLAG	CTYP	25	2	(7282) ₁₆	
COUNTER START	SCNT	25	0	(72A0) ₁₆	
READ COUNTER	RCNT	26	0	(72D0) ₁₆	
SKIP IF COUNTER FLAG	KCNT	26	1	(72C1) ₁₆	
CLEAR COUNTER FLAG	CCNT	26	2	(72C2) ₁₆	
D-A CH. SET	SDA	27	0	(72E0) ₁₆	
D-A OUTPUT	ODA	30	0	(7300) ₁₆	
SKIP IF D-A FLAG	KDA	30	1	(7301) ₁₆	予 備
CONTROL SET	SCRL	31	0	(7320) ₁₆	
MSK SET	MSK	32	0	(7340) ₁₆	
READ FLAG	RFLG	33	0	(7370) ₁₆	
SKIP IF FLAG	KFLG	33	1	(7361) ₁₆	予 備
CLEAR INTERRUPT FLAG	CFLG	33	2	(7362) ₁₆	

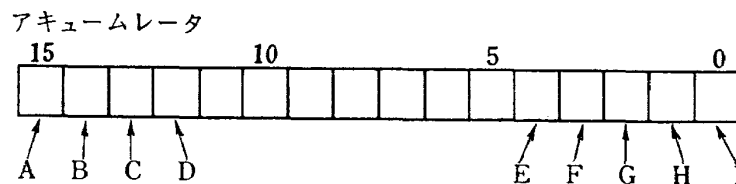
アキュムレータに読み込み、状態を判定する。付図 6 にフラグセンスのタイミングを示す。

以上が本インターフェースの割込みおよびフラグセンス機能の概略である。今回使用した計算機は強制割込み回路がなく、複数の機器が 1 本の標準割込みの

回路に入っており、ハードウェア的には優先順位はない。従って割込み解析プログラムを作成する際に、割込みの優先順序、発生頻度、時間的ばらつき等の要素により割込み解析プログラムをそのシステムに適したものを作る必要がある。



付図 6 フラグセンスのタイミング



	割込み許可機器	16進表示
A	インタラプト 1	8000
B	インタラプト 2	4000
C	インタラプト 3	2000
D	インタラプト 4	1000
E	カウンタ	0010
F	タイプライタ	0008
G	A-D 2 (低速)	0004
H	A-D 1 (高速)	0002
I	マルチプレクサ	0001

付図 7 マスクビット割当

4. デジタルデータの入出力

インターフェイスを介して入出力機器と計算機を接続する場合、機器の制御命令以外に測定した結果、又は計算結果などのデータの受け渡しも必要である。今回製作したインターフェイスはアキュムレータをデータ転送のバッファレジスタとして用い、プログラム上で任意の機器を指定し、データの入出力ができる。

4.1 計算機へのデータ入力

付図8にデータ入力回路を示す。図から明らかなように各機器毎に1つの入力ゲートを持ち、各々のゲート出力が1本の DIN ラインに接続され、いわゆる WIRED-OR 回路を形成している。この DIN ラインがアキュムレータと接続される。

この例では4つのデジタル入力、すなわち A-D 変換器 I (A-D 1)、A-D 変換器 II (A-D 2)、カウンタ、フラグのいずれか一つがプログラムの指定によって計算機へ入力可能である。付図9にデータ入力のタイミングを示す。

4.2 計算機からのデータ出力

各々の機器に必要な情報はアキュムレータを介して出力されるが、アキュムレータの内容は演算の過程で変化する。そこで必要なデータがアキュムレータにロードされた時点で、その内容を各機器のレジス

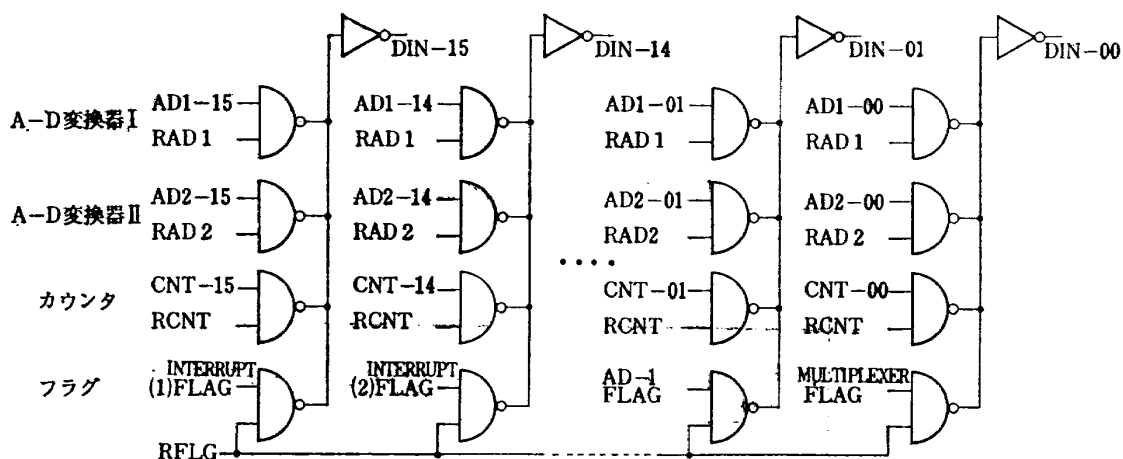
タにデータセット命令で蓄える（付図10および付図11参照）。これによって次のセット命令がくるまで、レジスタの内容は不変である。

5. インターフェイスの構成

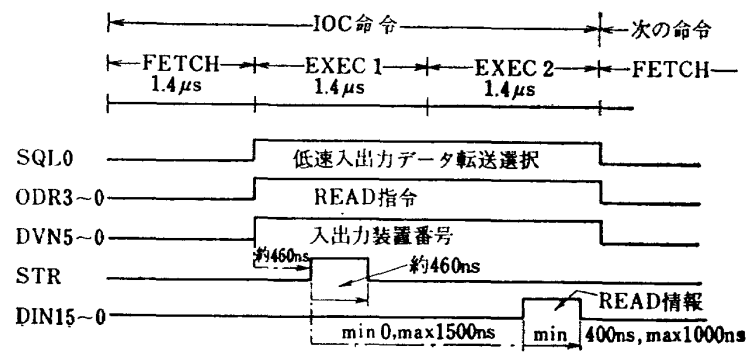
以上述べた機能を考慮して製作したインターフェイスのブロック図を付図12に示す。図に於て FUNCTION DECODER 部では付図1の方法に従って命令パルスをデコードする。デコードされた命令パルスは、MULTIPLEXER, D-A, TYPE, CONTROL OUTPUT, MASK の各部ではレジスタへのデータ設定パルスとして（付図10参照）、DATA INPUT 部では読込指令パルス（付図8参照）、FLAG & INTERRUPT 部ではフラグ検出、およびフラグクリア命令として動作する（付図5参照）。また SAD, SCNT, OTYP 命令では、単安定マルチバイブレータを用い、必要なパルス幅を得ている。これらの動作を行なわせる論理素子は集積回路（DTL）を機能ごとに基板にまとめた市販のパッケージを用い、ラッピングで配線を行った（本文図21参照）。以下に本実験中に使用した機器の概略を示す。

5.1 A-D 変換器

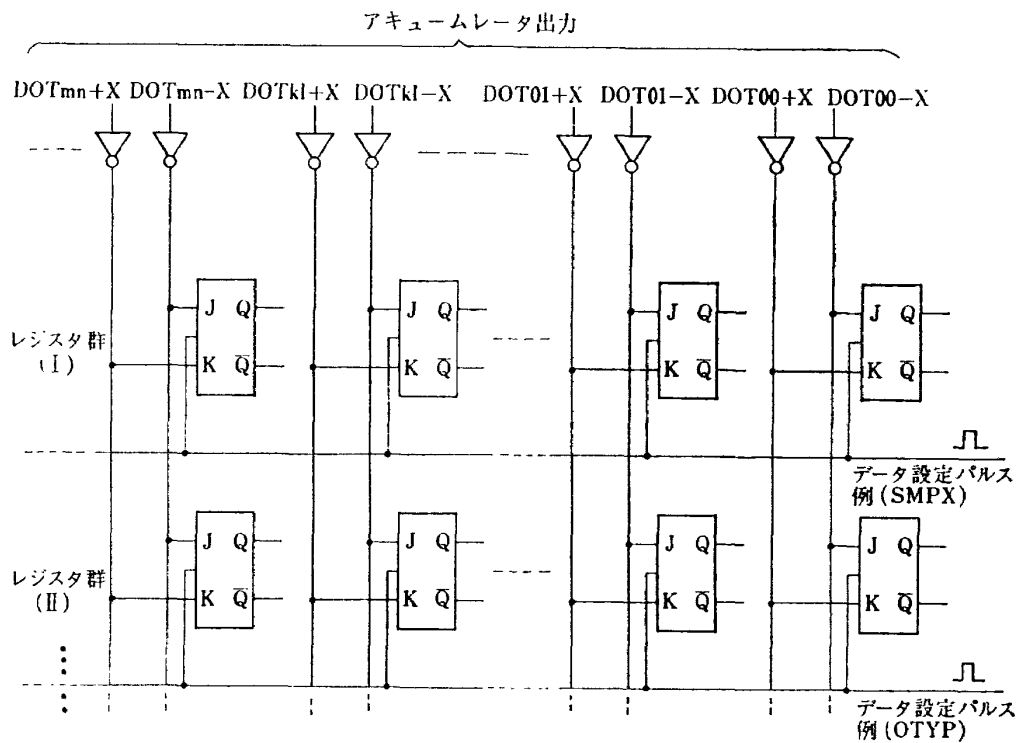
この実験では 10 CH マルチプレクサ、サンプル、ホールド素子と、A-D 変換器を組合せて（系統図、個



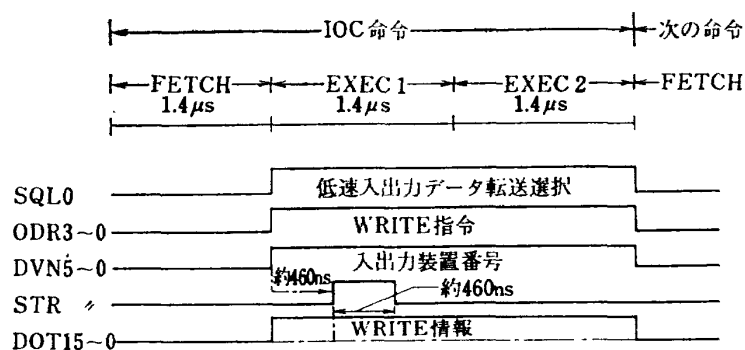
付図8 データ入力回路



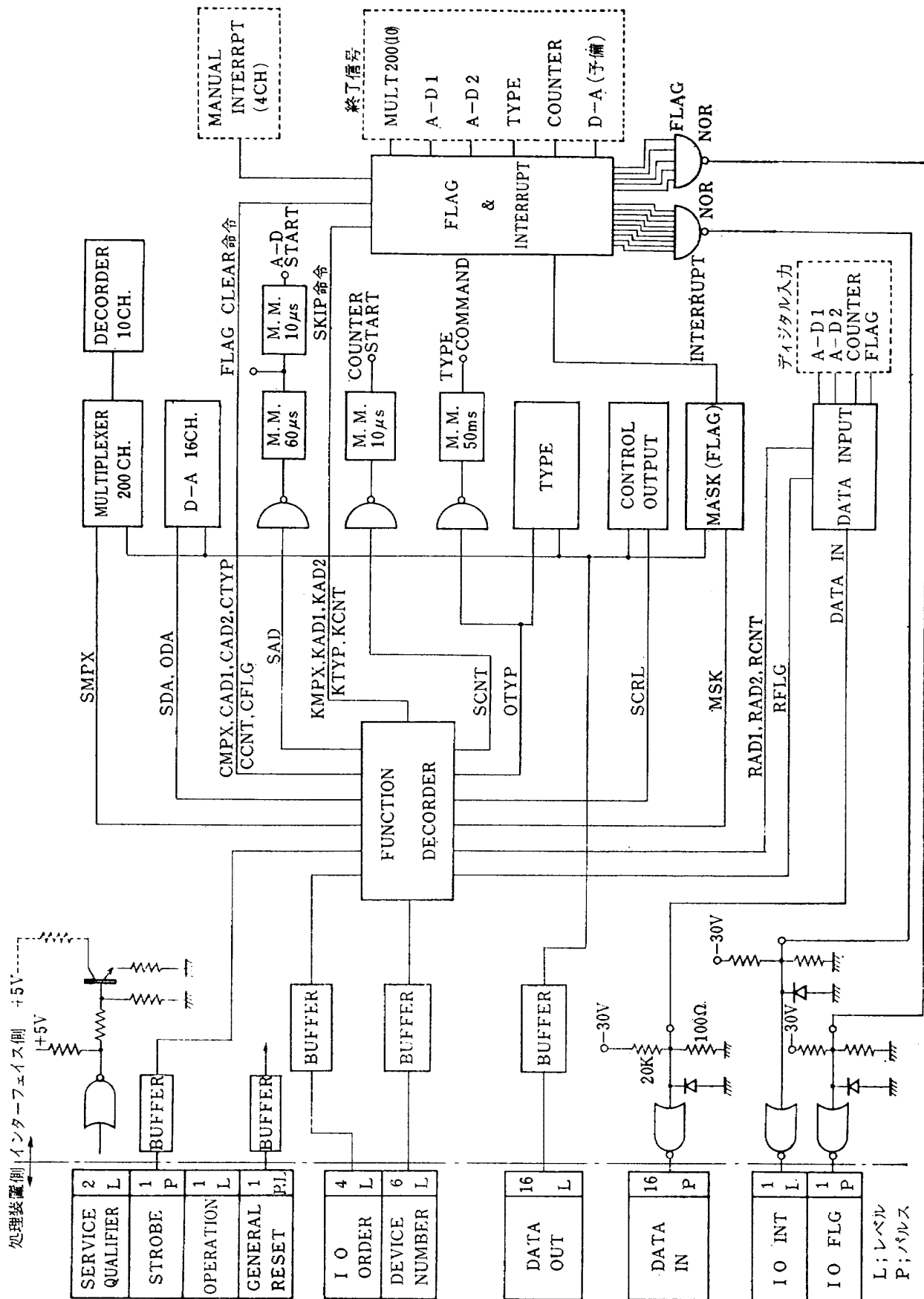
付図 9 データ入力のタイミング



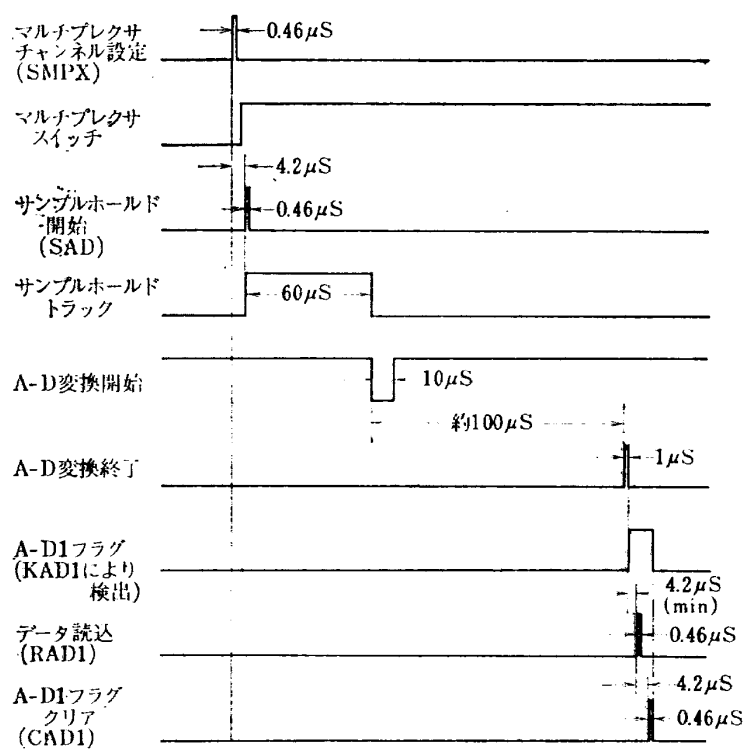
付図 10 データ出力回路



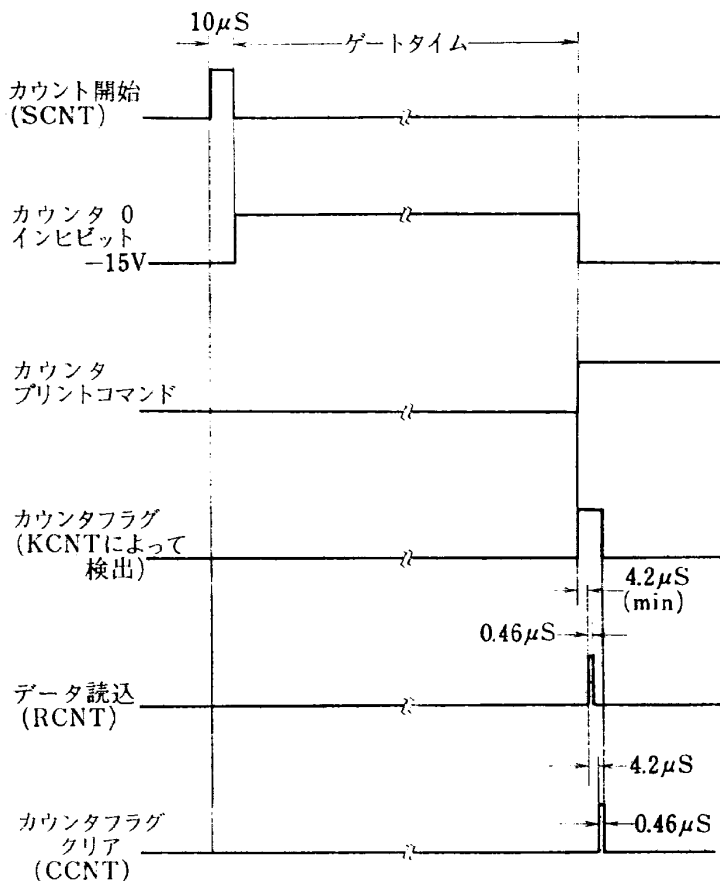
付図 11 データ出力のタイミング



付図 12 インターフェイスのブロック図



付図 13 高速 A-D 変換タイミングチャート



付図 14 カウンタ動作タイミングチャート

々の特性および外観は本文図20, 表3, 図19を参照) 使用している。これ等は全てプログラムにより動作を指令する。付図13に A-D 変換系統のタイミングチャートを示す。

5.2 D-A 変換器

10ビットの重み抵抗形 D-A 変換器を 2 CH, インターフェイス内にデジタルパッケージを用いて組立ててある(特性は本文表4参照)。このインターフェイスでは最大 16 CH まで増設できるよう D-A 変換器のチャンネルデコードを持たせた。

5.3 カウンタ

回転数, タービン流量計による燃量流量の計測を行う場合に使用するが, パルスの計数時間が比較的長く, このむだ時間を避ける為に割込み機能を利用する(割込みおよびフラグの項参照)。

カウンタの動作タイミングチャートを付図14に示す。

5.4 その他

実験には使用しなかったが, この他に 8 ビット, 16 ビットのレジスタを備えている。8 ビットのレジスタ

はフレクソライタを駆動し, 出力専用に使っている。16ビットのレジスタは制御用出力として, アナログ計算機の制御, その他必要に応じて ON, OFF 信号を利用している。

6. ソフトウェア上における新命令の用法

以上に述べた動作を行なわせる為の新命令(付表2参照)を実際のプログラム中に使用した例を付図15に示す。新しい命令, あるいは個々に定義した命令を使用するには, この計算機では DOP (DEFINE OPERATION CODE) 命令によって英文字で始まる 4 文字以内の数を含む文字で表わす(但し, 計算機の機種により表現方法はまちまちである)。

プログラム中, "X" は16進法による表示を表わす。新しく定義する命令は16ビット全てを記さなければならない。付図15のプログラム例では, A-D 変換器をスタートさせた後, 計算機を停止させる動作を行う。

付図16の例では, 割込動作を併用して A-D 変換器からの入力データをメモリに格納するプログラム例を示す。

番 地	0 0 0 0 I		
0 8 0 0	0 8 0 0 G		
	0 0 0 0 I		
0 4 0 0	0 4 0 0 G		
0 4 0 0	7 2 2 0 @	STAT	
0 4 0 1	6 F 0 0 @		
	E 1 2 0 I		
0 0 B 9	0 0 B 9 G		
0 0 B 9	0 F C 0 @		
0 0 B A	0 F C 0 @	←オブジェクトプログラム	
	1 F 8 0 I		
0 0 9 F	0 0 9 F G		
0 0 9 F	0 0 0 0 @		
	0 0 0 0 I		
	0 4 0 0 H	END	STAT
		DOP	SAD=X "7220" ←命令の定義
		ORG	1024
		SAD	←A-D スタート
		HLT	

付図 15 IOC 命令の定義

	0 0 0 0 I			
0 8 0 0	0 8 0 0 G			
		DOP	KAD 1=X "7241"	
		DOP	RAD 1=X "7250"	
		DOP	SAD=X "7220"	
		DOP	CAD 1=X "7242"	
		DOP	MSK=X "7340"	
	0 0 0 0 I			
0 8 0 0	0 8 0 0 G	ORG	2048	メインプログラム
0 8 0 0	7 2 4 2 @	STAT CAD 1		
0 8 0 1	6 C 0 0 @	SIM		
0 8 0 2	0 A 0 7 @	L	M.....	A-D の割込みを許可
0 8 0 3	7 3 4 0 @	MSK		
0 8 0 4	7 2 2 0 @	SAD	A-D スタート
0 8 0 5	6 8 0 0 @	NE		
0 8 0 6	4 2 0 5 @	B	*-1 }	割込み待プログラム
0 8 0 7	0 0 0 2 @	M DC	X "0002"	
	7 7 B 0 I			
0 0 9 2	0 0 9 2 G	ORG	X "0092"	} { 入出力割込み処理プログラムの先頭 番地を (92) ₁₆ 番地に書き込んでおく
0 0 9 2	0 8 3 4 @	DC	2100	
	0 8 3 4 I			
0 8 3 4	0 8 3 4 G	ORG	2100	割込み処理プログラム
0 8 3 4	6 D 0 0 @	RIM	再割込み禁止
0 8 3 5	7 2 4 1 @	KAD 1	{ A-D1 からの割込みであれば次の命令をス キップ
0 8 3 6	4 2 3 5 @	B	*-1	
0 8 3 7	7 2 5 0 @	RAD 1	A-D の出力を読みめ
0 8 3 8	3 A 3 F @	ST	X	
0 8 3 9	0 8 9 7 @	L ,Z	X "0097"	(CAR の内容)
0 8 3 A	6 A 0 0 @	SCAR		} AC, EC, CAR の内容を復帰
0 8 3 B	0 8 9 8 @	L ,Z	X "0098"	(AC の内容)
0 8 3 C	C 0 9 9 @	LE ,Z	X "0099"	(EC の内容)
0 8 3 D	6 C 0 0 @	SIM	割込み許可
0 8 3 E	4 4 0 0 @	B ,IZ	0	メインプログラムへ復帰
0 8 3 F	0 0 0 1 K	X DS	1	
	B 9 C D I			
0 0 B 9	0 0 B 9 G			
0 0 B 9	0 F C 0 @			
0 0 B A	0 F C 0 @			
	1 F 8 0 I			
0 0 9 F	0 0 9 F G			
0 0 9 F	0 0 0 0 @			
	0 0 0 0 I			
	0 8 0 0 H	END	STAT	

付図 16 割込みプログラム例

参 考 文 献

1. エレクトロニクスダイジェスト 1971年7月号

2. 日立 HITAC-10 入出力インターフェイスマ
ニュアル (10-1-003)

TR-280 ガンタンネルによる鈍頭円錐の極超音速空力
特性試験
Experimental Study on the Hypersonic
Aerodynamic Characteristics of Spherically
Blunted Cones by the Gun Tunnel

1972年5月 曾 我 国 男, 小野寺信幸

航空宇宙技術研究所報告 281 号

昭和 47 年 7 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
