

UDC 629.7.062.3:  
621.452.322-55

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-428

フロントファンエンジンの制御

西尾健二・遠藤征紀・松田幸雄

1975年10月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 目 次

1. ま え が き .....	1
2. ジェットエンジンの種類とその歴史 .....	3
3. フロントファンエンジンの作動 .....	5
(1) 入口ダクト .....	6
(2) ファン .....	8
(3) 高圧圧縮機 .....	10
(4) 燃焼器と燃焼限界 .....	14
(5) タービン .....	16
(6) ジェットノズル .....	21
(7) エンジンの全体性能 .....	22
4. フロントファンエンジンのパワー操作 .....	27
(1) 起 動 .....	27
(2) アイドリング .....	30
(3) 回転数制御 .....	32
(4) 加減速制御 .....	38
(5) 逆推力装置 .....	43
(6) 定格推力 .....	43
(7) 離陸, 上昇, 巡航, 降下 .....	45
5. その他の制御装置 .....	46
(1) 燃 料 .....	46
(2) 燃料供給装置 .....	48
(3) オイル (潤滑油) システム .....	55
(4) 防氷装置 .....	55
(5) 水噴射装置 .....	55
6. エンジン制御装置の例 .....	57
(1) 2 B 形エンジンの制御装置 .....	58
(2) 2 A 形エンジンの制御装置 .....	64
(3) 3 A 形エンジンの制御装置 .....	66
7. エンジンモニタリングシステム .....	70
(1) ロッキード社の C-5A 用モニタリングシステム .....	71
(2) ハミルトン社の EECAS .....	73
(3) G. E の CF6 用エンジンモニタリングシステム .....	75
(4) ハウエル社の高温部解析機 .....	78
8. フロントファンエンジンの制御 .....	78
(1) 制御項目 .....	79
(2) 制御装置の構成 .....	79
9. 制御変数の計測 .....	80
(1) 計測系とその特性 .....	80
(2) エンジン制御用変数の検出 .....	81
(3) デジタル方式による検出器 .....	90

10. 電子式エンジン制御装置 .....	92
(1) 電子式エンジン制御装置の実例 .....	94
(2) アナログ方式とデジタル方式の比較 .....	104
(3) 電子技術 .....	104
11. 電子式エンジン制御装置の構成 .....	111
(1) 電子式エンジン制御装置の基本的構想 .....	111
(2) エンジン制御装置の信頼性, 故障対策, 完全性 .....	112
12. 結 論 .....	117

付録

1. ジェットエンジン性能の無次元表示 .....	121
2. 速度三角形, 流量係数, ひねり .....	122
3. 軸流圧縮機のストール及びサージング .....	123
4. 多段軸流圧縮機の特長曲線及びサージング .....	126
5. EPR (Engine Pressure Ratio) .....	129
6. 燃料供給装置の温度 .....	130
7. 信頼性, 保全性, アベイラビリティ, 冗長要素 .....	131
(1) 信頼性 .....	131
(2) 保全性 .....	132
(3) アベイラビリティ .....	132

# フロントファンエンジンの制御\*

西尾 健二\*\* 遠藤 征紀\*\* 松田 幸雄\*\*

## The Control of Turbofan Engines

By Kenji NISHIO, Masanori ENDO, Yukio MATSUDA

With the increasing complexity of the high performance turbofan engines in both mechanical and thermodynamic aspects, the need for an engine control system with a lot of control functions, high reliability and cost-effectiveness is becoming greater. The current hydromechanical engine controllers can hardly handle these increased requirements.

In this paper the authors tried to work out the basic concept of the future engine control systems for turbofan engines which meets above-mentioned requirements. First, the control functions which the engine controllers have to perform were investigated and listed up. Second, the current state-of-the-arts in both hydromechanical and electric engine controllers were surveyed to know the merits and demerits of each technology. As a result of these investigations, an engine control system was considered most hopeful in the future in which the calculations for various control functions are done electronically and digitally and the actuators are driven hydromechanically.

### 1. ま え が き

ジェットエンジンは発明されて以来推力の増強，燃料消費率の減少等その性能は年々向上してきた。これとともにその機械的構造，流体力学的流れ，熱力学的サイクルは複雑化してきた。最近では更に航空機の安全，排気，騒音等の観点から新たな要求が出されている。一方では新しいエンジンを開発するために必要とされる期間も短縮化されている。ジェットエンジンの性能，開発におけるこのような傾向はエンジン制御装置に高信頼度，多機能，高融通性等の困難な条件を課している。

従来ジェットエンジンの制御は油圧-機械式と呼ばれる高度に複雑な機械装置によってなされてきた。この油圧-機械式エンジン制御装置の製作技術は欧米では長年にわたる経験とデータの蓄積によって現在ではほぼ完成の域に達しており，その卓越した信頼性は他を寄せつ

けないものがあり，広く使われている。しかしながらこの油圧-機械式エンジン制御装置には，上述の如きエンジン制御装置に対する新たな要求を満たし難い欠点がある。それは融通性の欠如である。一般にエンジン制御装置は制御対象エンジンの機種の違いはもちろん，同一のエンジンでも航空機のミッションの変化による制御方法の変更等によってその一部，時には大部分を修正しなければならない運命にあるが，高度に複雑化し，合理的に設計された油圧-機械方式においては多大の費用と時間，それに熟達した技能を有する人間を必要とする。そこで注目されたのが，エンジン制御装置の融通性を左右する演算部分の電子化である。

電子技術は近年急速に発達しており，とくに電子部品の信頼性，重量，容量，価格等における進歩は目ざましい。従来デジタル演算器は多くの回路素子を必要とするために，信頼度，価格，重量，容積の点でエンジン制御装置に用いることは困難であった。それがマイクロエレクトロニクスの発達により注目されるようになった。

\* 昭和49年5月21日受付

\*\* 原 動 機 部



デジタル方式の制御器は融通性に富みエンジンの設計変更、制御方式の変更等にすみやかに対処できるから、我国のようにエンジンおよび制御装置の製作経験が浅い場合には多くの点で有利である。

以上のような情勢を考慮して我々は1971年にデジタル式エンジン制御装置の研究に着手した。その際制御装置の基本的構想をまとめるために我々は次の各段階にわたる検討を行なった。

(1) エンジンを構成する各要素の動作原理、作動限界を明らかにし、これ等をエンジンの一部として正常な作動を行なわせるのに必要となる制御装置とデータを明らかにする。

(2) 種々の飛行条件、環境条件下におけるエンジン全体としての挙動と作動限界を明らかにし、正常な作動を行なわせるのに必要となる制御装置とデータを明らかにする。また航空機の推力源としてエンジンを用いるときに操縦という観点から要求される制御機能を明らかにし、それを実現するために必要なデータを指摘する。

(3) 現在用いられている制御装置についてその動作原理、機構等を調査し、問題点を明らかにする。

(4) 電子、油圧機械、空気等の技術についてエンジン制御装置に用いた場合の利点、欠点を比較検討する。

(5) 高信頼度、高融通性エンジン制御装置の基本的構想をまとめる。

これらの検討は多くの資料にもとずいて行なわれたのであるが、エンジン制御についてこれを総合的に扱った文献が見当らず、その一部分を断片的に報告したものしかないために資料の収集とその整理に多くの時間を費さなければならなかった。これはエンジン制御というのが非常に広い技術分野にまたがるためと考えられる。そこで我々は上記の項目(1)~(5)にわたる検討の過程と結果とを、研究資料として供し得る形でまとめこれを報告することを試みた。

本報告はこのようにして作成されたものである。従って検討に用いた資料は著者等自身が行なった研究よりも、参考・引用文献として巻末に掲げた文献によるものが圧倒的に多い。これ等の文献の著者に感謝の意を表します。なお、本報告では制御対象エンジンとして2軸フロントファンエンジンを想定しているために図面や表中で用いた添数などは、特にことわらないかぎり2軸フロントファンエンジンを基準にして用いてある。

## 記 号

$A$  断面積 ( $\text{m}^2$ )  
 $a$  音速 ( $\text{m}/\text{sec}$ )

$a_b$  翼の前縁から最大矢高までの距離 ( $\text{mm}$ )  
 $b$  翼 弦 ( $\text{mm}$ )  
 $C$  空気絶対速度 ( $\text{m}/\text{sec}$ )  
 $C_a$  軸流空気速度 ( $\text{m}/\text{sec}$ )  
 $D$  代表寸法 ( $\text{m}$ )  
 $e$  翼 厚 ( $\text{mm}$ )  
 $F$  推 力 ( $\text{Kg}$ )  
 $F_T$  全推力 ( $\text{Kg}$ )  
 $F_n$  正味推力 ( $\text{Kg}$ )  
 $f$  最大矢高 ( $\text{mm}$ )  
 $g$  重力の加速度 ( $\text{m}/\text{sec}^2$ )  
 $i$  入射角 ( $\text{deg}$ )  
 $K_E$  エンジンゲイン ( $\text{r.p.m}/\text{Kg}/\text{hr}$ )  
 $K_d$  ドループガバナゲイン ( $\text{Kg}/\text{hr}/\text{r.p.m}$ )  
 $K_i$  アイソクロナスガバナゲイン ( $\text{Kg}/\text{hr}/\text{r.p.m}/\text{sec}$ )  
 $L_c$  動翼によって空気に与えられる仕事 ( $\text{Kg}\cdot\text{m}/\text{sec}$ )  
 $L_s$  タービン軸から取り出せる仕事 ( $\text{Kg}\cdot\text{m}/\text{sec}$ )  
 $L_t$  ガス流れが動翼に与える仕事  
 $M$  飛行マッハ数  
 $M_a$  軸方向空気流マッハ数  
 $M_w$  周速度マッハ数  
 $m$  質量 ( $\text{Kg}\cdot\text{sec}^2/\text{m}$ )  
 $N$  エンジン回転数 ( $\text{r.p.m}$ )  
 $N_1$  低圧軸回転数 ( $\text{r.p.m}$ )  
 $N_2$  高圧軸回転数 ( $\text{r.p.m}$ )  
 $P$  圧 力 ( $\text{Kg}/\text{cm}^2$ )  
 $P_{SR}$  標準圧力,  $1033 \text{ Kg}/\text{cm}^2$   
 $R$  ガス定数  
 $T$  温 度 ( $^{\circ}\text{K}$ )  
 $T_{SR}$  標準温度,  $288.2 \text{ }^{\circ}\text{K}$   
 $t$  翼列のピッチ  
 $U$  空気流速 ( $\text{m}/\text{sec}$ )  
 $u$  動翼周方向回転速度  
 $V_a$  空气体積流量 ( $\text{m}^3/\text{sec}$ )  
 $V_j$  ジェット流速 ( $\text{m}/\text{sec}$ )  
 $V_f$  飛行速度 ( $\text{m}/\text{sec}$ )  
 $W_a$  空気重量流量 ( $\text{Kg}/\text{sec}$ )  
 $W_g$  ガス重量流量 ( $\text{Kg}/\text{sec}$ )  
 $w$  相対空気速度 ( $\text{m}/\text{sec}$ )  
 $x$  変 位 ( $\text{m}$ )  
 $\alpha$  翼の迎角 ( $\text{deg}$ )  
 $\alpha_T$  空気の温度伝導率 ( $\text{m}^2/\text{sec}$ )  
 $\beta$  翼の入口角および出口角 ( $\text{deg}$ )  
 $\gamma$  翼のくい違い角 ( $\text{deg}$ )  
 $\delta_d$  回転数ドループ ( $\%$ )

- $\delta_b$  偏向角 (deg)
- $\delta$  圧力修正係数
- $\xi$  可変静翼設定角度 (deg),  $\gamma$  と同一
- $\eta_f$  ファン効率
- $\eta_{bo}$  ブースト段効率
- $\eta_c$  高圧圧縮機効率
- $\eta_i$  吸込効率
- $\eta_b$  燃焼器効率
- $\eta_T$  タービン効率
- $\varphi$  流量係数
- $\theta$  温度修正係数
- $\theta_b$  翼のそり角
- $\pi$  圧力比 (圧縮機) 又は膨張比 (タービン)
- $\kappa$  空気比熱比

- $a$  軸方向
  - $d$  設計点
  - $z$  案内静翼入口
  - $i$  圧縮機又はタービン入口
  - $o$  圧縮機又はタービン出口
- 文字の右上につけた添数の意味
- $c$  修正変数

## 2. ジェットエンジンの種類とその歴史

ガスタービンの歴史は1921年フランスのGuillaumeが軸流圧縮機と多段タービンを結合した機関に関する特許を獲得したことに始まる。また航空用ガスタービンの歴史は1930年イギリスのSir Frank Whittleのジェットエンジンの原理に関する基本特許の取得と彼の活動に始まる。それ以後各国が秘密のうちに研究を進め1939年にドイツが最初のターボジェット航空機He 178 (He S3Bエンジン装着)を飛行させた。英国では1941年、米国では1942年、日本では1945年に最初のジェットエンジンを装備した航空機の試験飛行が行なわれた。このようにジェットエンジンの研究は第2次世界大戦前から戦中において盛んに行なわれたのであるが、航空機用エンジンの主流を占めるようになったのは第2次大戦後のことで、それ以後の発達には目ざましいものがある。図1は種々のエンジンの形式を示す<sup>(2)</sup>。この他に特殊目的用としてヘリコプター用のエンジン、VTOL機用エンジン等がある。エンジン(1), (3), (5), (6), (7), (8), (9), (10)は軸流圧縮機Cを有し、エンジン(2), (4)はそれぞれ両吸込形、片吸込形の遠心圧縮機を有する。(4)はイギリス初のジェット機用のエンジンW-1Xエンジンである。軸流圧縮機は効率もよくエンジン前面積が小さいのが利点であるが、重量、長さ、作動の安定性においてやゝ難点がある。両吸込形遠心圧縮機は空気流量が2倍になり、推力も2倍になるが、内側の吸込み口に空気を導くのに問題がある。エンジン(1), (7), (8), (10)はアニュラ形の燃焼器B (図2-3参照)を有し、(2), (3), (4), (5), (6)は数個のキャン形燃焼器を有する。エンジン(1), (3), (7), (8), (10)は可変ジェットノズルNを有し、エンジン(2), (4), (5), (6), (9)は固定ジェットノズルを有する。可変ノズルは部分負荷時の効率をよくし、アイドリングから最大出力までの加速時間の短縮に寄与する。エンジン(5)はダクトファンエンジンであり、タービンに直結されたプロペラを駆動する。これにより推進効率を改良でき、離陸推力を増加する。エンジン(6)はターボプロップエンジンであり、減速ギヤによってタービン回転数を落した後にプロペラ

添数の示すエンジンの場所を図0に示す。

例  $T_5$  ..... 2軸フロントファンエンジンの場合にはタービン入口温度を示す。

文字の右下につけた添字の意味

- $s$  静温又は静圧
- $t$  全温又は全圧

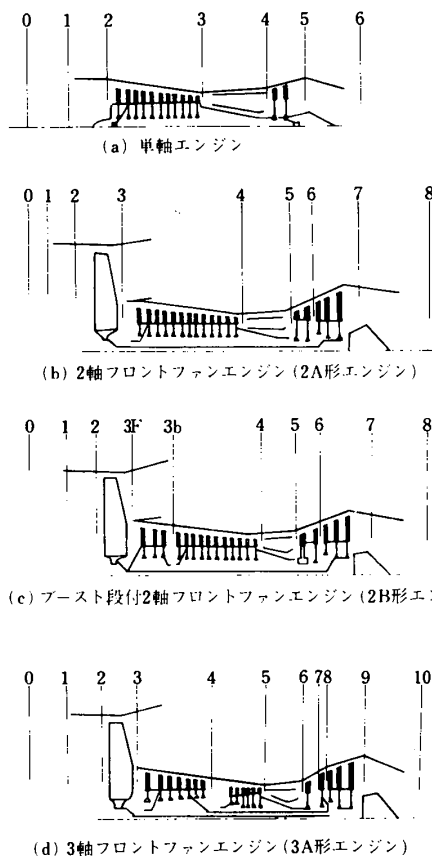


図0 エンジンの種類と添数の示す場所

を駆動することにより推力の増加をはかり、ウェーク効率、推進効率を改善している。エンジン(7)はアフターナ付きのターボジェットエンジンである。燃料消費率は増大するが、推力の増大を図る目的で用いられる。エンジン(8)、(9)はフロントファンエンジンあるいはバイパスエンジンと呼ばれる。ターボプロップと非常によく似ているが、ファンがダクト内部に入っているためにファンに到達する流入空気が低速化し、ターボプロップより高速飛行に適合できる。軸は独立した同心の2軸で構成される。エンジン(10)は2軸ターボジェットエンジンである。2個の圧縮機は別々の回転数で回転できるので高圧力比の空気圧縮機が比較的容易に実現できる。特に起動時に圧縮機前段に発生するサージングを避けるのに有効である。

以上のような航空用ガスタービンの発達は航空機の高

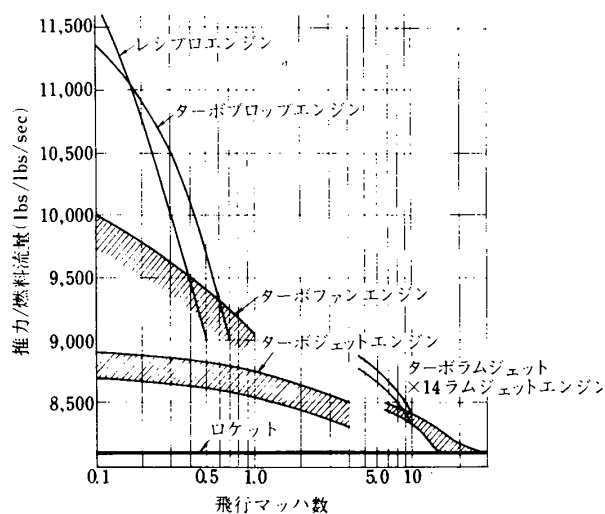


図 2 飛行マッハ数と推力/燃料流量比との関係<sup>1)</sup>

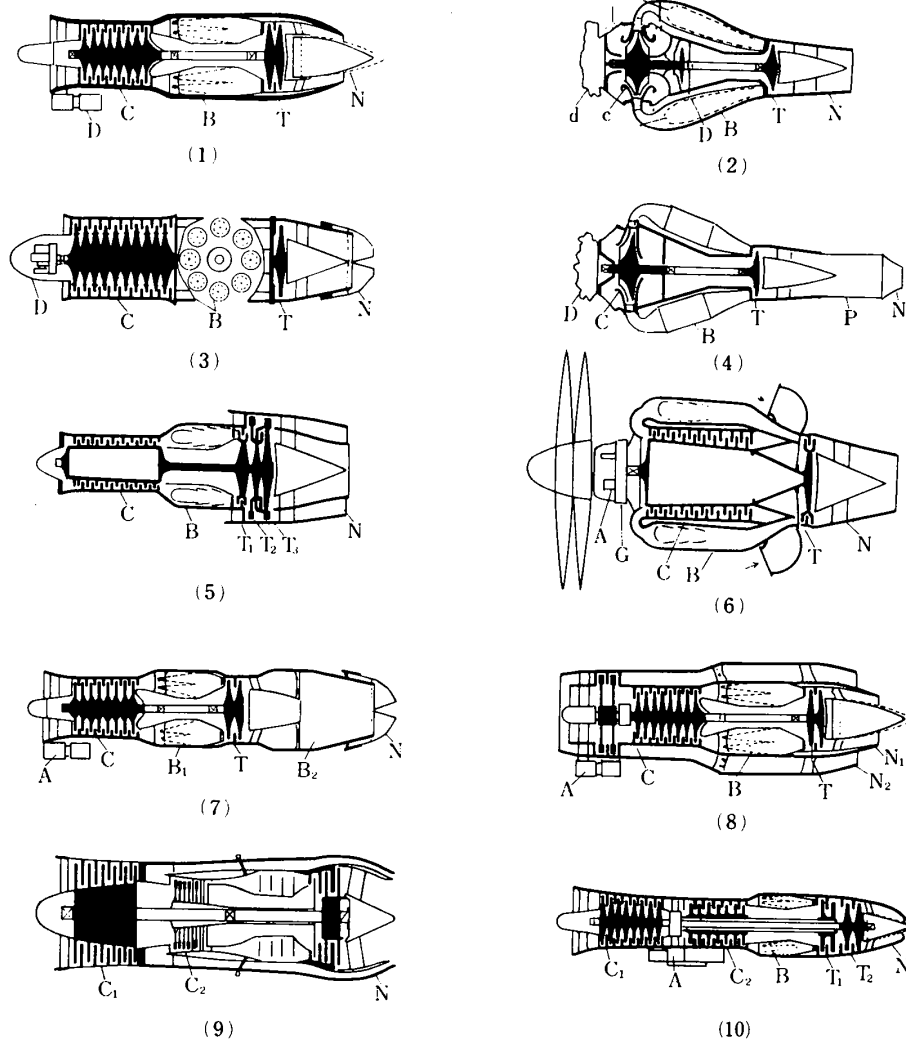


図 1 ジェットエンジンの諸形式<sup>2)</sup>

速，大形化，エンジンの重量当りの出力，燃料消費率の減少，騒音やスモークレベルの低下という形であらわれている。図2に各種エンジンの飛行速度と（推力／燃料流量）の関係，図3に最大推力の推移，図4に重量当りの推力推移，図5に巡航燃料消費率の推移を示した。

### 3. フロントファンエンジンの作動

図6は代表的フロントファンエンジンの断面図である。ファン前面から流入した空気は，低圧タービンで駆動されるファンにより圧縮された後，その一部はファンノズルから直接外気に噴出し推力を発生し，残りは高圧タービンで駆動される高圧圧縮機に流入し更に高圧力に圧縮された後燃焼室に送られ，燃料噴射弁から供給される燃料と混合し燃焼し，高温高圧のガスとなる。この高温高圧のガスは高圧タービン，低圧タービンに吹きつけられこれを駆動した後ジェットとして噴出し，推力を発生する。このようにフロントファンエンジンにおいては推力を発生するジェットが2種類ある。ファン出口の空気のうちファンノズルから噴出する空気流量とコアエンジン（高圧圧縮機と高圧タービン，燃焼器から成る部分而言い，別にガスジェネレータとも言う）に流れ込む空気流量との比をバイパス比と呼ぶが，現存する代表的フロントファンエンジンの設計点におけるバイパス比は5以上にもなる。推力 $F$ は，ガス（空気）質量流量を $m$ ，ジェット速度を $V_j$ とすれば $F = mV_j$ で表わされるから，フロントファンエンジンは推力の大部分を流量でかせいでいることになる。推力をガス速度 $V_j$ でかせぐターボジェットエンジンとは良い対照をなしている。この様な推力発生機構によるものが高亜音速領域においてすぐれた経済性を有することは周知のとおりであり，1960年代に入ってから大形亜音速機のエンジンはターボジェットからターボファンに急速におき換えられつつある。今後は中小形機，超音速機用としても用いられる機運さえある。燃料の経済性を示す尺度として通常TSFC（単位時間に単位推力あたり使用する燃料流量で，別名燃料消費率）なるものが用いられるが，図2は亜音速におけるターボファンエンジンのすぐれた経済性を示すものである。フロントファンエンジンの設計という立場から，

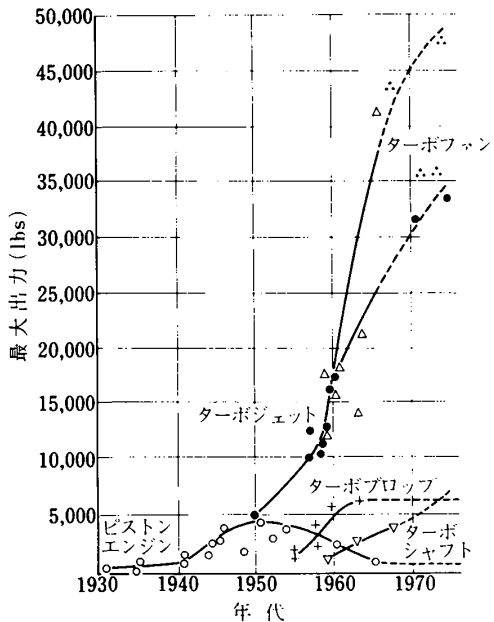


図3 最大出力の推移<sup>1)</sup>

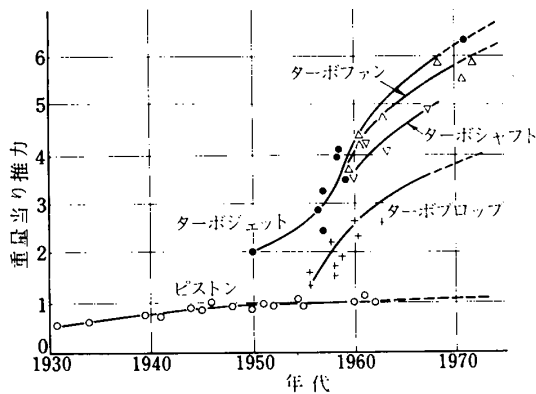


図4 重量当り推力の推移<sup>1)</sup>

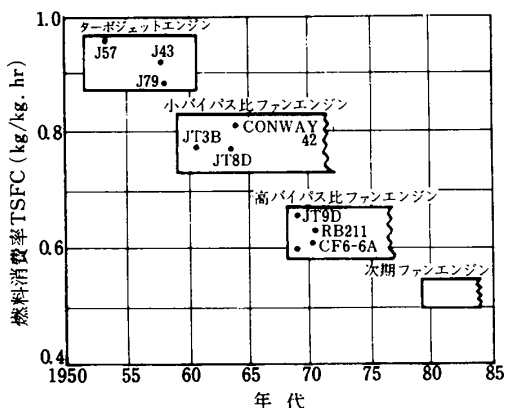


図5 巡航燃料消費率の推移<sup>7)</sup>

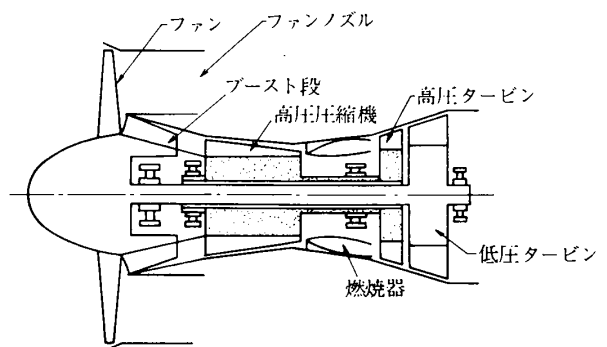


図6 フロントファンエンジン断面図

TSFCを最小にするための研究も多く行なわれている。TSFCを左右する熱力学的サイクルの変数としてバイパス比、サイクル圧力比（圧縮機圧力比）、ファン圧力比、タービン入口温度がある。図7はサイクル圧力比とファン圧力比を与えてバイパス比とタービン入口温度を変えた時に比推力（単位空気流量あたり発生する推力）と、TSFCがどのように変わるかを示すものであり、図8はバイパス比とファン圧力比を与えてサイクル圧力比とタービン入口温度を変えた時の比推力、TSFCの変化を示す。また図9はバイパス比、サイクル圧力比を与え、ファン圧力比とタービン入口温度を変えた時のTSFCを示す。図7からある一定のTSFCを得る場合、タービン入口温度（ $T_{t5}$ ）を1700~1900°F程度にすると比推力が最も大きくなること、またバイパス比を大きくすればTSFCは下がるが比推力も低下してゆくことがわかる。また図8から同一TSFCを得て、しかもできるだけ比推力を大きくするには $T_{t5}$ を上げかつサイクル圧力比を大きくすればよいことがわかる。これより、TSFCを下げるためにはバイパス比を上げればよいが、この場合十分な比推力を得るためには $T_{t5}$ を上げ、同時にサイクル圧力比を上げてゆく必要がある。すなわち、TSFCが小さく、比推力の大きなエンジンは、高温に耐えるタービンと、安定な作動と軽量小形の高压力比圧縮機の実現によってなされると言える。これらの研究も多く、多くの結果が発表されている<sup>(8),(32)</sup>。以上のような経済的な利点のほか、ファンエンジンのすぐれた特徴の1つとして騒音レベルがターボジェットより低いことがある。

騒音防止対策としては種々の研究が行なわれ<sup>(6)</sup>、その対策もとられて<sup>(4)</sup>相当な効果をあげている。このようにフロントファンエンジンは、すぐれた特徴を有しそれ故に航空機用エンジンとしての地位を築いている。表1には代表的なファンエンジンとその諸元を示す。エンジンを制御するためには、その構造及びその作動についてできるだけ詳しく知っておく必要がある。そのために以下にはまずフロントファンエンジンの構成要素ごとにその構造及び作動について説明し、その後でエンジン全体の作動について述べる。

(1) 入口ダクト

入口ダクトは通常エンジンメーカーではなく、機体メーカーが機体に応じて形やその機構を決定している。入口ダクトに関する要求はほぼ次の2点につきる。

- (i) 空気取入口（air intake）効率 $\eta_i$ の高いこと、すなわち圧力損失の少ないこと。
- (ii) ファン流入速度分布が一樣であること。

空気取入口効率、ファン流入速度分布が最も望ましいものとなる入口ダクトの幾何学的形状は飛行速度によって異なるが、亜音速領域での飛行においてはそれほど致命

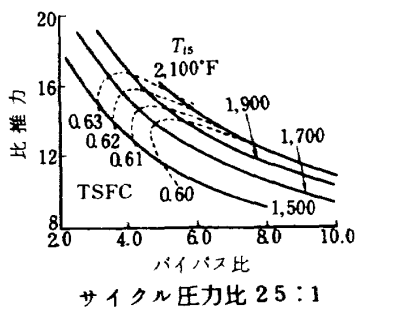


図7 巡航時の最適サイクルの選定<sup>4)</sup>

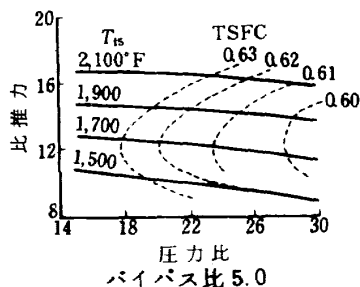


図8 巡航時の最適サイクルの選定<sup>4)</sup>

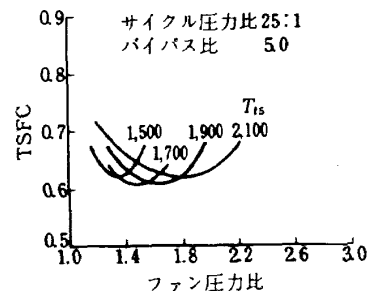


図9 巡航時の最適ファン圧力比の選定<sup>4)</sup>

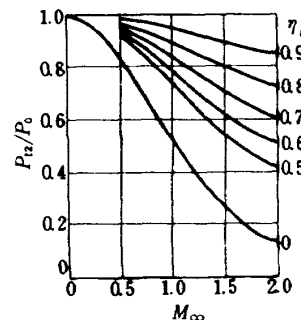


図10 空気取入口効率 $\eta_i$ と圧力上昇比 $P_{t2}/P_0$ の関係<sup>3)</sup>

\* 空気取入口効率 $\eta_i$ は

$$\frac{P_{t2}}{P_0} = \left( \frac{1 + \eta_i (\kappa - 1) M^2 / 2}{1 + (\kappa - 1) M^2 / 2} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}}$$

で定義される。

ただし $P_0$ は自由気流全圧である。図10に $\eta_i$ と $P_{t2}/P_0$ との関係を示す。

表1 フォンエンジン要目表

エンジン名称	CF6-6A	CF6-50A	JT9D-7	RB211-22	RB211-56	RB203-08	M45H-C	Larzac	TFE731	JT-3D
製作会社(国名)	GE (アメリカ)	GE (アメリカ)	PW (アメリカ)	RR (イギリス)	RR (イギリス)	RR (イギリス)	RR-SNECMA (フランス)	SNECMA-Turbomeca	Garrett (アメリカ)	PW (アメリカ)
形式	2軸A形	2軸B形	2軸B形	3軸形	3軸形	3軸形	2軸B形	2軸A形	2軸B形	2軸B形
離陸最大推力 kg	18100	22200	20600	18400	23800	4520	3690	1050	1230	8170
巡航最大推力 kg	4180(注1)	4920(注1)	4540(注2)	4200(注1)	5150(注1)	1320(注3)	1130(注3)	252(注4)	365(注4)	2360(注5)
巡航燃料消費率 kg/kg	0.613(注1)	0.623(注1)	0.660(注2)	0.628(注1)	0.622(注1)	0.715(注3)	0.70(注3)	0.83(注4)	0.73(注4)	0.78
重量 kg	3350	3670	3940	2880	3960	900	673	260	244	2590
推力/重量比	5.42	6.05	5.23	6.3	6.0	5.02	5.56	3.96	5.03	8.15
バイパス比	6.0	4.3	4.89	5.0	5.04	3.1	2.85	1.4	4	1.37
軸受数	7	7	4	8	8	8	5	5	5	8
直径 mm	2190	2190	2364	2180	2310	136			710	1350
流量 kg/s	600	656	688	435	435	186			58	
周速(翼頂) m/s	11/4×1.64			1×1.53	1×1.53	1×1.65	1×	2×2.0	1×	2×1.74
段数×圧力比										
流量 kg/s	85	112	117	7×4.25	7×4.25	4×	6×	-	3×	8×
低圧段数×圧力比	-	4×2.12	4×2.47	7×4.25	7×4.25	5×	7×	4×4.5	1(遠心)×	7×
高圧段数×圧力比	16×16.2	14×13.9	11×10.3	6×4.25	6×4.25	16	18	9		18.2
全圧力比	26.6	29.9	25.4	27	27	1050				
燃焼器形式	環形	環形	環形	環形	環形	環形	環形	環形	逆流環形	円筒形
燃焼器出口最高温度 °C		1290	1210	1280	1280					
高圧タービン段数	2	2	2	1	1	1	1	1	1	1
低圧タービン段数	-	-	-	1	1	1	-	-	-	-
ファンタービン段数	5	4	4	3	4	2	3	1	2	3
適用機種	DC-10	DC-10	B-747	L-1011	L-1011		VFW614		SA-28T	DC-8
備考	ファンの内径削減補助のブースト段付	圧縮機低圧段数にはファンの含む	圧縮機低圧段数にはファンの含む			名称Trent	圧縮機低圧段数にはファンの含む		減速機(1/2.85)でファンを駆動する	圧縮機低圧段数にはファンの含む

(注1) 35 000 ft M=0.85, (注2) 35 000 ft M=0.9, (注3) 25 000 ft M=0.70, (注4) 30 000 ft M=0.70 (注5) 35 000 ft, M=0.82

的なものではないので通常は幾何学的形状は変化させずに、ある一定の飛行状態のときに最も良い性能を得るように設計される。ファン前面の流れの不均一はファンの特性を劣化させ、騒音の原因にもなるので極力均一になるようにする。その他入口ダクト形状を変化させるものとして文献(19)(21)は騒音防止用ダクトを示している。しかしこれは現在は使用されていない。

(2) ファン

ファンはフロントファンエンジンの原理から言ってもまず第一に大量の空気を流すものでなくてはならない。しかし図9からもわかる通り通常の送風機と異なり比較的高い圧力比をも実現するものでなくてはならない。同時に広い回転数範囲で安定な作動をする必要がある。そのため数多くの研究が成されており、<sup>(11),(12)</sup> すでに英米では圧力比1.5以上が普通になっている。通常はフ

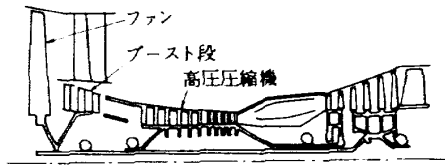


図 11 ブースト段付フロントファンエンジン

ンと同軸にブースト段と称する少ない段数の翼高の低い圧縮機が図11に示すようにファンのすぐ後方に設けられる。これは翼根部の仕事不足を補いかつコアエンジンへ流入する空気の圧力を高めようとするものである。図12にファンの性能データの一例を示す。

エンジン制御という立場からファンを考えると次に次の2つの事項がある。<sup>\*\*</sup> 即ちストールあるいはサージングの問題と機械的強度の問題である。機械的強度の点に関して、回転数をどの程度まで上げたら破壊するか、最大許容回転数はどの程度であるか等の値は公表されていない。それ故制御としてどの程度のことをどのようにすればよいのかについて定まったものはないとも言えるが、一般的には最大許容回転数とその許容持続時間が与えられる。いずれにしてもファンが最大許容回転数を越えることは機械的破損の原因となるからこれを極力おさえる努力が必要である。通常の航空機用ファンエンジンにおいては、ファンの回転数を制御することはせずに、ガスジェネレータの回転数を制御している。ファンノズル、メインノズルの面積が固定されたエンジンでは、飛行速度と環境条件により若干変わるが、ガスジェネレータの回転数とファン回転数はほぼ対応しているためである。したがって、ガスジェネレータの最大許容回転数を

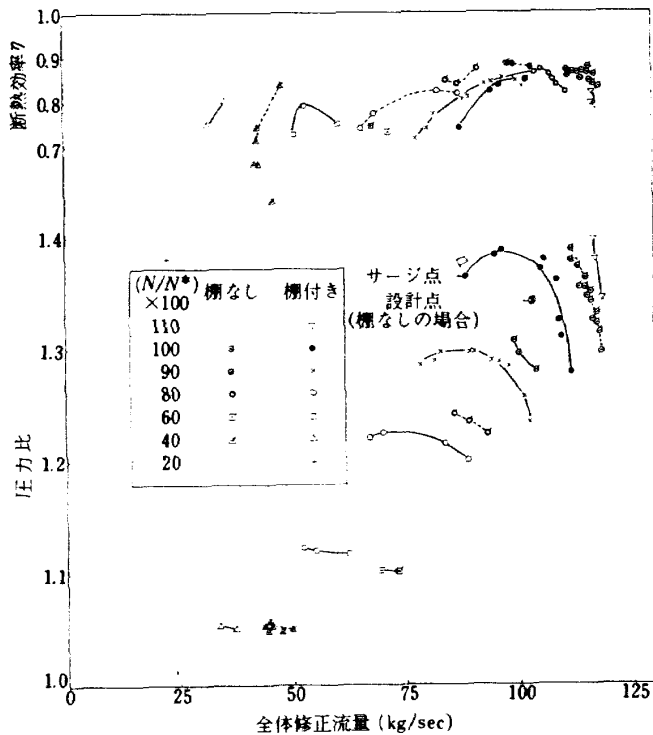


図 12 ファン特性データ<sup>11)</sup>

\*\* 超音速飛行用のフロントファンエンジンの場合はファン入口案内静翼を設け、可変にする必要があるが、亜音速飛行に用いられる場合には騒音の問題から入口案内静翼を設けない

のが普通である。それ故ここではこの問題については省略する。

おさえれば、ファン回転数もだいたいにおいて最大回転数を越えることはない。近年エレクトロニクスの発達により、電子式の制御装置が使われるようになった。この場合、ファンの回転数を検知し、最大許容回転数と比較してこれを越えたときには信号を出す装置が比較的容易に製作できるようになった。そこでファンの最大回転数制御にこのような装置を用いることもある。この装置は通常タービン入口又は出口ガス温度も入力信号として取り入れ、最高許容温度の制限の機能も備えている。

通常ファンの回転数は翼先端周速度で350~480m/sec程度である。また r.p.m では3000~7000 r.p.m というところである。

次にファンに生ずるストールあるいはサージングに関する問題であるが、ファンの場合にも軸流圧縮機の場合と同様(付録3, 4参照)低回転数領域でとくにサージングの問題を生ずる。ただファンの場合には突然サージングに飛び込むという事はなく、旋回失速の期間が長い。通常効率の最も良いところはサージ限界よりも空気流量のやや大きいところにあり、定常作動線もこの近くなるが、サージラインからはじゅうぶん余裕を見たところにおかれる。この余裕をどの程度におくかはエンジンの用途により異なる。この余裕の程度をはかる目安として文献(12)はストールマージンパラメータ

$$SM = \left\{ \left[ \frac{(PR)_{ST}}{(PR)_{OL}} \times \frac{(W)_{OL}}{(W)_{ST}} \right] - 1.0 \right\} \times 100$$

なるものを定義している(図13参照)。これは実質的にはある作動点と、その回転数一定曲線上のサージ点との距離を示すものである。しかしこのストールマージンもサージ曲線が(a)エンジン間の相異(b)翼表面の化学変化や外部からの物体による破損の結果生ずるエンジン特性の変化(c)飛行高度によるレイノルズ数の変化(d)ファン入口空気流れの乱れ、圧力分布の乱れ等の原因によって移動するものであることを考慮に入れて決定されなければ

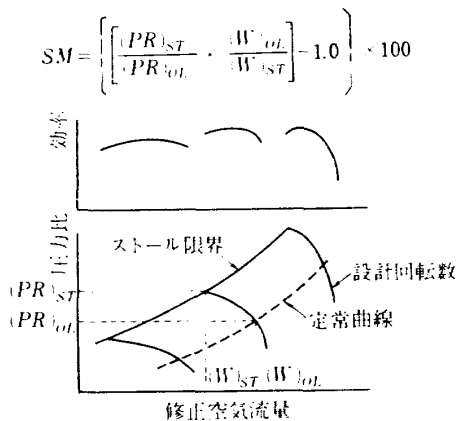


図13 ストールマージンパラメータ<sup>12)</sup>

ならない。とくに(d)の影響は大きいと言われ広範囲な研究が行なわれている。<sup>(12),(22)</sup> 図14にファンの半径方向に圧力分布乱れのあったときのストールマージンの減少の様子を示す。このような乱れの原因としては入口ダクトの設計の不適切な他に機銃、リバース推力の影響、ダクトでの流れの不安定などが挙げられる。

なおブースト段がある場合にはブースト段におけるストール・サージングについても当然考慮する必要がある。

エンジンの作動点が上述の如きサージング限界を越える可能性としては、(a)定常作動線がサージ限界線と交わることによるもの(b)定常作動線はサージ限界線と交わらないが、エンジンの加減速時にコアエンジンとのマッチングの関係からファンあるいはブースト段がサージ限界を越えるもの、との2つの場合が考えられる。(a)の場合は静的なサージング (b)の場合は動的なサージングとも呼べる。実際にサージングが起こるかどうか、また起こさないためにはどのような手段を施せばよいか等を知るためにはエンジン全体で起っていることを出来るだけ忠実に数式なり、データ表なりにまとめて計算機で計算しなければならない(このことについては本章(7)で説明する)。文献(31)によれば、ブースト段を有するファンエンジンにおいては、高マッハ数飛行時にブースト段がサージ限界を越えるおそれがあり、その抑制手段としてフ

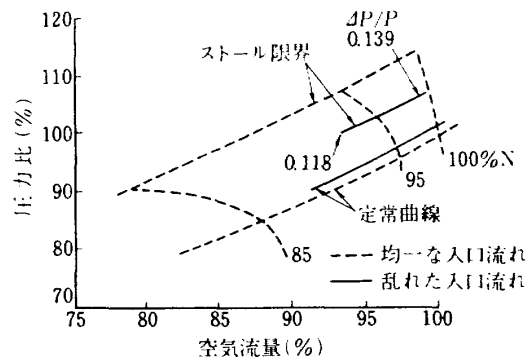


図14 ファン入口半径方向流れ分布のストール限界に与える影響<sup>12)</sup>

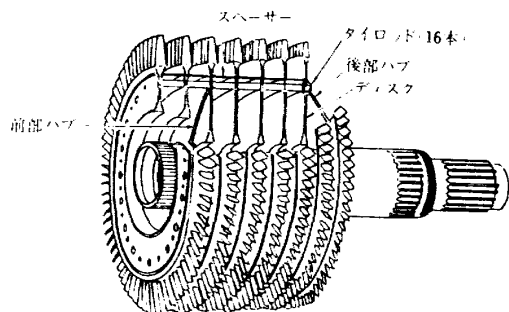


図15 高圧圧縮機ローター<sup>55)</sup>



ファンノズル面積を可変にするかブースト段後方に抽気弁を設ける必要がある。

(3) 高圧圧縮機

図15に代表的なファンエンジンの高圧圧縮機のロータ部分を示す。表1に示すように代表的なファンエンジンの高圧圧縮機の段数は4~16段と、エンジンによってさまざまである。しかし本章の冒頭において述べたようにファンエンジンでは大きな出力と良好な経済性を得るためには高圧力比の圧縮機を採用しなければならないので、通常高圧圧縮機の段数は多くなる。また回転数は、7000~15000 r.p.m 程度である。エンジン制御という立場から言って高圧圧縮機で問題となるのはファンの場合と同様、機械的強度とサージングの問題である。

機械的強度の問題というのは1つには高圧圧縮機が最大許容回転数を越えて回転したときに翼にかかる遠心力とそれに耐える強度の問題であり、もう1つは圧縮機出口静圧  $P_{S4}$  が高すぎて燃焼器ケーシングを破壊する問題とである。高圧圧縮機回転数はスラストレバー位置に応じた値に制御されているのが普通であるが、負荷の変動その他の外乱によって翼の強度により決まる最大回転数を越えるおそれがある。そのためトップスピードガバナによって通常回転数制御とは別に最大許容回転数の制御を行なうこともある。図16にトップスピードガバナの1例を示す。図においてバネ  $k_1$  は通常回転数においてはガバナの重錘による遠心力に抗してガバナパイロットバルブを下方に押し込んでいるためにサーボピストン左側の面にはサーボ圧油と等しい圧力がかかっており、これはピストン右側の面にかかっている高圧油圧力とつり合っている。サーボピストンは燃料計量バルブに連結しており、図において右側に移動すれば燃料流量を増す。回転数が増加して重錘に生じた遠心力がバネ  $k_1$  による力以上になるとガバナパイロットバルブが上方に移動す

る。そして最大許容回転数を越えると図のバッファピストン右側の領域はドレンに落ちその油圧は急速に低下する。その結果バッファピストン両面にかかる力の平衡がくずれてピストンは右方に移動する。ピストン左側の圧力も低下するからサーボピストンは左方に移動し燃料流量を減少させる。バネ  $k_2$ 、絞り、フィードバックピストンはこの制御系を安定化するために設けられている。

次に  $P_{S4}$  の制限については、 $P_{S4}$  が制限値に達した場合には燃料流量を増加せずに、 $P_{S4}$  が制限値以下になったら再び増加を許す方法等が採られている。

高圧圧縮機のストールあるいはサージングの問題については、付録4に詳しく説明した。これによれば、多段軸流圧縮機においては設計修正回転数より極端に小さい回転数あるいは大きい回転数において、前段または後段にストールが発生し、極端な場合にはサージングを引き起こす。その結果、多段軸流圧縮機の幾何学的形状を動かさずに固定した場合にはその作動範囲は極端にせまいものとなる。図17は文献(29)に示されているもので、

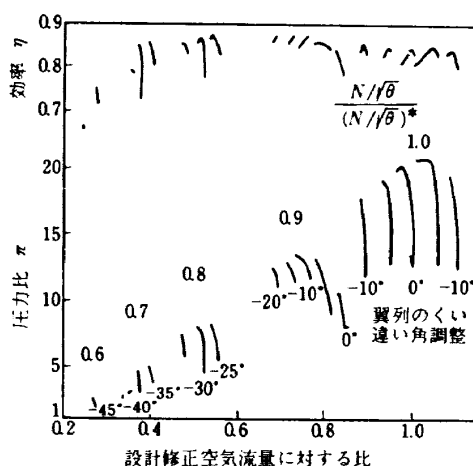


図17 翼列のくい違い角と圧縮機の作動範囲との関係<sup>29)</sup>

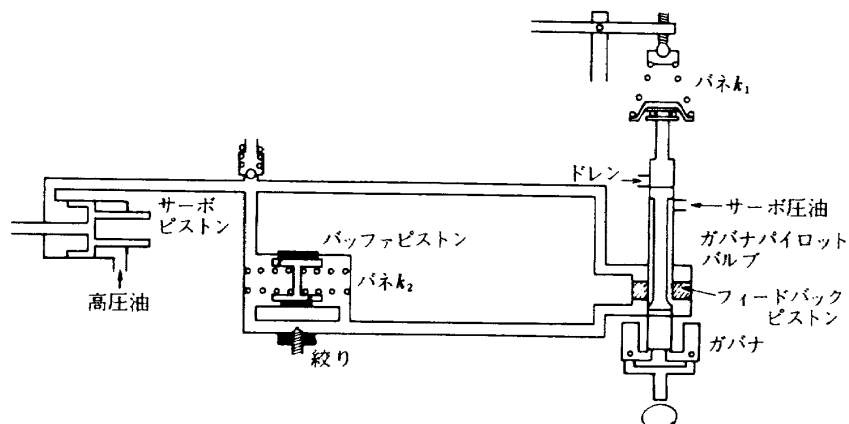


図16 トップスピードガバナ

圧縮機静翼を固定した場合には、この計算に用いたエンジンの場合、計画回転数のほぼ80%で圧縮機の作動が困難になっている。付録4の最後に述べたように、多段軸流圧縮機の作動をひろげるために用いられている方法としては(i)可変静翼を採用する。(ii)抽気弁を設ける。(iii)2軸圧縮機とする。(iv)以上の諸方法の適当な組合せ、等がある。

(i) 可変静翼

図18.Iは案内翼(又は前段の静翼)が固定された場合の、軸流空気速度の変化にともなう動翼入射角の変化とストール発生の様子を示し、図18.IIはこれを防止するために静翼を軸流速度の変化にともなって回転させ動翼への空気の入射角を一定に保持した場合を示す。図18.IIのような状態にするために静翼の設定角度 $\xi$ (又は $\tau$ )を実際にどのような値にすべきかは、その角度に設定したときに圧縮機が全体としてどのような特性になるかを計算又は実験によって確認しながら行なわれる。空力的

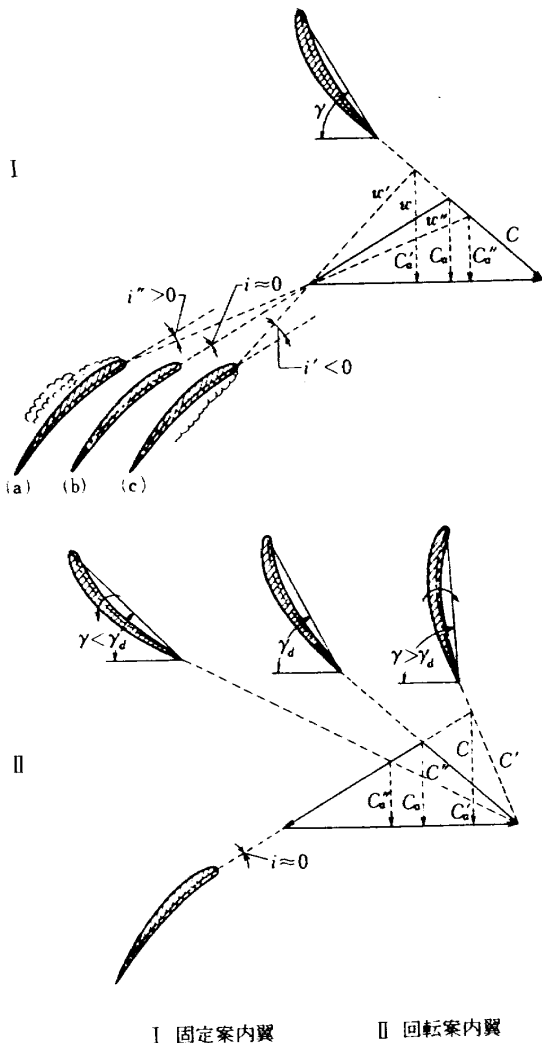


図 18 容積流量の変化による動翼の流入角変化

には特に翼高さ方向の空気流速の分布変化が問題となる。このことについては文献(29),(30),(117)にその例が示されている。 $\xi$ の値は本来ならば(付録4参照)修正回転数と軸方向空気マッハ数 $M_x$ との関数として与えられるべきものであるが実際には修正回転数又は軸流マッハ数のいずれか一方に対してスケジュールされている。これは定常状態においては修正回転数と軸流マッハ数の一方を与えれば他方は必然的に決まること、制御系が簡単化されること、などによるものである。(このようにすれば、当然のことながら、過渡状態、飛行条件が変わった時の定常状態において静翼の設定角度が本来のものからずれることになるが、これについては検討を要する)。

図19に現用のエンジンの静翼の設定角度を示す。静翼の設定角度が軸流空気マッハ数の代用をする( $P_{13}$ - $P_{13}$ )/ $P_{13}$ によってスケジュールされている。また、図20に別のエンジンのスケジュールを示す。静翼設定角度が修正回転数によってスケジュールされている。図21にCJ805エンジンの可変静翼アクチュエータ部分を示す。この場合は $T_{12}$ 信号と $N_2$ 信号より得た修正回転数 $N_2/\sqrt{T_{12}}$ により静翼の設定角度を制御している。このように一般に複数段の静翼の角度を設定する場合でもアクチュエータはただ1つだけ用い、リンクにより各段の回転角に分配する方法が採用されている。

(ii) 抽気

高压圧縮機からの抽気には、ここで述べるサージング

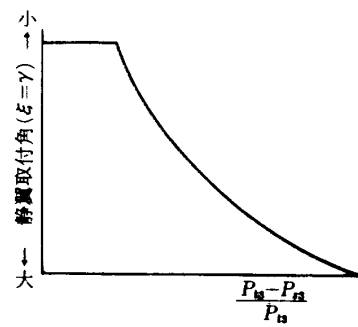


図 19 静翼取付角スケジュール例

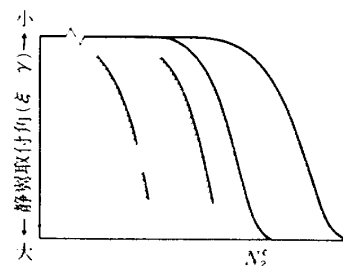


図 20 静翼取付角スケジュール例

を避け、圧縮機の性能を高める目的以外に、燃料を温めたり、オイルシールに用いたり、機体側で必要とする空気を供給したりするためのものがある。これらすべての抽気弁の開閉は直接エンジンの作動に影響するわけで、その影響は詳細に検討されなければならない。

空気の放出は、低い回転数で回転数一定の曲線の左半分枝で作動している（軸流速度が小さく、 $i > 0$  の）抽気孔のあるところより前段の軸流速度を増大し、後段の軸流速度を減ずる（付図15, 16参照）。その結果、低回転数領域における圧縮機の不安定作動領域から離れることができる。そして同時に圧力比および効率を増加することになる。付図16において軸流圧縮機の第一段はこの場合、点  $B_1$  の状態から点  $D_1$  に相当する状態に移る。第一段の圧力比の増加は、特性曲線の右半分枝で作動している最終段の圧力上昇と空気比重量の増加をもたらす。それとともに最終段の容積流量は減少するが、それによってより高い圧力比と効率に対応する運転状態に移ることができる。このとき最終段は  $D_2$  に相当する作

動状態に移ることになる。このように抽気は低回転数領域におけるサージ防止ばかりでなく、各段のより適合した作動を得るためにも用いられる。図22にJT3エンジンの抽気弁制御装置を示す。 $N_1$  信号が主であり、 $T_{t2}$ 、 $P_{t2}$  も使用し、圧縮機のサージ限界がエンジン入口空気状態により変わることを考慮している。また現用のフロントファンエンジンではコアエンジン入口、ブースト段出口抽気孔の開閉をファン出口ケースの内筒に円周方向に加工されている16個の溝を、前後にスライドする円筒形のRing Valueがカバーすることにより行なっているものもある。このように抽気弁の開閉は通常オンオフ形式で、その動力源は空気や油圧が用いられている。

以上に変静翼と抽気を別々に説明したが、この両者は同一のエンジンに併用されることが多く、その場合その原理から言ってもお互いに影響を及ぼし合うはずであるからそのスケジュールにはじゅうぶんな検討を要する。表2に主なエンジンの抽気、可変静翼の実施例を示す。

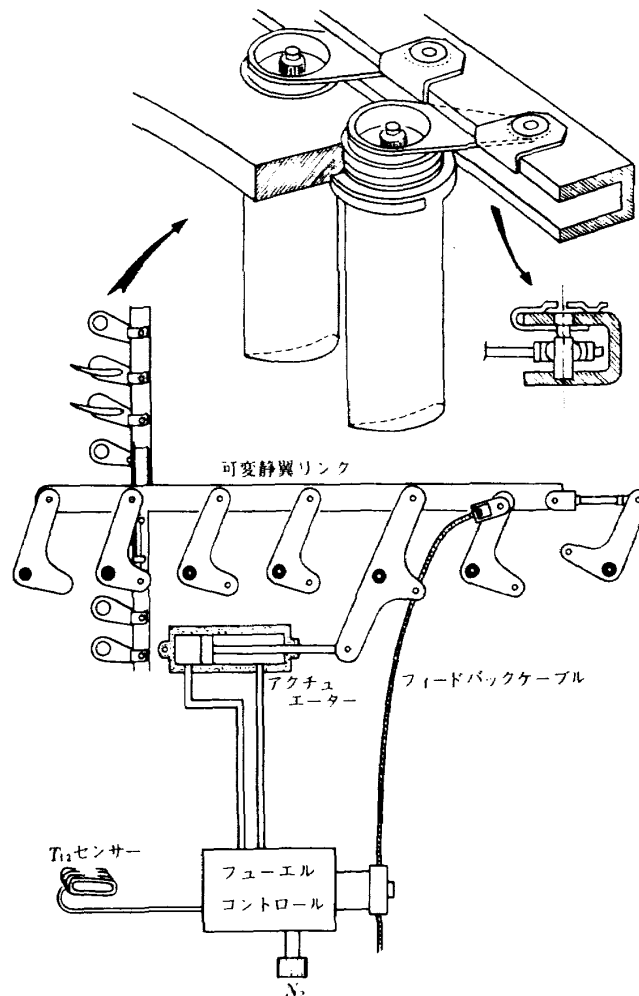


図 21 CJ805可変静翼制御機構<sup>55)</sup>

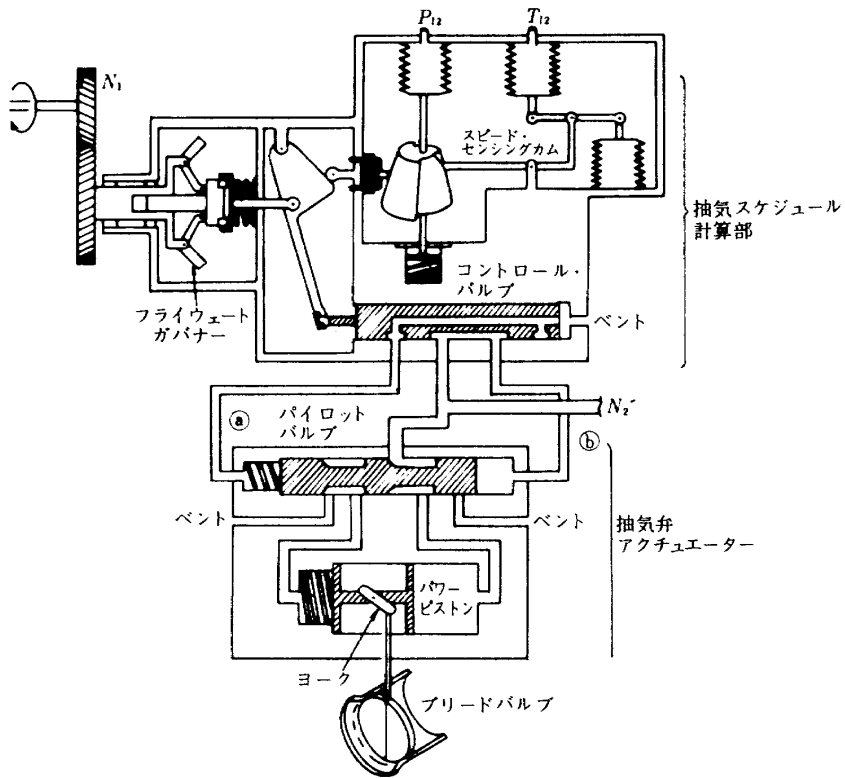


図 22 JT3 エンジンにおける抽気弁の制御<sup>27)</sup>

表 2 可変静翼及び抽気の実施例

エンジン名	エンジンの種類	圧縮機	可変静翼及び抽気
T 58	ヘリコプター用ターボシャフトエンジン	軸流 10 段	入口案内翼 1～3 段 静翼
J T 3	2 軸ターボジェット	低圧 9 段 高圧 7 段	$N_1 > 88\%$ で軸気 (場所は低圧軸?)
J T - 3 D - 3 B	ターボファン	ファン 2 段, ブースト 6 段 高圧 7 段	(旧) 低圧部出口抽気 (新) 高圧部 3 段出口抽気
C J 8 0 5 ( J 7 9 )	ターボジェット	軸流 17 段	入口案内翼 1～6 段 静翼
J T - 9 D	ターボファン	ファン 1 段, ブースト 3 段 高圧 11 段	ブースト段出口, 高圧部 5 段より抽気 高圧部入口案内翼, 前 3 段可変
C F 6 - 6 A	ターボファン	ファン 1 段, ブースト 1 段 高圧 16 段	抽気(ブースト段出口, 高圧部 8 段, 16 段より抽気) 高圧部入口案内翼, 前 6 段可変

(iii) 2軸圧縮機

構造が複雑化することを除けば、圧縮機を2軸にすることが多段軸流圧縮機を広い回転数範囲で作動することを可能ならしめる最も効果的な方法である。現存のエンジンで高圧圧縮機を2軸にしたものには、英国ロールスロイス社のRB211, RB203 エンジンがある。圧縮機の間作動が、計画圧力比より小さい圧力比の状態に移る場合を考えてみる。この場合1軸圧縮機では、第1段の軸流速度は周速度の低下割合より急激に低下し、最終段では低下の割合が少なくなる。これが第1段においては流量係数を小さくし、最終段では増大させる。最終段における流量係数の変化を少なくするためには、第1段の回転数を最終段よりも急速に低下させる必要がある。2軸圧縮機ではこれをつぎのようにして自動的に確保することができる。すなわち、第1段では流量係数が減少すれば迎角が増大する。しかし、そのとき最終段では流量係数が増大するから迎角は減少する。その結果、第1段を駆動するのに必要な動力は最終段に必要な動力よりもはなはだしく大きくなる。これが第1の圧縮機の回転数が、第2の圧縮機よりも急速に低下する基本的理由である。これによって流量係数は全段においてほぼ一定に保たれ多段軸流圧縮機において発生した前段のストールを防止することができる。

(4) 燃焼器と燃焼限界

燃焼室の構造には円筒形 (can) 形、環形 (annular) 形、円筒環形 (cannular) 形の3種類がある。図23にその軸断面図を示す。図24において圧縮機を出た空気はディフューザで減速されて燃焼室に入り、1次および2次空気に分かれる。1次空気は内筒の前部より入り燃料噴出ノズルより霧状に噴出した燃料を燃やし、この燃焼ガ

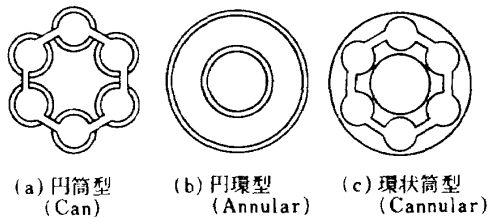


図23 燃焼器の形式 (燃焼器の断面形状) 25)

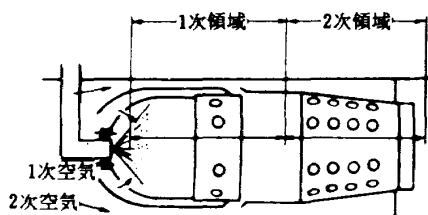


図24 燃焼器の燃焼領域と混合領域 26)

スが後部より入る2次空気と混合し、稀釈され、望ましい温度およびその分布\*\* となってタービンに入る。ジェットエンジンの燃焼はほぼ定圧的に行なわれ、局部的には1500℃以上になるが、2次空気によりタービン材質上の制限温度まで稀釈する。2次空気は燃焼ガスの温度を下げるると同時に、一部の空気は内筒の壁面を冷却し、壁材料を保護する役目もする。1次燃焼領域では炎を安定させるために逆流領域を作るとともに、燃焼速度を高めるために循環流を作る。

エンジン制御という立場から言って燃焼に関して特に重要なことは、燃焼が正常に行なわれるための種々の最大最小限界である。これらについて文献(15)は次のような事項を挙げている。

(i) 最小燃料限界

通常は燃焼器入口圧力と燃料-空気比で規定される。図25に燃焼器入口圧力が変化したときに安定な燃焼を維持し得る燃料-空気比の範囲を示す。これよ

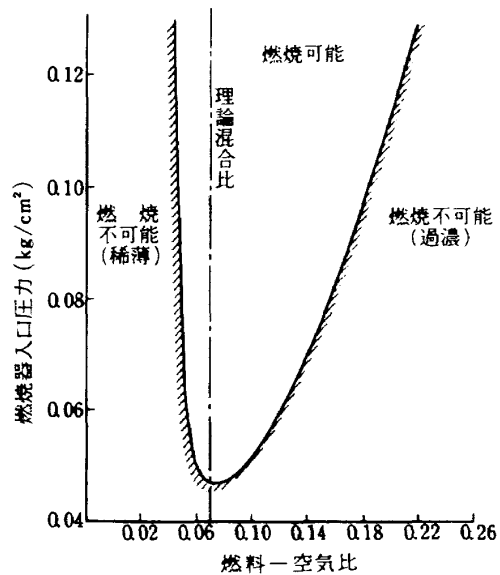


図25 ガソリン混合気の可燃限界 3)

\*\* 燃焼室出口 (タービン入口) 温度分布は、制御の面から言えば最高許容温度の計測場所にも関係し重要である。環形の燃焼器では円筒形燃焼器よりも均一な温度が得られる。いま1段目のタービンノズル案内翼に流入する燃焼ガスの最高許容温度が仮りに1200℃におさえられた場合に、環形燃焼器を使用すれば1150℃の平均タービン入口温度を採用できるとすると、Can形燃焼器を使用する場合には燃焼ガス温度が不均一のため平均タービン入口温度を1040℃におさえないと燃焼ガスの最高温度を1200℃以下におさえることができない。なお燃焼器出口ガス温度 (これはタービン出口ガス温度、圧縮機入口温度などについても言えることである) は半径方向に対する上記の分布以外に円周方向にも均一ではないので計測の際には注意を要する。

り燃料 - 空気比には稀薄側と過濃側の両方の限界があることがわかる。

(ii) 着火可能限界

通常は高度と温度で規定される。

(iii) 高度その他のパラメータによる燃焼効率の変化

燃焼効率は燃料消費率に直接影響を与えるので、はなはだ重要である。普通設計点近傍では96~98%に到るものであるが(図26)低回転数、高空状態では著しく低下する。図27(a)~(d)に燃焼室入口静圧、平均風速、温度、燃料 - 空気混合比が燃焼効率および燃焼室温度上昇に与える影響を示す。圧力、温度が高いほど、平均風速の低いほど燃焼効率は高い。図28にこれらのパラメータを1つのパラメータにまとめた場合の効率を示す。

(iv) 急激な燃料変化に対する燃焼の応答限界

(v) 加速時に吹消えの起こらない最大燃料 - 空気比限界

(vi) 安定燃焼限界(振動燃焼限界、稀薄吹消し)

これらの燃焼器に関する限界、特性はジェットエンジンを地上静止状態で運転する場合には、極端な加速、減速を行なわない限りエンジンの全回転数範囲で正常な燃焼をさまたげることはない。しかしエンジンを高空で作動させようとすると、もはや一定の回転数以下では作動不能となる。それは高空での周囲環境条件が燃焼に不利な条件を多く備えているからである。図29(a)~(d)は高空でエンジン回転数を変化させた場合に、燃焼器性能に影響を与えるパラメータ(燃焼器入口の圧力、温度、平均風速および燃料 - 空気比)がどのように変わるかを、

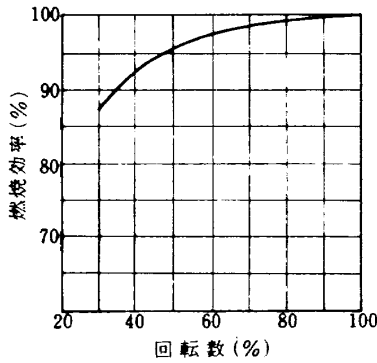


図 26 燃焼効率変化の一例<sup>3)</sup>

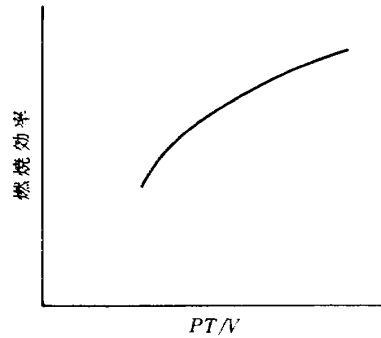


図 28 燃焼効率の1つのパラメータによる表示

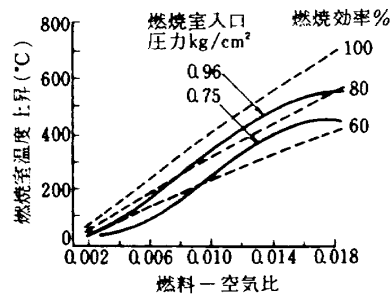
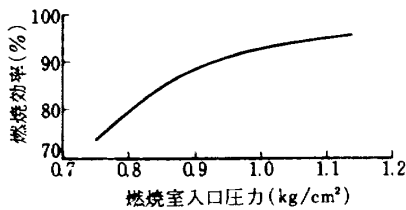
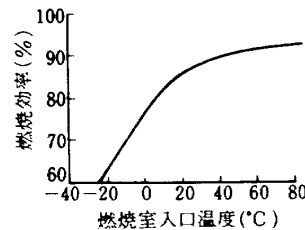
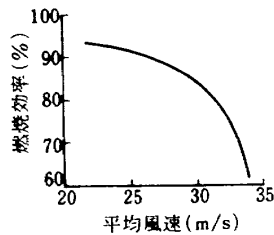


図 27 燃焼効率に影響する諸要因<sup>3)</sup>

圧力比 4 の機関の場合について示したものである。このように燃焼室の作動状態は広範囲に変化する。このような悪条件のもとで運転可能な回転数範囲が広がれば広いほどよいわけであるが、これは燃焼室、噴射弁、使用燃料により異なるから、制御すべきエンジンについてのデータを必要とする。図 30 は運転可能範囲の一例である。

以上のように燃焼器の性能に影響するパラメータの数は非常に多いために、地上での要素試験の結果から高空での性能あるいは作動限界を予測することは困難である。従って燃焼器を実際にエンジンに装着して環境試験をしたデータが必要となる。しかしこの種のデータはあまり発表されていない。実際のエンジンでは、エンジン入口圧力あるいは温度の関数として最小燃料流量あるいは最小回転数を制限しているようである。

(5) タービン

(i) タービンの作動と性能曲線

2 軸ファンエンジンには高圧圧縮機を駆動するための

高圧タービンと、ファンを駆動するための低圧タービンとがある。図 31 (a), (b) に現用のエンジンの高圧圧縮機駆動用タービンローターとファン駆動用タービンローターとを示す。また図 32 にはタービン翼をローターに組み込んだところを示す。高圧タービンと低圧タービンと

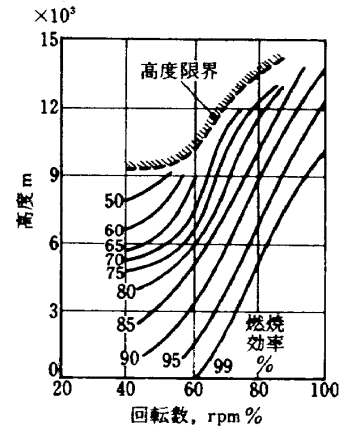
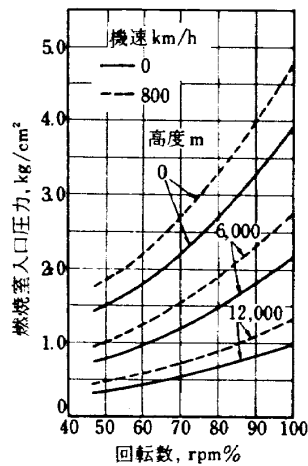
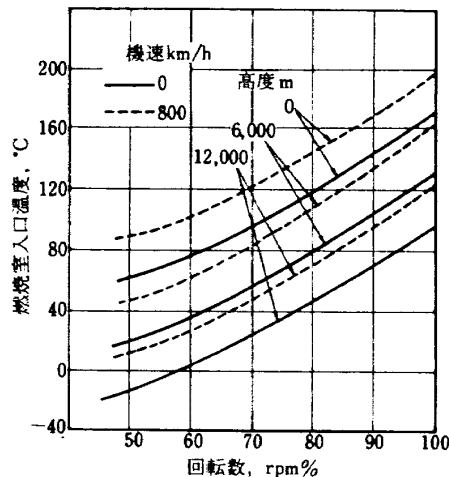


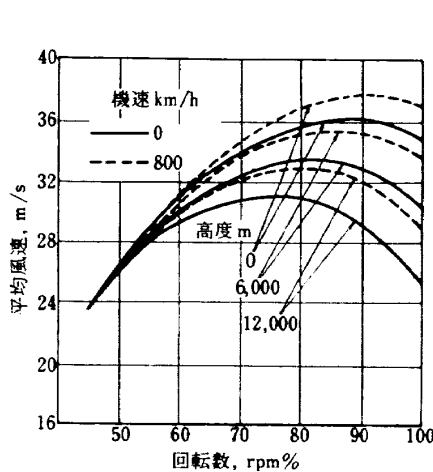
図 30 運転可能範囲<sup>3)</sup>



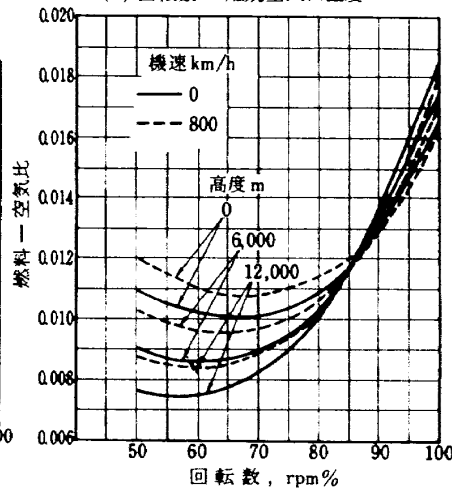
(a) 回転数 - 燃焼室入口圧力



(b) 回転数 - 燃焼室入口温度



(c) 回転数 - 平均風速



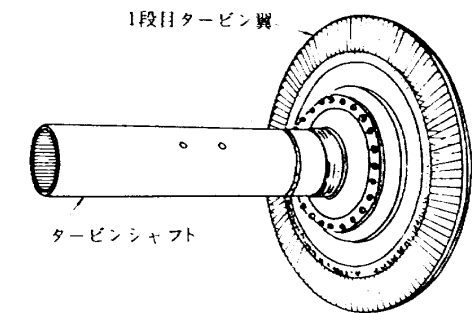
(d) 回転数 - 燃空比

図 29 飛行速度、高度による燃焼効率に影響する諸要因の変化範囲<sup>3)</sup>

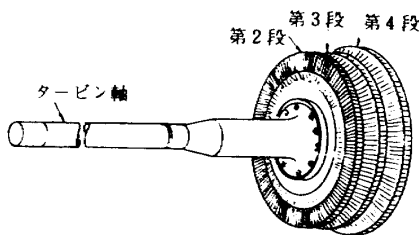
は本質的に異なるところはないが、ただなすべき仕事の量の関係から低圧タービンの方が高圧タービンより段数が多いのが普通である。

タービンを回転軸と同心のある半径の円筒面 a - b (図 33) で切断して、その円筒断面を平面に展開する。図 34 はこの断面のノズル翼とそれに対して相対的に速度  $u$  で運動している動翼を示す。図 34 において、z - z はノズル入口断面、1 - 1 はノズル出口断面 (動翼入口)、2 - 2 は動翼出口断面であり、それぞれの断面におけるガスのパラメータは対応する断面の符号をつけてある。ノズル翼は図 34 からわかるように、断面 z - z から断面 1 - 1 まで先細の曲がった通路を形成している。その部分の速度は増加し ( $C_1 > C_2$ )、それに応じて圧力が低下する ( $P_1 < P_2$ )。そしてガスの温度 (静温) は降

下する ( $T_{21} < T_{22}$ )。ノズル翼出口の流れの方向は、翼出口端の方向によって定まり、動翼の回転面と角  $\alpha_1$  を成す。かくしてノズルによってガスのポテンシャルエネルギー (圧力エネルギー) の一部は運動のエネルギーに変換される。周速度  $u$  で運動している動翼に関してガスは、速度三角形からベクトル  $C_1$  と  $u$  の差として定められる速度  $w_1$  をもっている。 $C_1$  と  $\alpha_1$  が与えられたとき  $w_1$  と  $\beta_1$  は動翼の周速度  $u$  によって決まる。 $u$  が小さいほど  $w_1$  は大きく  $\beta_1$  は小さくなる。 $u$  が大きいとその逆になる。明らかに  $\alpha_1$  が与えられたとき  $\beta_1$  は比  $u/c_1$  によって決まる。 $u/c_1$  はタービン理論において重要な役割をもっている。流れが動翼に衝突流入しないように動翼の前縁は相対速度  $w_1$  の方向に合わせなければならぬから比  $u/c_1$  の選定は動翼の形状に関連をもつ。動翼もまた普通先細通路を形成している。動翼の中でガスは圧力  $P_1$  から圧力  $P_2$  まで膨張しつづける。そして、ガス運動の相対速度は入口の  $w_1$  から出口の  $w_2$  まで増大するが、ガス温度は低下する ( $T_{22} < T_{21}$ )。ガスがノズルあるいは動翼のまわりを流れるとき、流れの曲りと相対速度の増大があるため翼のおう面 (腹面)



(a) 高圧タービンロータ



(b) 低圧タービンロータ

図 31 タービンロータ 55)

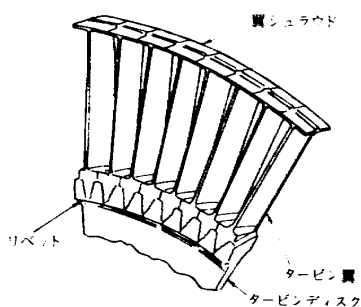


図 32 タービン翼の取り付け 55)

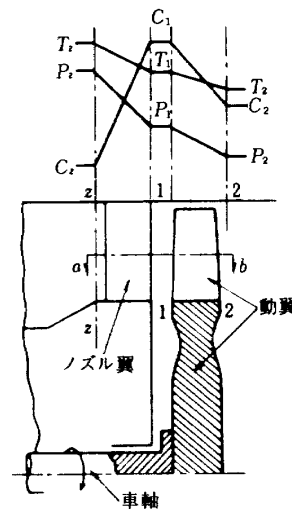


図 33 単段ガスタービンの構造

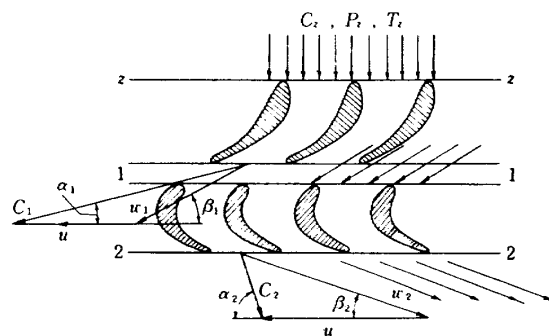


図 34 ノズル翼と動翼の断面



では圧力の上昇を生じ、とつ面（背面）では圧力が低下する。図35はタービン翼周辺に沿っての圧力の分布を示す。符号のプラスとマイナスはそれぞれ翼出口の圧力にくらべて高圧部分と低圧部分を示す。翼表面に作用する圧力総和が動翼を回転するとき必要なトルクを供給する。動翼における圧力の減少と同時にガスの絶対速度の減少は、ノズルにおけるガスの膨張によって得られた運動のエネルギーの一部が動翼において仕事をしたことよって消費されたことによる。動翼になされる仕事  $L_t$  は単位ガス流量当り

$$L_t = \frac{u}{g} (c_1 \cos \alpha_1 + c_2 \cos \alpha_2) = \frac{k}{k-1} R(T_{z2} - T_{i2})$$

となる。ただし  $T_{z2}, T_{i2}$  は断面  $z-z$  および  $2-2$  における静温である。タービン効率  $\eta_T = c_2 = c_2$  の場合は、

$$\eta_T = (1 - T_{i2}/T_{z2}) / \{1 - (P_{i2}/P_{z2})^{\frac{k-1}{k}}\}$$

$C_2 \approx C_2$  の場合は、

$$\eta_T = (T_{i2} - T_{i2}') / (T_{i2} - T_{i2}') \frac{k-1}{k} = (1 - T_{i2}'/T_{i2}) / \{1 - (P_{i2}'/P_{i2})^{\frac{k-1}{k}}\}$$

ただし、 $T_{i2}'$  は等エントロピ膨張をした時の出口温度。次に図36に示すような多段タービンについて計画点外作動時における各段の膨張比の変化をしらべる。タービン前の断面  $z-z$  とタービン後の断面  $2-2$  について連続の条件から、 $\tau$  を空気の比重量とすれば、

$$C_2 A_2 \tau_2 = C_{2a} A_2 \tau_2$$

比重量の比は、 $n$  をポリトロブ指数として

$$\tau_2/\tau_2' = (P_2/P_2')^{\frac{1}{n}}$$

$$C_{2a}/C_2 = A_2/A_2 (P_2/P_2')^{\frac{1}{n}}$$

これから次のことが言える。タービンは一定の圧力降下  $P_2/P_2'$  で設計され、選定した  $C_2, C_2$  の値に対して一定の通過断面積  $A_2, A_2$  が得られたのであるから、 $P_2/P_2'$

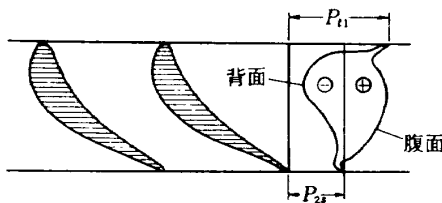


図 35 タービン翼まわりの圧力分布<sup>13)</sup>

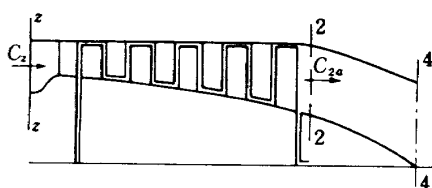


図 36 多段タービン<sup>13)</sup>

$P_2$  が計画値に比して減少したすべての非計画状態においては  $A_2/A_2 =$  一定であるゆえ、軸流速の比  $C_{2a}/C_2$  もまた減少する。そして  $P_2/P_2'$  の減少がはなはだしいほど、 $C_{2a}/C_2$  の減少も大きい。物理的にはこれは、非計画状態では（計画点より小さい全圧力降下となる場合）初断面  $A_2$  に比較してタービンのすべての通過断面は大きすぎるようになるから軸流速  $C_{2a}$  は  $C_2$  にくらべて多く低下するものと思われる。軸流速比  $C_{2a}/C_2$  の減少は最終段動翼で最も大きく、第1段のノズル翼では最も少ない。それは非計画状態の圧力降下にたいし通過断面は段を過ぎるごとにますます過大となるからである。 $C_{2a}/C_2$  が減少するという事は  $C_{2a}$  の減少の割合が  $C_2$  の減少の割合よりもずっと大きいということである。このことは非計画状態では多段タービンの後段では圧力比の減少が最も大きく、第1段のノズル翼では最も少ないことを意味する。すなわち、非計画状態ではガスの膨張は主としてタービンの第1段で行なわれる（このことを単段タービンにあてはめて考えれば、非計画状態においては案内ノズル翼の圧力降下の減少は、動翼あるいは段全体の圧力降下の減少率よりもはるかに少ない、ということになる）。ガスの膨張比を計画値以上に増大すると、今までとは逆に軸流速比は増大する。<sup>\*\*</sup> この

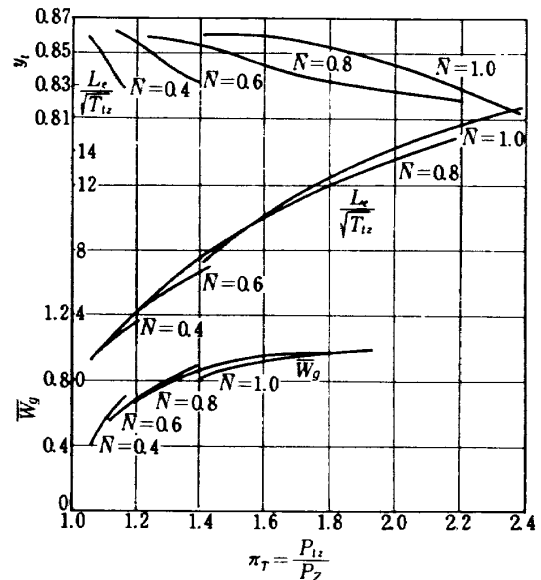


図 37  $L_c/\sqrt{T_{i2}}, \bar{W}_g, \bar{N}, \pi_T, \eta_2$  によるタービンの特性表示<sup>13)</sup>  
(記号上の一印は計画値に対する比を示す)

<sup>\*\*</sup> 計画値より大きい圧力降下のあるとき軸流速は、タービン出口の軸流速のマッハ数が1になるまで増大する点に注意しなければならない。中間段では軸流速は局部音速よりも小さい。なぜかと言えば、最大の軸流速と最小の音速（ガス温度の低下を考えれば）は常に最終出口に生ずるからである。タービン出口の軸流速が局部音速に達する状態はタービンのチョーク状態と呼ばれる。

場合、最も膨張比の増加の少ないのは第1段のノズル翼で、その最も大きいのは最終段動翼である。

以上述べたように、多段タービンの第1段および単段タービンの案内翼においては、計画状態からはずれた作動状態においてもその膨張比の変化はわずかである。この事実から、タービンの作動に関する重要な事実を導くことができる。すなわち、

- (a) タービン入口の軸流マッハ数と同じ意味を有する修正ガス流量  $w_g \sqrt{T_{t2}}/P_{t2}$  が、エンジンの広い作動範囲においてほぼ一定の値となること。
- (b) タービンが高圧タービンと低圧タービンとから成る場合には、エンジンが計画状態からはずれて作動する場合に高圧タービンの膨張比の変化は低圧タービンの膨張比の変化にくらべずと小さい。すなわち、高圧タービンにおける仕事量は低圧タービンにおけるほど変化しない。
- (c) 高圧タービンにおける膨張比の変化が小さいということは温度比の変化が小さいということになり、タービン入口温度計測の代わりに出口温度を計測せざるを得ない場合のタービン入口温度推測に有利な条件を与える。

次にタービンの性能表示について述べる。タービンの場合も圧縮機同様タービン入口ガスの軸流マッハ数と、動翼の周方向マッハ数が等しければタービン内の流れは相似となる。従ってタービンの特性も  $\pi$  定理から導かれる無次元数あるいはこれを修正した修正変数によって表

示されることになる。最も多く使われるパラメータとしては、

$$L_t/\sqrt{T_{t2}}, \bar{W}_g = (w_g \sqrt{T_{t2}}/P_{t2}) / (w_g \sqrt{T_{t2}}/P_{t2})_d$$

$$\bar{N} = (N/\sqrt{T_{t2}}) / (N/\sqrt{T_{t2}})_d, \pi_T = P_{t2}/P_{t1}, \eta_T$$

などがある。ただしサフィクス  $d$  は設計点における値を示す。図37にタービンの特性の1例を示す。このように  $\pi_T$  と  $\bar{W}_g$  の曲線は  $\bar{N}$  の値にかかわらずほぼ同一の曲線上に乗る。図38にタービンの段数を増した時のガス流量と膨張比の関係を示す。多段タービンの場合には膨張比と修正ガス流量との間に

$$w_g \sqrt{T_{t2}}/P_{t2} = k \sqrt{1 - (P_{t2}/P_{t1})^2}$$

という近似関係があり、精円法則と呼ばれる。ただし  $k$  は正の定数である。

(ii) タービン翼の冷却

最近の発達したファンエンジンのタービンについて制御という立場からさらに知っておかなければならないのはタービン翼の冷却の問題である。すでに述べたようにジェットエンジンの性能はタービン入口ガス温度を上げることによって向上するが、材料の強度の問題からそれにも制限がある。そこでタービン案内翼又は静翼を圧縮機から抽気した空気によって冷却することが考えられエンジンの性能向上に貢献している。この方法には(a)対流冷却 (Convection Cooling), (b)衝突流冷却 (Impingment Cooling), (c)フィルム冷却 (Film Cooling) 等がある。(a)の方法は翼の中に設けた通路に空気を流し熱を運び去る方法であり、(b)は空気ジェットを翼に吹きつけるこ

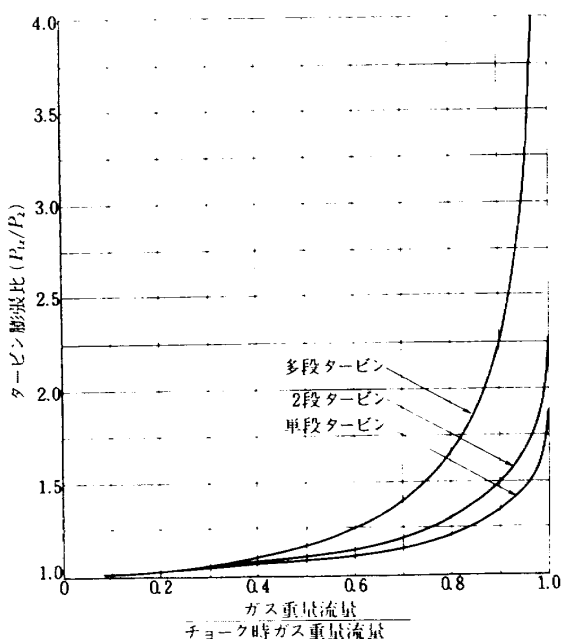


図 38 タービン膨張比—流量特性

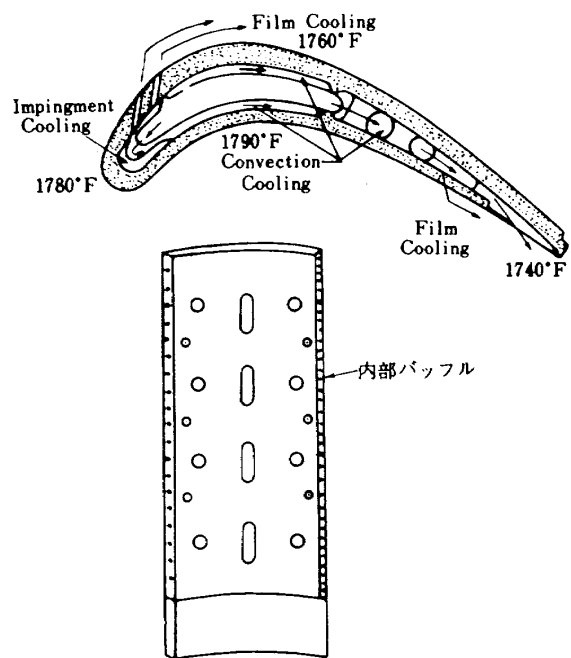


図 39 空気冷却されたタービンノズル案内翼の例<sup>55)</sup>

とによって冷却するものであり、(c)の方法は翼の表面に沿って形成された薄い空気流膜によって高温ガスからの熱をしゃ断するものである。図39に現用のフロントファンエンジン1段目タービンノズル案内翼の冷却方法を示す。このような空気冷却方式を用いた場合はタービン翼とその周囲の高温ガスの温度差は200℃前後にも達する。

(iii) タービン翼の温度制御

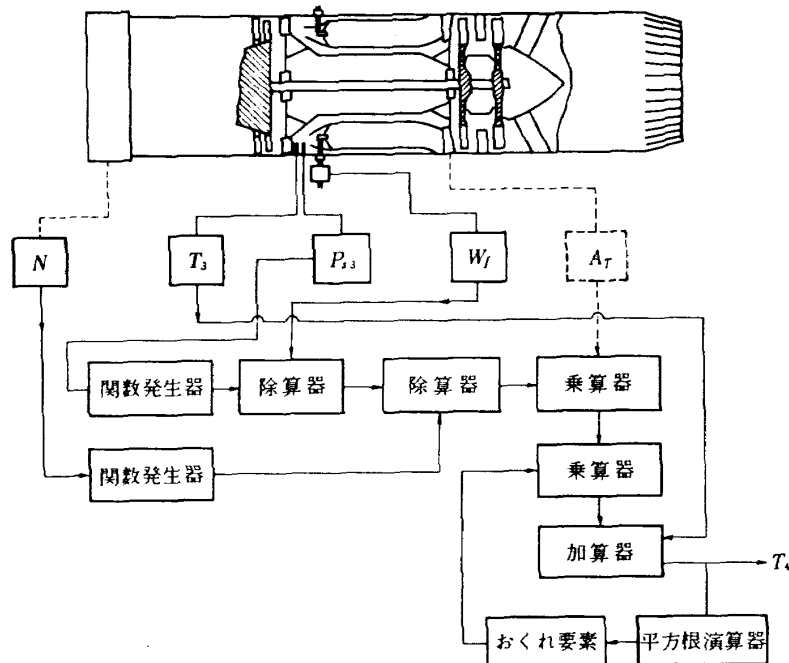
ジェットエンジンにおいてタービン翼は機械的に最も苛酷な状態のもとに置かれている。高温のガスとローターの回転による遠心力のもとで作動するからである。高温ガスがタービン翼に及ぼす影響を大別すれば、翼内に不均一な温度分布を生ぜしむること、翼全体の平均温度を上げることに分けられる。前者は特にエンジンを加減速する過渡状態において問題となる。翼内の不均一な温度分布は翼内部に応力を発生させ翼の熱疲労破壊の原因となる。後者は特に定常状態において問題となり、翼を長時間高温下で遠心力をかけることとなるからクリープの原因となる。過渡状態及び定常状態における最大許容温度をどの程度にえらび、許容誤差をどの程度にえらぶかは種々の環境下においてエンジンに要求されるミッション、エンジン寿命などを考慮して決められる。

一般には定常状態における最高許容温度よりも高いのが普通である。定常状態における最高許容温度は、それを

4.3.3℃ 上げると寿命は1/10になると言われる。一方エンジンの性能の面から考えれば最高許容温度はできるだけ高いことが望ましい。このような事情からタービン翼の温度制御は相当の精度で行なう必要がある(通常±10℃前後)。

タービン翼の温度制御は通常はその温度を決定するガス温度を制御することによって行なわれている。これはタービン翼の温度を飛行中に正確に計測することが困難であるためである。この場合(II)でも述べたように、タービン翼の冷却を行なっている場合にはタービン翼の温度とはかなりの差があるから、種々の飛行条件下でのガスの温度とタービン翼自体の温度との関係を示すデータが必要となる。

ガス温度の測定場所としては本来ならば温度が最も高い高圧タービン入口案内翼付近にすべきであるが、非常に高温であり、かつ測定しにくい構造になっているから実際には種々の方式によって代用している。その1つは測定が比較的容易なエンジン変数を計測してその値をもとに計算によってタービン入口ガス温度を推測するものである。その代表的なものを文献98より引用して示す。この方法は、タービン入口における単位面積当り修正空気流量が実験的に主として回転数 $N$ の関数で表わされるという事実および $P_{t4}$ は $P_{t3}$ と $N$ の関数、燃焼効率 $\eta_c$ は



98) 図 40 タービン入口ガス温度の間接的計測

\* 原文が単軸エンジンの場合について説明してあるので単軸エンジンの場合として扱う。2軸、3軸エンジンに適用する

場合には検討を必要とする。

に  $P_{33}$  の関数であるという事実から導かれる次式にもとずいている。

$$T_4 = T_3 + \frac{k W_f \sqrt{T_4} f_1(P_{33})}{P_{33} A_T f_2(N)}$$

ただし、 $k$  : 定数,  $A_T$  : タービンノズル面積, である。

この式から  $T_4$  を求めるためには図40に示すようなアナログ回路を構成する。タービン入口ガス温度を推測するもう1つの方法は、高圧タービン出口又は低圧タービン出口温度を計測するものである。この場合(i)で述べた事実、すなわち高圧タービンにおける膨張比(温度比)が広い作動範囲においてほぼ一定であるという現象が利用される。したがって高圧タービン出口温度を計測するほうが、低圧タービン出口温度を計測するよりも高圧タービン入口ガス温度をより正しく推測できる。

タービン出口ガス温度の計測には通常熱電対が用いられる。この場合問題となることの1つに熱電対の応答性がある。熱電対の応答は普通一次おくれで表わされるが、その時定数が熱電対の周曲のガス流れ即ちエンジンの作動点によって変わる。<sup>116)</sup>したがって熱電対をタービン翼温度制御ループに入れて用いるときには、この遅れをエンジン作動点によって大きさの異なる位相進み要素によって補償しなければならない。さらに熱電対出力信号をノイズが少なく、制御回路で用い得る程度に増幅することも1つの問題である。

次にタービン入口ガス温度制御がどのように行なわれるかを説明する。熱電対の出力信号は増幅され、熱電対の応答を補償した後、最高許容温度に相当する電圧と比較される。この比較器は図41に示すようにガス温度が最高許容温度よりも低くければ正の十分大きな信号を出力とし、高ければ負の出力(普通は差に比例している)信号を出す。この出力信号は制御系を安定化するための演算回路、作動機を駆動するための出力増幅器等から成

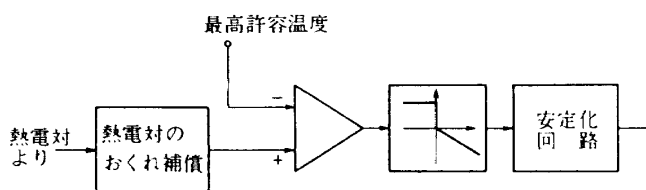


図 41 タービン入口ガス温度制御系

る回路の入力となる。この安定化回路の出力をどのように用いるかで現在行なわれているタービン入口ガス温度制御方式を2種類に大別することができる。その1つは図42に示すように回転数制御ループ中に「Lowest Win回路」なるものを設けて、安定化回路の出力をその入力とするものである。これによってこの回路に入る入力(通常は2個)のうち小さい方が選択されて出力される。従ってタービン入口ガス温度が最高許容値よりも低ければ「Lowest Win回路」によって回転数制御のための信号が選択され、高ければ回転数制御信号とタービン入口ガス温度制御信号のうち小さいほう(燃料流量をより減じようとするほう)が選択され出力される。もう1つの制御方式は図167に示す例のように主燃料制御装置(6参照)のスロットル弁(Metering Valve)前後の差圧を一定にしている機構中の燃料バイパス弁を駆動して燃料を減ずる方法である。この方法は他のエンジン制御機能(回転数制御, 加減速制御など)とは独立して最高許容温度を制限することになるのでシステム全体の信頼性という観点からも有利である。以上いずれの方法を採用する場合でも安定化回路をどのように構成するかが問題となるが、これはシミュレーションテストなどによって決めるのが適当である。

(6) ジェットノズル

超音速機用エンジンで燃料消費率が特に問題となる場合や、アフタバーナをつけたエンジンなどにおいてはジェットノズル面積を変えて最も効率のよい状態で作動することが不可欠であるが、亜音速機用のアフタバーナのないエンジンでは機構が複雑になり、重量、信頼度の点で問題となるのでジェットノズル面積は固定とするのが普通である。ただし現用のフロントファンエンジンで着陸時にファンや低圧タービンから出る騒音を減少させるためにジェットノズルをせばめて(2位置制御)低圧部回転数を落としているものもある。

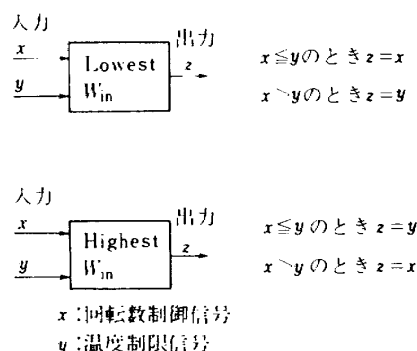


図 42 Lowest Win 回路および Highest Win 回路

(7) エンジンの全体性能

これまでの説明でエンジンを構成する要素のうち、空気の流れに直接関係し、エンジンの熱力学的サイクルの一環を成しているものについて、その作動原理、特性、作動範囲制限、機械的強度限界などを中心として制御装

置設計のために知っておくべき最小限のことが明らかとなった。その結果、各要素がエンジンを構成する一要素として期待された通りの機能を果たするためには実に多くの実験的、理論的なデータを必要とすること、それにもとずいた適切な制御を前提としていること等が明らかとな

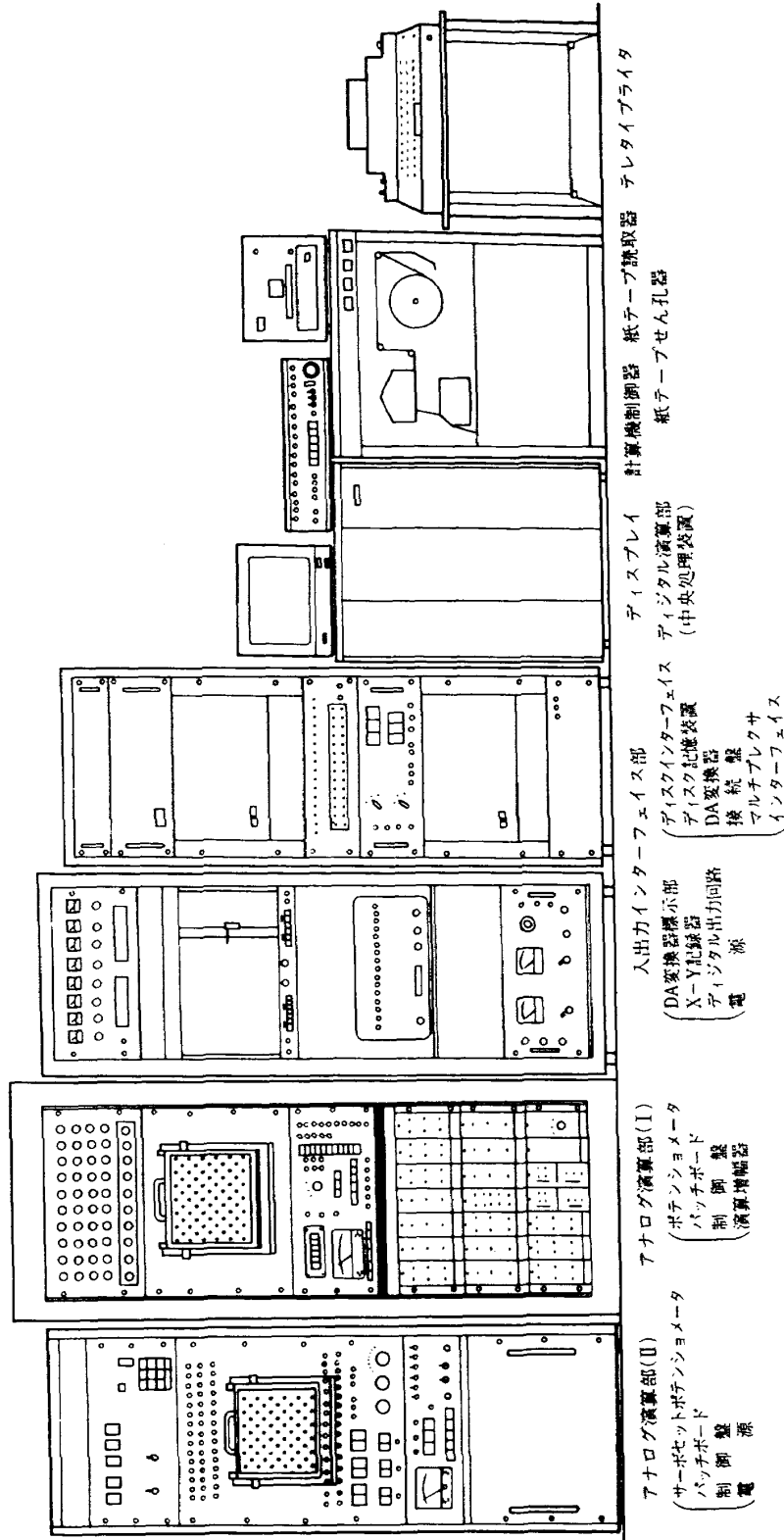


図 43 ハイブリッドシミュレータ

った。次に、これらの個々の制御された要素を組み合わせ、エンジン構成した場合、これらの制御された要素はどのような作動をするのか、また各要素がそれぞれの空力的、機械的限界内で作動し、同時にエンジン全体の性能を高めるためには何を、どのように制御すればよいのかを知る必要がある。従来この種の研究は、定常状態に関してはエンジンの全体性能に関する研究として、過渡状態に関しては圧縮機特性曲線上の加減速経路をもとにした圧縮機の過渡状態における挙動の研究としてデジタル計算機を用いて行なわれてきた。また実験的な方法も当然採用された。そして種々の形式のエンジンについてその計算方法と若干の結果が発表されている。<sup>31)</sup> ~<sup>43),99)</sup> しかしこれまでの方法では計算の結果は紙の上に印字された数値で与えられるために、とくに過渡現象などを検討しようとする場合、制御技術者の直感に訴えるところが少ないばかりか、制御装置の研究開発には不便なところが多かった。そこで注目されたのがジェットエンジンのシミュレーションによる方法である。これはエンジンの作動を数式にモデル化して計算機に組み込むことによって計算機が実際のエンジンと同等の結果を出すようにしたものである。この方法には大別してアナログ方式とハイブリッド方式とがある。前者は計算機としてアナログ計算機を用いるものであり初期の頃に用いられた。後者はデジタル計算機とアナログ計算機とを併用するもので、それぞれの計算機の長所と短所に応じて適当に使い分けをするものである。シミュレーション法を用いれば、ジェットエンジンが遭遇するすべての環境条件、飛行条件下でのエンジンの全体性能、過渡状態における各要素の作動状況などを居ながらにして観察することができる。またエンジン制御装置と結合することによって、エンジン開発の初期の段階に制御装置の作動をチェックしたり、新たに要求される制御機能を予知した

りすることができる。図43にハイブリッドシミュレータの1例を、図44にその構成を示す。

以上、エンジンの全体性能、過渡状態の挙動を知る手段としてデジタル計算機による計算、シミュレーションがあることを述べたが、このいずれの方法も、その計算のよりどころとして(a)タービンで発生した仕事と圧縮機、補機類、ベアリン等で消費される仕事量は等しいこと、(b)エンジン入口からジェットノズルに到る圧力が連続していること、(c)エンジン入口からジェットノズルに到る空気(ガス)流量が連続していること、の3つの条件をエンジンの作動状態(定常状態、過渡状態)に応じて使い分けている。また計算に用いる変数としては付録1で述べた修正変数が用いられている。図45に示す高圧圧縮機特性曲線上の1点  $P_c(N_2/\sqrt{\theta_3}, w_a\sqrt{\theta_3}/\delta_3, \pi_c$  のどれか2つの変数で指定される) に対応し条件(b), (c)を満す他の要素の特性図上の作動点および燃料流量は、もう1つの状態変数例えば  $N_1/\sqrt{\theta_2}$  を与えることによってはじめて決まる。すなわち、高圧圧縮機の任意の1つの作動点に対して、エンジン全体としての作動点は  $N_1/\sqrt{\theta_2}$  の値に応じて無限に存在する。一方この計算に当て条件(a)を加えれば、即ち定常状態の作動点を求める計算をすれば高圧圧縮機特性曲線上の1点を指定する2個の修正変数の組(例えば  $N_2/\sqrt{\theta_3}$  と  $\pi_c$ ) は1本の曲線上に

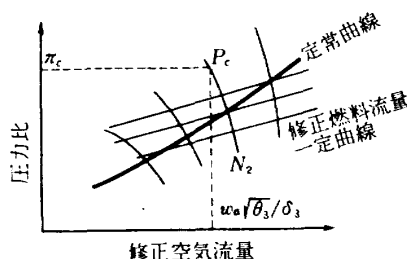


図 45 圧縮機特性曲線上で  $P_c$  を決めてもエンジンの作動点は定まらない

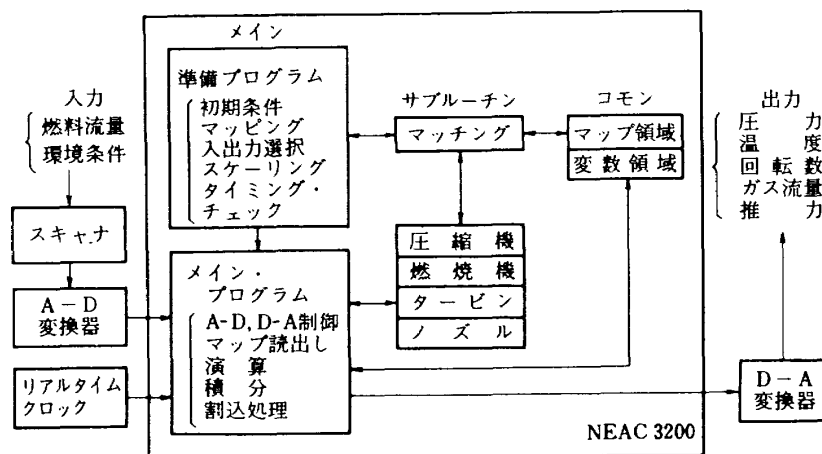


図 44 ハイブリッドシミュレータの構成<sup>39)</sup>

乗り（定常曲線），かつこの曲線に対応して他の構成要素の特性曲線上にも1本の曲線が描かれる。

以上の説明によってエンジン全体としての挙動がどのような方法によって知られるかが明らかになったのでその計算結果について次に述べる。従来このような計算方法について述べた文献は数多いが<sup>35),20),41),42),43)</sup>その結果について検討したものは少ない。とくにフロントファンエンジンについてはごく限られている。<sup>31)</sup>それ故エンジン制御装置を研究する場合，シミュレーション方法の研究と並行して行なわれるのが普通であり，個々のエンジンの挙動を予め予測してそれをもとに制御方法を決定する。ここではまず，計算結果を表示するのによく用いられる圧縮機特性曲線上に示されたデータの基本的性質を説明し，その後で文献31に示されている計算結果について述べる。

まず特性曲線上に示される修正燃料流量一定の曲線について考える（図45参照）。1軸エンジンにおいては飛行速度が一定ならば周囲環境条件の如何にかかわらず，圧縮機入口における空気の軸流マッハ数 $w_a\sqrt{\theta_2}/\delta_2$ と周速度マッハ数 $N/\sqrt{\theta_2}$ を与えればエンジンのすべての状態変数を知ることができた（付録1）。しかし比較的大きい飛行速度で飛行することによって圧縮機入口にラム圧が生じた場合には圧縮機入口全圧 $P_{t2}$ はもはや大気圧と等しくないから地上で静止しているエンジンの流れと相似になり得ない。従って地上静止時に圧縮機特性曲線上に描かれた燃料流量一定の曲線や定常曲線は，たとえ修正変数で示されたとしてももはや有効ではない。（図46）。そして，飛行中のエンジンの圧縮機特性曲線上の燃料流量一定の曲線や定常曲線は周囲温度，圧力がラム圧によって圧縮機入口に生じた温度，圧力と等しいような環境条件中に静止し，かつ今までのジェ

ットノズルの圧力比-流量特性の横軸（圧力軸）スケールを $P_{t2}/P_0$ で除した特性を有するジェットノズルで置き換えたエンジンのものと同じになる（図47）。すなわち機速がある場合には前よりもノズルを広げたと同じ効果を生ずる。しかし制御をする場合に非常に都合のよいことには，タービンがチョーク状態にあるか，あるいはそれに近い（実際の場合はほとんどの作動範囲でこのような状態にある）場合には，機速が変化しても燃料流量一定の曲線は変化しない。なぜならタービンがチョークしてしまうと，全体性能の計算過程においてラム圧による圧縮機入口圧力の上昇が，前記の流量，圧力の条件(b), (c)を考慮した計算に影響を及ぼさなくなるからである。以上は1軸エンジンについて述べたが，2軸エンジンについても，そのコアエンジン（ガスジェネレータ）について全く同様のことが言える。すなわち，ガスジェネレータのタービン（高圧タービン）がチョークしていなければ，高圧圧縮機特性曲線上の1点 $P_c$ （例えば， $N_2/\sqrt{\theta_3}$ と $\pi_c$ で規定される）を与えても，1軸エンジンにおける（ラム圧を決める）機速に匹敵する他のもう1つの条件（例えば $N_1/\sqrt{\theta_2}$ ）を与えない限りエンジンの作動状態は決まらないし，その点 $P_c$ に対応する燃料流量も決まらない。しかしながら高圧タービンがチョークしているか，あるいはそれに非常に近い場合には， $N_1/\sqrt{\theta_2}$ で代表されるファン及びその駆動タービンの作動点によらず点 $P_c$ において必要とされる修正燃料流量は一定である。この事実は修正変数で示された高圧圧縮機特性曲線上の修正燃料流量一定の曲線が，機速， $N_1$ にかかわらず一定であることを意味するから，エンジンの加減速スケジュール決定にとって非常に便利なことであり，重要なことである。しかしここで注意すべきことは，ファン，ブースト段の定常曲線はもちろん，高圧圧縮機

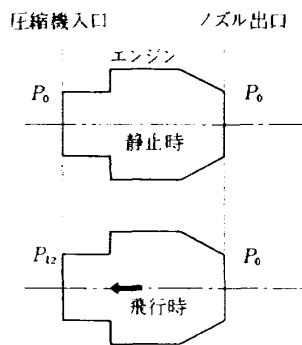


図 46 飛行時と静止時の圧縮機入口圧力<sup>3)</sup>と大気圧との関係

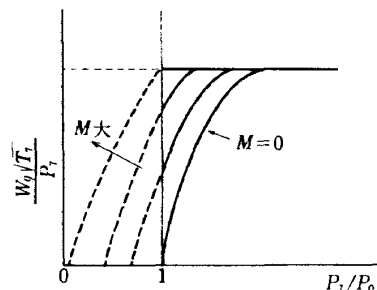


図 47 飛行マッハ数とノズルの圧力比—流量特性との関係<sup>3)</sup>

\* 機速が小さくてエンジンが周囲の空気を吸込むような状態にあるときには圧縮機入口全圧は周囲大気圧とはほぼ等しい。

このような場合には，燃料一定曲線，定常曲線は有効である。

の定常曲線も機速の影響を受けることである。これは前記の条件(b), (c)以外に条件(a)が加わるためである。

次に図48~50に文献31から引用した機速によるファン、ブースト段、高圧圧縮機の定常曲線の変化を示す。ファンにおいては機速が増すにつれて定常曲線はサージング限界から離れた側に移動し、ブースト段においては反対にサージング限界に近づいてゆき、高圧圧縮機においてはほとんど変化していない。またブースト段の作動線が回転数の低下とともにサージング限界に近づいている。これはファン回転数の低下によるバイパス比の増加と密接な関係がある。これを避けるために文献31は、ブースト段出口からの抽気を提案しており、図中の

破線は抽気率を2通りに変えた場合を示している。また一点鎖線は低圧タービンの効率を低くしたときの定常曲線を示す。図51はシミュレーションテストの結果を文献44から引用して示したものである。このようにシミュレーションテストによるデータは種々のエンジン変数の時間的変化を同時に記録することができる。

全体性能の計算をすることによって、エンジンあるいはそれを装着した航空機のFlight Envelopeを予測することができる。これは横軸に機速を、たて軸に飛行高度をとって飛行可能な限界を示したものである。図52にその一例を示す。この場合Flight Envelopeは(a)圧縮機出口圧力による圧縮機ケーシングあるいは燃焼器ケ

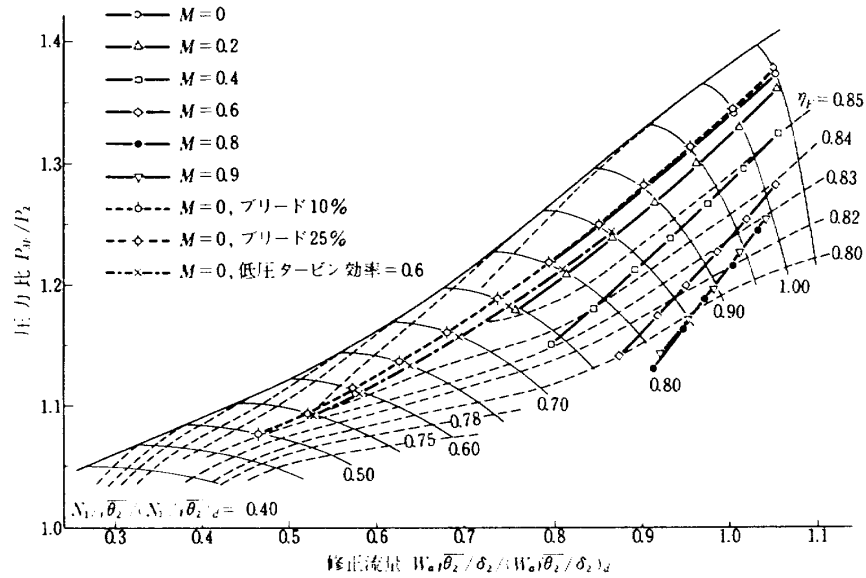


図48 ファン作動線<sup>31)</sup>

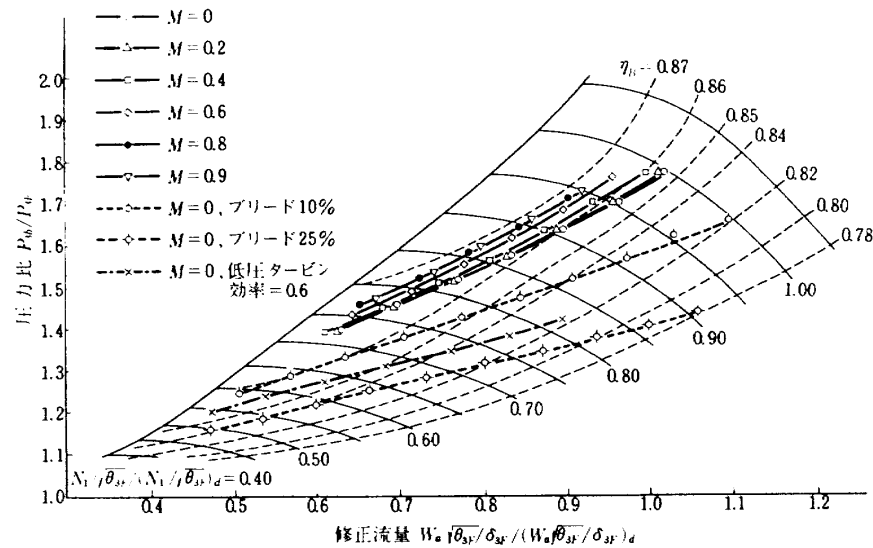


図49 ブースト段作動曲線<sup>31)</sup>



ーシングの破壊予防からくる限界線, (b)タービン入口ガス温度の最大値制限による限界線, (c)燃焼吹消え限界,

燃焼不安定限界線等から構成されている。ウィンドミリングによって空中起動が可能な限界線も示してある。

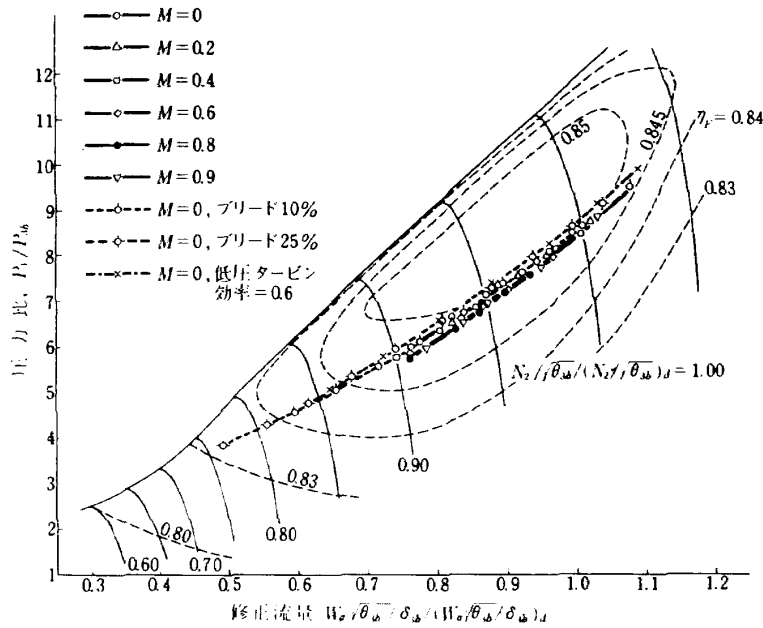


図 50 高圧圧縮機作動線<sup>31)</sup>

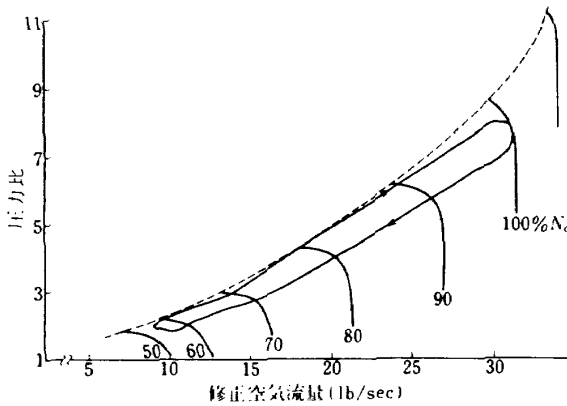


図 51-a シミュレーション試験データ<sup>44)</sup>

(図中の実線は加減速時における圧縮機特性曲線上の経路である)

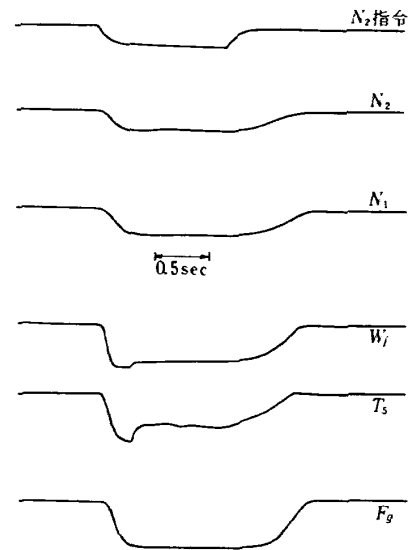


図 51-b シミュレーション試験データ<sup>44)</sup>

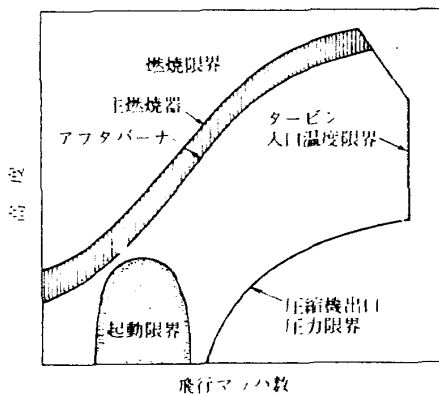


図 52 Flight Envelope

### 4. フロントファンエンジンのパワー操作

以上はエンジン内部で起こっていることについて説明した。ここではジェットエンジンをどのようにして起動し、希望する推力を発生させるのか、あるいはまた実際の飛行ではエンジンはどのように操作されるのかなど、エンジンを運転する立場から検討する。

#### (1) 起 動 (アイドリング設定)

通常ジェットエンジンの起動は次の手順で行なわれる。まずフューエルシャットオフレバー (図113, 114参照) を閉の位置に、電源をオン、燃料系統シャットオフスイッチをオン、燃料ブースタポンプスイッチをオンにした後、

- (a) 始動機 (スタータ) を作動させ、エンジンを加速する。
- (b) 回転数がある値に達したところで点火系統を作動させる。
- (c) エンジン回転数が更に上がり、燃料ポンプ燃圧が上がったとき、スロットルレバーを開いて、レバーを進めてフューエルシャットオフレバーを開いて (スロットルレバーを予めアイドリング位置に進めておいて起動する方式においてはフューエルシャットオフレバーを開く) 燃焼室に燃料を送る。
- (d) 燃焼が始まり、タービンの出力が著しく増加し

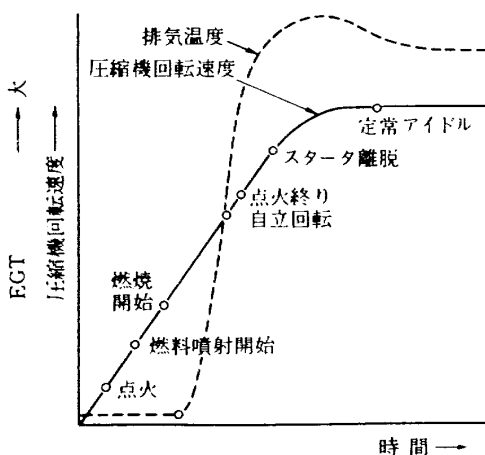


図 53 エンジン起動手順

てエンジン回転数は急に上がる。

- (e) 更にレバーを開き、エンジンを加速し、アイドリング運転が可能になったところでスタータ及び点火系統を絶つ。2分以内にアイドリング回転数に達しない場合はハング・スタートのおそれがあるのでエンジンを停止しなければならない。

図 53 に起動の手順の時間的变化を示す。以上の操作を自動的に行なう自動起動装置\*もある。図 54 (a)~(c) に各種エンジンの起動特性を示す。エンジンの起動時には燃料-空気が大きいのでタービン入口ガス温度が高くなり、タービン翼の熱疲労の原因となるから注意を要する。タービン入口ガス温度は計測しにくいので通常は高圧タービン出口ガス温度 (EGT) で代用される。EGT を極力低くして、しかもできるだけ短時間にアイドリング回転数に設定するのが良い起動と言える。この EGT と起動時間はスタータの容量と着火時期に負うところが大きい。図 55 は現用のエンジンにおいて、12%

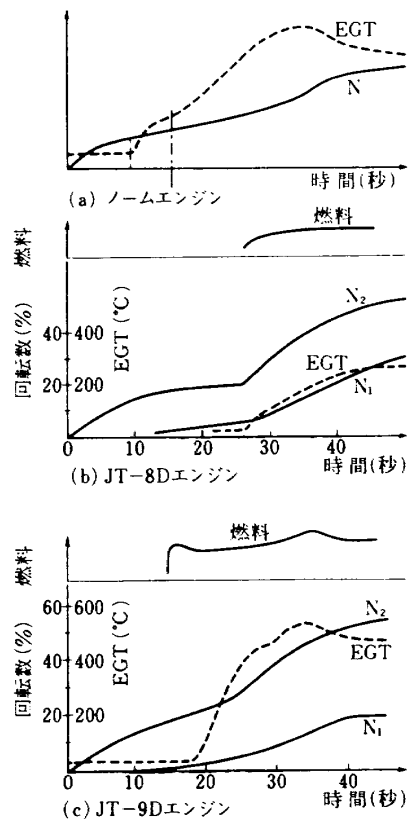


図 54 各種エンジンの起動特性

\* ここで「自動」というのは起動手順(a)~(e)が自動的に行なわれるという意味である。この手順を手動で行なう場合でも、着火後の燃料流量のサージング防止、タービン入口ガス過大防止等の目的のための制御は自動的に行なわれる。ま

たアイドリング以下の低い回転数においては、ファンや圧縮機のサージングが起動特性を悪化させないように抽気弁は開になっており、可変静翼は前段における空気流の正の入射角に対処できる位置になっている。

$N_2$  および 15%  $N_2^{**}$  でスロットルレバーをアイドルへ進め、燃料供給とともに点火装置を働かせた場合を比較したものである。規定の 15%  $N_2$  ではなく、12%  $N_2$  にすると加速はわずかばかり良くなるが、タービン入口ガス温度は 550 F (288 °C) も高くなり、タービン翼に大きな熱疲労を起こさせる原因となる。図 56 はスタータの空気圧と着火回転数がタービン翼温度に与える影響を示している。エンジン始動時の空気圧が低すぎると、ト

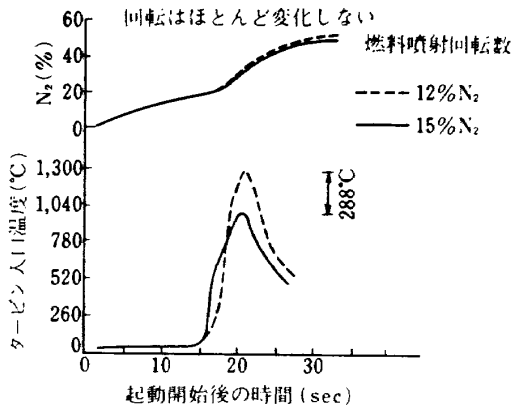


図 55 燃料噴射回転数とタービン入口温度<sup>19)</sup>

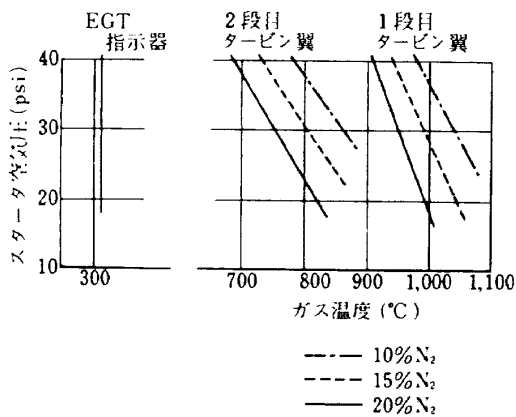


図 56 起動時における空気圧と燃料噴射回転数<sup>19)</sup>

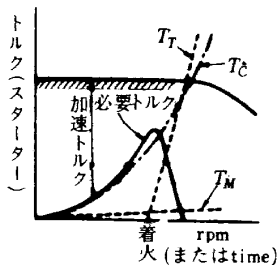


図 57 起動時トルクの関係<sup>3)</sup>

ルクが小さくなるため規定の燃料噴射回転数に達する時間が長くなるばかりでなく、点火後も圧縮機の回転を補助するトルクが不足気味となり熱疲労にとって好ましくない。図 57 にスタータに必要とされるトルクがエンジン回転数の増加とともにどのように変わるかを示す。

空中で起動する場合はウィンドミル (wind milling) で回転数が上がっている状態で起動する。図 58 は機速とウィンドミル回転数との関係を示す。ファンエンジンの場合には高圧軸回転数が上がらないことも考えられるのでスタータを必要とする場合がある。図 59 に空中起動可能範囲例を示す。起動手順は地上起動の手順とほとんど同じである。

次に始動機 (スタータ) 及び点火装置について説明を加えておく。

始動機 (スタータ)

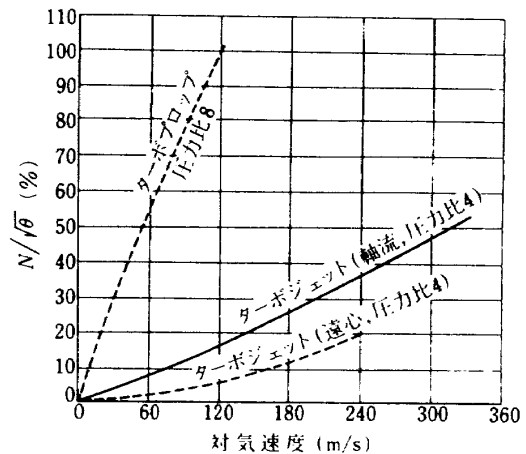


図 58 ウィンドミリング時のエンジンロータ回転数<sup>15)</sup>

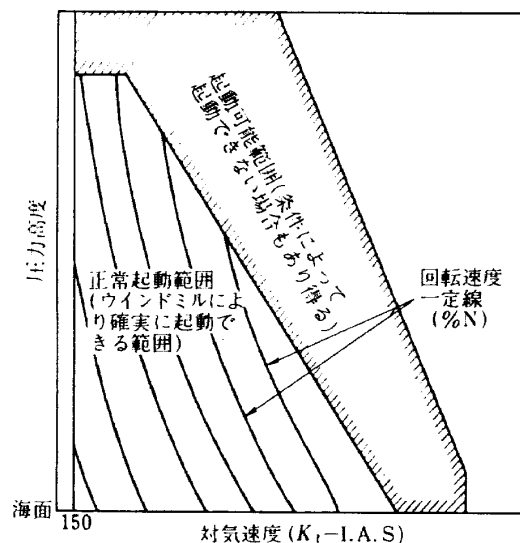


図 59 空中起動可能範囲<sup>66)</sup>

\* 燃料噴射時の回転数は経験から決定されるのが普通であるが、エンジンの形式によっても多少異なる。しかしほとんどのエンジンでは 15%  $N_2$  が採用されている。

始動機としては電動モーター、空気タービン、油圧モーターなどがある。最も多く用いられる方法は、電動モーターによってA.P.U. (Auxiliary Power Unit), 即ち補助動力エンジンを起動し、その高圧圧縮機から抽気した空気によってエンジンに直結された空気タービンを回し、それによってエンジンを起動するものである。

点火装置

現在ではほとんどがスパーク点火装置を用いている。図60にスパークイグナイターの断面を、また図61に現在最も多く用いられているイグニッション・エキサイターの例を示す。電源は14~29Vのバッテリーを用い左下方からまずエキサイターに入る。エキサイターにはバイブレータがあるが、これが同じ直流バスを電源とするラジオにノイズを発生させるので、バイブレータへの途中に高周波を吸収させるためのラジオ・ノイズ・フィルターを有している。次いでこのDCは、バイブレーター・トランスフォーマーの一次側に送られ、マグネットとイグニッションコイルの理で振動電流となり、2次側に約2300Vの交流を生ずる。この交流は整流器を経て、その先のストレージ・キャパシターに電気エネルギーを蓄積する。このチャージが規定値を越えるとエア・ギャップの絶縁が破られ、チャージされた電荷の一部は瞬間的にコンポジットに流れる。するとトリガトランスフォーマー一次側にエア・ギャップからの電流が流れてトリガー・キャパシターをチャージする瞬間二次コイルには20~24kvもの高電圧を生じ、その先のスパークイグナイターのギャップの燃料と空気の混合ガスが容易にイオン化される(こうしてギャップの混合ガスが過熱され点火温度に到るわけであるが、このときギャップの周囲の混合気が膨張するためかなりのエネルギーを吸収してしまふ)。こうしてイグナイターのギャップの絶縁が

破られると今度はエキサイターのストレージキャパシターに残っていた大部分の電荷とトリガー・キャパシターの電荷とが合流して計20ジュールにも及ぶ大量の電気エネルギーがスパークギャップを飛び混合気への着火が行なわれる。なお、エア・ギャップの先にあるブリーダーレジスターはイグナイターの放電が1回終わり次の放電に移るまでの間、トリガー・キャパシター内に残っている電荷を徐々にグラウンドさせるものである。このイグニッションシステムではスパークの間隔は電源電圧により多少変わるが、大体毎秒1回程度である。

次に点火を行なうためにパイロットが操作するスイッチ系統と、フューエル・シャットオフ・バルブがどのような関係にあるかを現用のエンジンを例にとって示す(図62)。図61に示すものと全く同じ原理にもとづくエキサイターがA、Bと2個備えら

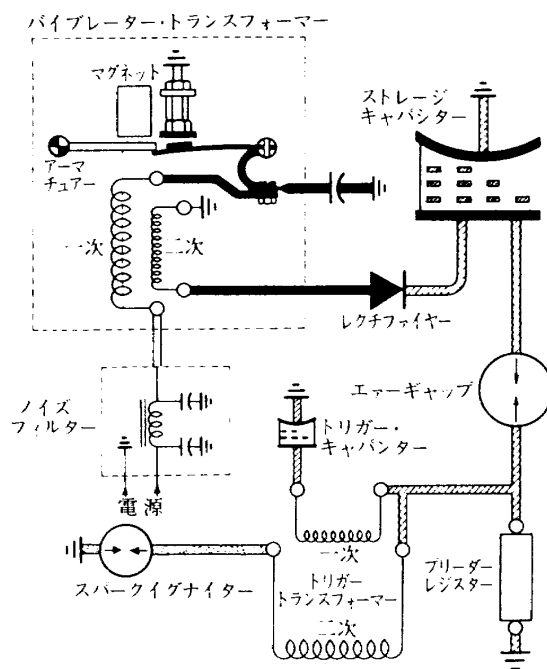


図 61 イグニッションエキサイター

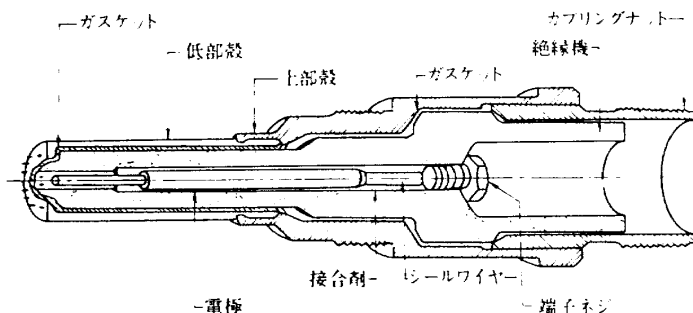


図 60 スパークイグナイター

れている。ただここでは電源として115VのAC(400サイクル)が用いられている。エキサイターはスイッチによってA、Bのどちらでも選ぶことができ、地上で起動する場合には、スタータスイッチとフューエル・シャットオフ・バルブを開くことによってはじめて電源と接続されるようになっている。空中で起動する場合にはフューエル・シャットオフ・レバーを開き(スターターはウィンドミリングのため不必要である)、イグニッション・セレクタ・

スイッチを空中起動の所に回せばA、B両方のエキサイターが同時に働く。これは高空では着火性能が落ちるためである。

(2) アイドリング

アイドリング時の推力の大きさは、機体側からの要求により変わる余地はあるが、通常はできるだけ小さくすることが望まれる。そして飛行高度や飛行速度とは無関係に一定であるのが理想である。しかしこの要求を現用のエンジンと制御装置で達成することは困難であり、飛

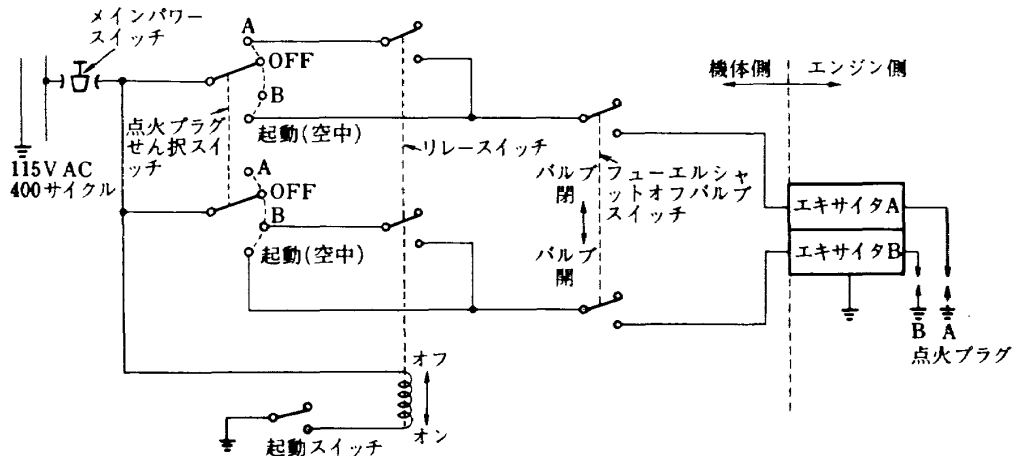


図 62 エンジン点火スイッチ系統例

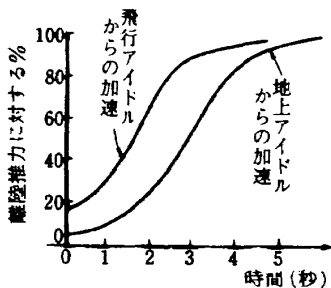
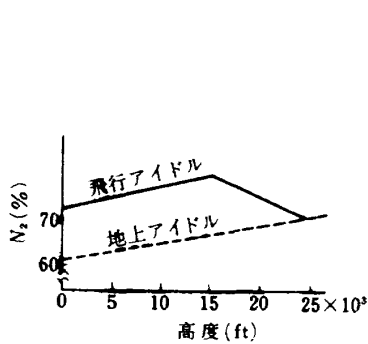


図 63 JT9Dのアイドリングスケジュール

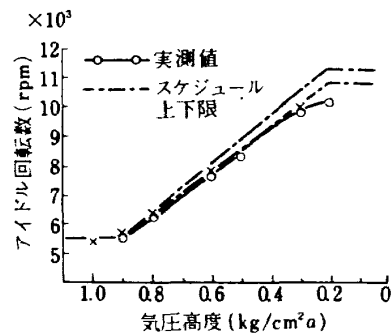


図 64 YJ3アイドリングスケジュール

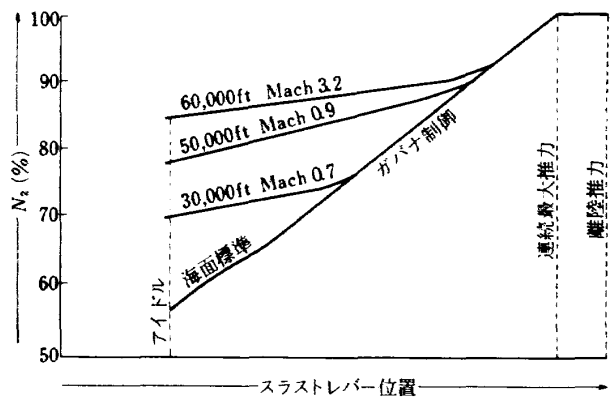


図 65 オリオン593エンジン スラストレバースケジュール

028

行条件によって変わるのが普通である。アイドリング運転は、地上で起動した後の地上アイドリング(ground idling)と、飛行中にアイドリングで作動する飛行アイドリング(flight idling)—(i)高空での再起動を行なった時、(ii)機内の気圧が低下したような非常時に急速降下をするためエンジンをアイドリングまで減速し逆推力に切り換える時、(iii)着陸時に推力操作をする時等がある——とに分けられる。地上アイドリングは通常60% N前後の回転数に設定される。この回転数は普通エンジンが安定に作動し得る最小回転数とほぼ一致する。飛行アイドリングは飛行高度に応じてエンジンの安定な作動が可能な最小回転数あるいは最小燃料流量から決まる(これについては(4)において詳しく説明した)。飛行アイドリングを制御する方法を大別すれば次の2つの方法になる。

- (A) アイドリング回転数を圧縮機入口圧力に対してスケジュールする。
- (B) 燃料流量を圧縮機入口圧力に対してスケジュールする。

(A)の方式を採用しているものにJT-9D\*\*やYJ3エンジンがある(図63, 64)。また(B)の方式に近いものにオリンパス593エンジン(図65)やJT3エンジンがある。オリンパス593においては高度、飛行速度に応じて燃料流量をスケジュール供給している。またYJ3エンジンにおいては圧縮機出口圧力に対して燃料流量をスケジュールしている。またCF6エンジンにおいては圧縮機・入口温度に対して地上アイドリング、飛行アイドリング回転数を決めている(図66)。これは周囲温度によってアイドリング時の推力が変わらないようにするためである。以上のようにアイドリングの設定方式はまちまちであるが上述した(A), (B)の方式が基本的なものであるので検討を加える。図67(a)は(A), (B)の方式に従った飛行アイドリングスケジュール例を、図67(b)は飛行高度、飛行速度が変わった時の推力の変化の様子を示す。(A)の方式では高マッハ数で飛行した時にラム圧を生ずるため実際の高度より低い高度と見なされアイドリング回転数も低くなってしまふ。従って最初低マッハ数で計算して図67(b)に示した線(1)であったとすると、高マッハ数のときには(2)になる。これが極端な場合には吹消えの原因となる。また地表近くでは負の推力(正味推力)となる。

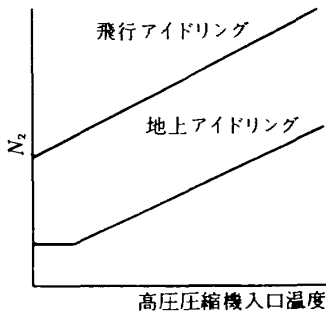


図 66 CF6 エンジンアイドリングスケジュール

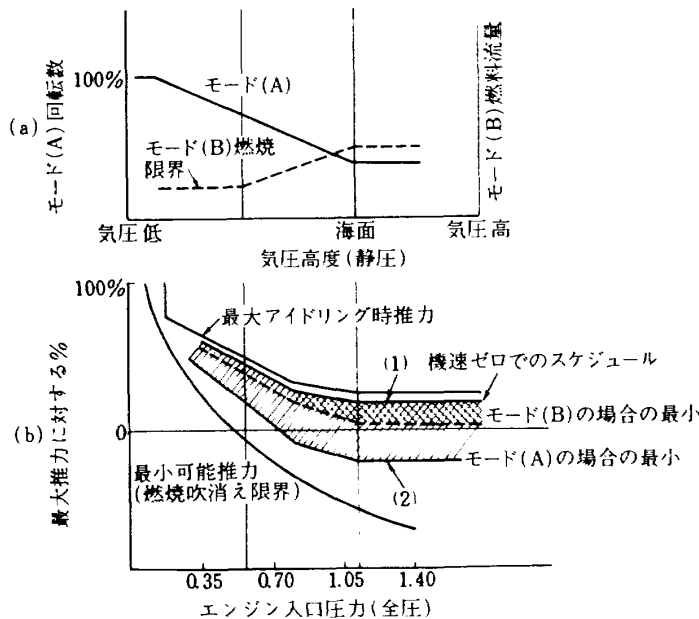


図 67 アイドリングスケジュール方式(a)とアイドリング推力(b)<sup>15)</sup>

\*\* JT-9DエンジンやCF6エンジンにおいては飛行アイドリングと地上アイドリングとを別の線でスケジュールしているが、

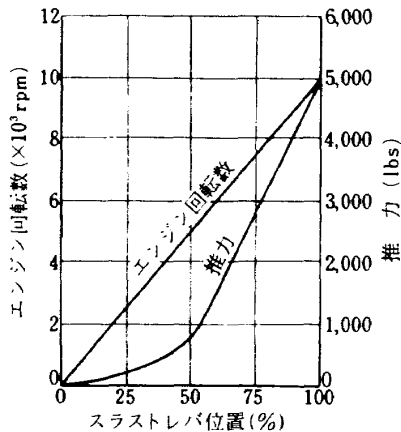
これは飛行中アイドリング推力から最高推力まで加速する場合の加速時間を短くするためである。

しかしある種の航空機ではこのことが必要な場合もある。また(B)の方式では高マッハ数でラム圧が生ずると図67(a)を見てもわかるとおり実際の高度で予定されていたより多くの燃料を供給するようになる。これはラム圧が生じているときの推力の増加にともなう必要燃料流量の増加を補うことになり、結局正の正味推力を維持することになる。

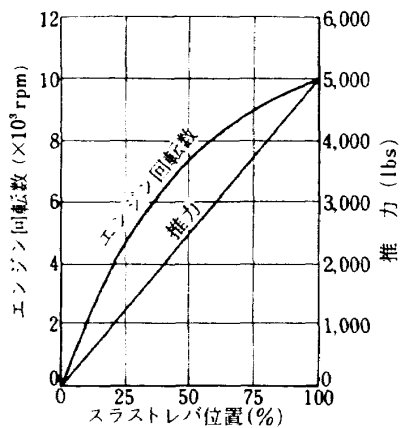
(3) 回転数制御

(1) 回転数制御の目的

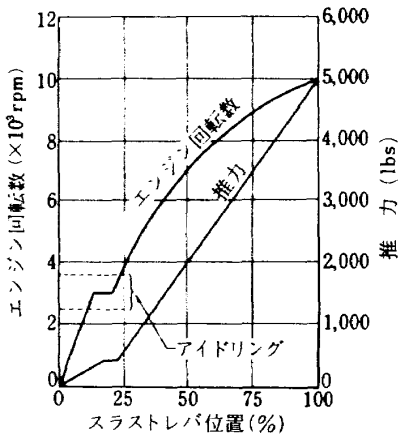
ジェットエンジンの出力は推力であり、パイロットは推力の大きさを調整することにより航空機を操縦する。したがって飛行中にエンジンが発生している推力を指示することができればパイロットはそれによってエンジン作動点を調整できる。しかしながら、飛行中に推力を測定する事は、試みられてはいるが、一般には困難なことである。そこで推力と密接な関係があり、しかもそれが飛行条件や環境条件にあまり影響されないエンジン変数を計測し、計器に指示し、パイロットはその指示に従ってエンジンを操作する方法が採られている。この変数が付録5に説明したEPR (Engine Pressure Ratio) である。例えば離陸時には、パイロットは航空機の高度や速度に応じてあらかじめ作成された予定表に従ってEPRを調整している。この場合パイロットが希望したEPRに設定でき、かつその値がその後も維持されるためにはエンジンの作動点が、きめ細かく安定に制御されていなければならない。またパイロットが実際に操作するのはスラストレバーであるから、レバーの各位置はエンジンの



(a) 初期のスラストレバスケジュール



(b) スラストレバ位置と、推力との関係を直線にしたスラストレバスケジュール



(c) アイドリング時の回転数に対する感度を落とすために、遊びを設けたスラストレバスケジュール

図 68 スラストレバー位置と回転数推力との関係のいろいろ

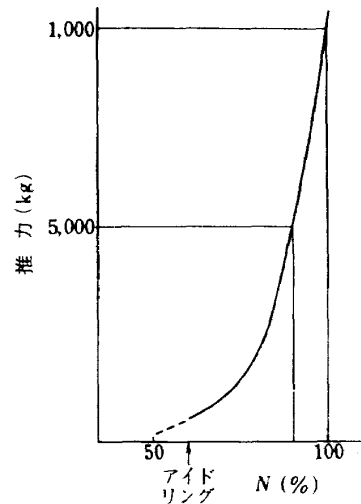


図 69 エンジン回転数と推力との関係

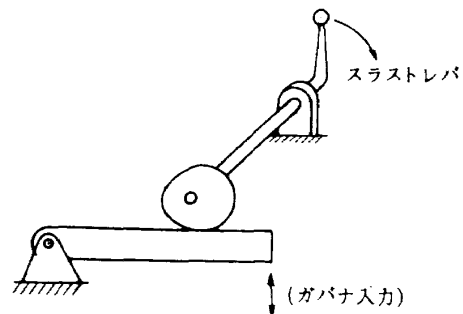


図 70 推力スケジュールカム

作動点に対応していなければならない。この作動点を代表する、制御されるべき変数として通常回転数が用いられているのである。そのほかに圧縮機の圧力比が採用されることもある（この例としてRB211エンジンがある）。回転数といっても、2軸、3軸エンジンにおいては $N_1, N_2, N_3$ 等がある。そして推力設定の目的にはどれを採用することも可能であるが通常はコアエンジンの回転数 $N_2$ （2軸の場合）あるいは $N_3$ （3軸の場合）を用いている。ただしヘリコプター用のエンジンでは $N_1$ を制御することが多い。このようにエンジン回転数を推力制御の代わりに用いることにはいくつかの問題点（付録5参照）があるにもかかわらず現在でも広く採用されている理由としては、回転数の検出が比較的精度よく行なえること、機械的作動限界を支配するものであること等が挙げられる。

(II) 回転数制御方式

スラストレバー操作に対するパイロットの要求として文献50は次のような事項を挙げている。

- a. 吹消えがあってはならない（アイドリング時）。
- b. サージングを起こしてはならない（加減速時）。
- c. パイロットがスラストレバーをどのように操作しても種々の定格値を越えてはならない。
- d. スラストレバー位置と推力は線形な関係にあること。
- e. スラストレバーに不感帯があってはならない。
- f. 加速時間が短い。
- g. スラストレバーが最大位置にあるときには、高度、飛行条件など、そのときの条件下で許し得る最大出力を出すこと。

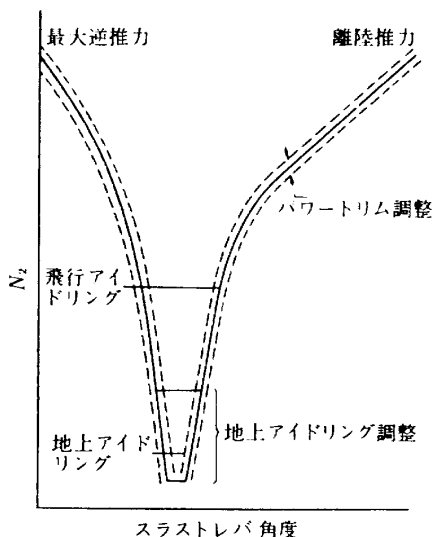


図 71 スラストレバー角—回転数スケジュールの例

このうちdの要求について述べる。スラストレバー位置と推力との関係は図68に示すように変わってきた。一般にエンジン回転数と推力との関係は図69にその一例を示すように直線的ではなく、高回転数領域において急速に推力が増加する。従って図68中(b), (c)のような関係を得るためには、図70に示すようにスラストレバーの回転軸（その回転角が指令回転数になる）にカムをつけて、スラストレバー回転角とカムの変位（最終的な回転数指令）をスケジュールする必要がある。図71に現用のエンジンのスラストレバー角と指令回転数 $N_2$ との関係を示す。旅客機に装着されるエンジンにおいてはこのように逆推力のためのスラストレバー角度が設けられている。また図中のパワー(trim)は、複数のエンジンを装着したときにエンジン間の推力調整のために設けられている。

次のスラストレバーによって指令された回転数がどのような制御方法によって保持されるのかを述べる。エンジン回転数制御方式は大別すると、アイソクロナス（isochronous）方式とドループ（droop）方式とになる。それぞれの場合の基本的ブロック線図を図72に示す。図中 $S$ はラプラス演算子である。またエンジン伝達関数が一次おくれ形で示されているがこれについては文献51に詳しく述べている。図示するようにアイソクロナス方式においては回転数制御ループ中に純粋な積分動作を含み、ドループ方式では積分動作にフィードバックをかけることによりこれを一次おくれ動作に変えている。それぞれの制御方式にもとづいた回転数制御系にステップ状回転数を与えた場合、指令回転数とエンジン回転数との差 $X$ を指令回転数で除した値（誤差率）の最終値は、

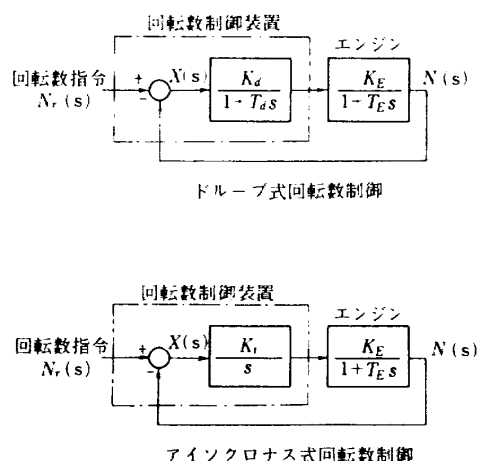


図 72 回転数制御系ブロック線図





様子を示すものである。この場合もエンジン(A)の負荷の増加はエンジン(B)の負荷の増加の3倍になっている。以上の説明でもわかるように、ドループ方式ではある1つの負荷を複数のエンジンで駆動する場合にその  $\delta_d$  を適当にえらぶことにより各エンジンに希望する負荷配分を行うことができる。

ドループ方式とアイソクロナス方式の特徴として更に知っておくべき事は、回転数制御系全体の安定性という事である。図76, 77の(a)は図72に示した制御系の閉ループ伝達函数の根軌跡を示したものである。図よりドループ方式においては系はゲイン  $K_d K_E$  の値によらず常に安定であるが、あまり大きい値にすると応答が振動的になることがわかる。アイソクロナス方式においてもほぼ同様の傾向を示すが、同一のゲインに対してはドループ方式より安定性に欠ける。図76, 77(b)は燃料制御器の一次おくれ特性を考慮した場合の根軌跡である。この場合には  $K_d K_E$  の値によっては回転数が一定の値に落ち着かないで振動振幅が時間とともに増大する、いわゆる不安定状態になる。

以上の説明を要約すれば、ドループ方式とアイソクロナス方式の特徴は、

- (a) 回転数設定誤差については
  - ドループ方式：負荷によって誤差が変わる。
  - アイソクロナス方式：負荷によらず常に誤差はゼロである。

- (b) 負荷の分担については
  - ドループ方式：各エンジンのドループ ( $\delta_d$ ) に応じた負荷の配分が可能。
  - アイソクロナス方式：すべてのエンジンに平等に負荷が配分される。
- (c) 回転数制御系の安定性
  - ドループ方式：アイソクロナス方式よりも安定している。
  - アイソクロナス方式：ドループ方式よりも安定性に欠ける。

表3に現用の主要エンジンの回転数制御方式を示す。これを見ると通常の旅客機用エンジンにおいてもドループ方式を採用している。これは負荷の配分を考慮するためではなく回転数制御系の安定性への配慮から採用されたものと考えられる。

(iii) 回転数制御装置の実際

ジェットエンジンの回転数制御は従来そのほとんどがガバナと呼ばれる油圧機械によって行われてきた。そのメカニズムは多種多様であるので、ここでは最も典型的なものについてその作動原理を説明するにとどめる。

図78は基本的なガバナの概略の機構を示す。図中点線で示したフィードバックリンクがあればドループ方式となり、無ければアイソクロナス方式となる。図におい

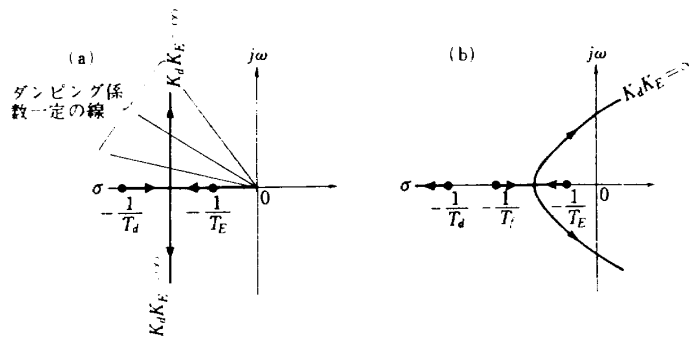


図 76 ドループ式回転数制御系の根軌跡 ( $F_f$  は燃料制御器の時定数)

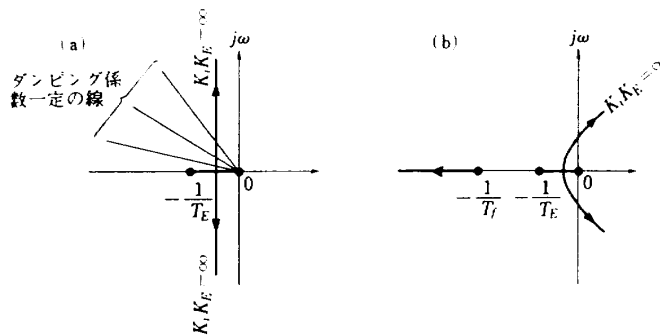


図 77 アイソクロナス式回転数制御系の根軌跡 ( $F_f$  は燃料制御器の時定数)

表3 各種エンジンの回転数制御方式

エンジン	制御回転軸	制御方式
J 79	N	I
J 3	N	I
C J 805	N <sub>2</sub>	I
T 58	N <sub>1</sub>	D
J T 3D	N <sub>2</sub>	D
J T 8D	N <sub>2</sub>	D
J T 9D	N <sub>2</sub>	D
C F 6	N <sub>2</sub>	I
RB 211	$P_{t4}/P_{t2}$ を制御している	

I : アイソクロナス D : ドループ

てワットのフライボールはエンジン回転軸の回転数を歯車列で適当な回転数にした回転軸によって駆動される。従ってエンジン回転数が増せば重錘は外側に倒れ、スピードスプリングに対して上向きの力を加える。また補償ピストン、燃料規正ピストンはスピードスプリングと結合されている。またニードルバルブは外部から調整できる流路の絞りである。ガバナ出力は、燃料流量を決定する他の油圧回路の入力となる。さて図においてスロットルレバーを矢印方向に回転して回転数増加を指令した場合を考える。カムの変位はスピード・スプリングの変位を介して燃料規正ピストンを押し下げる。するとポンプから供給された高圧燃料は図の矢印方向に流れ込み、バッファピストンを右方に動かし（このような急激な圧力変化に対してはニードルバルブは閉じていると同等の効果を持つ）、パワーピストンを上方に動かす。これと同時に補償ピストンにも上向きの圧力が働き、燃料規正ピストンをもとの位置にもどし、ポンプからの燃料を遮

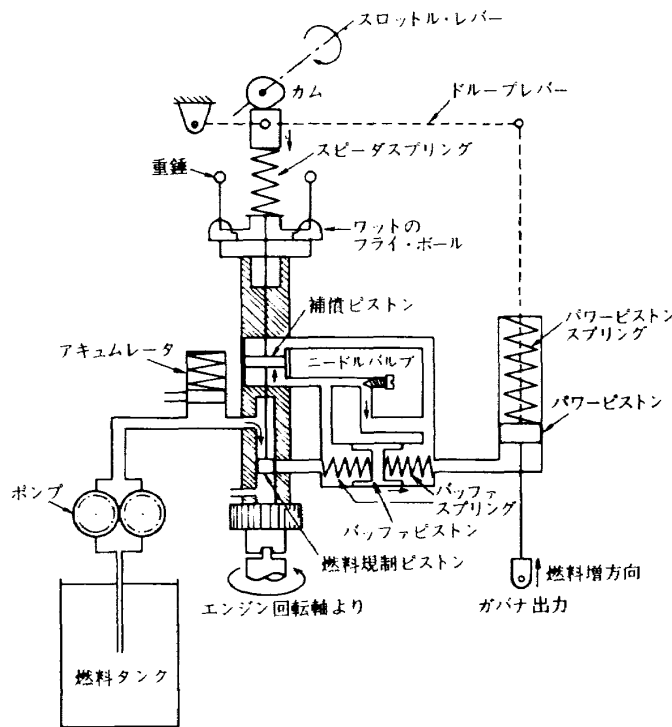


図 78 補償装置付ガバナ

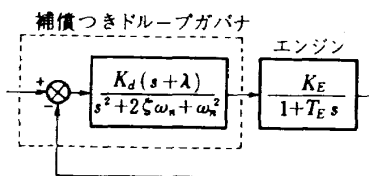


図 79 補償つきドループガバナによる回転数制御 (ξ:ガバナのダンピング係数 ω<sub>n</sub>:ガバナの固有振動数)

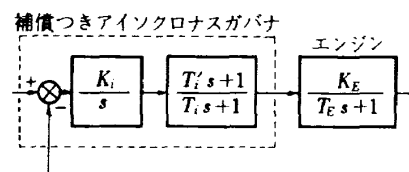


図 80 補償つきアイソクロナス・ガバナによる回転数制御

断し、バッファピストンとパワーピストンを停止させる（この時点ではエンジンはまだ増速していない）。次にニードル・バルブ絞りが働いて図の矢印の方向に燃料\*\*が流れてゆき、バッファピストンの左右の圧力は等しくなるから、バッファスプリングの働きによってバッファピストンはもとの位置にもどる。よく調整されたガバナにおいては、この時点でエンジン回転数は指令された回転数に達しているから、重錘ももとの位置を維持する。しかし、この時点で回転数が指令された回転数に達していない場合にはカムにより加えられる力と、重錘に働く遠心力が異なるから更に上述した過程をくり返すことになる。そして指令した回転数と、重錘によって検出された回転数が等しいときにガバナの作動は止まる。

図の点線で示したドループ・レバーによってパワーピストンの変位を力に変えてフィードバックした場合には、カムによる力が重錘に働く遠心力とドループ・レバーによる力との和に等しくなったときに燃料規正ピストン

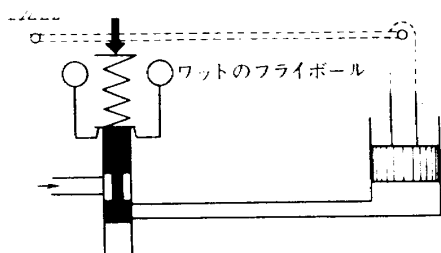


図 81 補償装置を備えないガバナ

は流路をふさいでパワーピストンの動きを止める。結局ドループ方式ではカムによる力と重錘による遠心力との差に比例したパワーピストンの位置変動が起こることになる。補償ピストン、ニードルバルブ、バッファスプリングの働きはアイソクロナスの場合と同様である。ガバナにこのような制御系を採用した場合のブロック図を図79、80に示す。図72に示したブロック図は図78に示すような制御系から補償ピストン、ニードルバルブ、バッファピストン、バッファスプリングを取り除いた図81に示すような制御系に対応する。以上の説明から補償器の果たす役割が、制御系に進みおくれ補償動作を導入し制御系を安定化させることにあることがわかる。

(IV) 回転数制御系の設計

回転数制御系の設計方法、とくに油圧機器によるものについては文献(49)や(53)、(54)に詳しく論じられている。その内容は図79に示すようなガバナ機構の個々の部品の設計方法に関するものではなく、制御系の解析が主となっている。ガバナの設計製作には基礎的なデータの積重ねと高度な機械加工技術が要求される。電氣的にエンジンを制御する場合の回転数制御については文献(88)、(89)を参照されたい。

回転数制御系の設計基準、あるいはすでに製作された制御装置の評価については特別に決まったものはないが、普通次に挙げるものが使われる。

- (a) 定常状態における回転数変動幅 (図82)。  
最高回転数に対する比率で表わす。

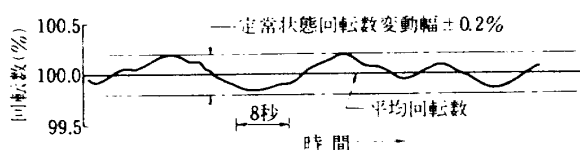


図 82 定常状態回転数変動幅

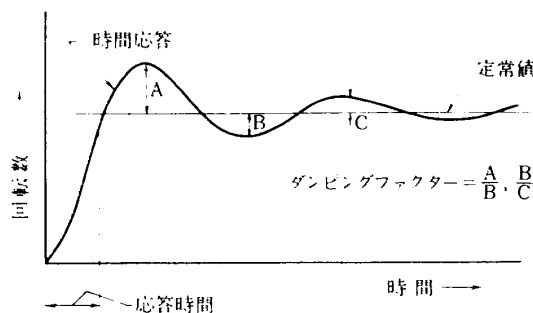


図 83 ステップ状回転数指令に対する応答

\*\* エンジン制御装置の油圧回路の作動油としては、通常燃料が用いられる。

- (b) 応答時間。最初の回転数から、オーバシュートする前に整定回転数の近く（90, 95又は98%）まで到達するのに必要な時間（図83）。
- (c) ダンピングファクター。回転数の振動的応答の減衰の速さを示す（図83）。
- (d) 周波数応答。正弦波状の回転数指令を与えた時の入力と出力の振幅比及び位相差を示したもので通常ボード線図と呼ばれる（図84）。

**(4) 加減速制御**

図85は機体に装着したエンジンの加速時間（6%アイドルリング時推力から最大推力に到るまでの時間）を変えた時の、着陸復行操作時に車輪が地面に接した瞬間ラストレバーをいっばいに進めてから高さ25フィートの障害物を越えることのできる高度に至るまでの水平方向飛行距離の増減を示す。同時に航空機の種類による変化も示されている。これより水平飛行距離はエンジンの加速時間に比例することがわかる。したがって航空機の安全から言っても加速時間はできるだけ短いことが望ましい。しかし一方加速中においてもエンジンの正常な作動を維持するためには種々の制限があり加速時間の短縮はこの制限の範囲内で行なわれる。

加速時間を短縮するためには（ジェットノズル固定エンジンにおいては）燃料をできる限り多く供給し、タービン入口ガスの温度、圧力を上げてタービン出力を増し、圧縮機で消費される動力との差を大きくしてエンジン回転部分に加わる加速トルクを増せばよい。一方、3の(2), (3)においてファンおよび高圧圧縮機はサージングのために作動範囲がせばめられ、定常運転をする場合において

さえ可変静翼、抽気、2軸圧縮機構造などの手段をとらなければならないことを述べた。さらに付録4においては燃料をある一定値以上に急激に増減した場合でも圧縮機がサージングにとび込むことを述べた。従って加速時に供給し得る燃料流量は無制限には大きくできない。加速時に加え得る燃料流量は、高圧タービン入口ガス温度の制限という問題からも制限を受ける。加速時にはエンジン回転数が慣性のために未だ増加せず従って空気流量が増加しないうちに燃料流量だけが急速に増加するから、燃料-空気比が増加し、燃焼器出口（タービン入口）ガス温度は定常状態におけるよりもはるかに高くなる。過大なタービン入口ガス温度はタービン翼の寿命を著しく短くするから避けなければならない。

加減速時の燃料流量は更に燃焼器での安定な燃焼を維持するという立場から検討されなければならない。特に

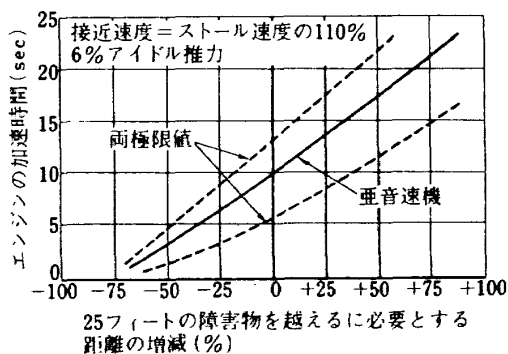


図 85 着陸復行に必要な距離とエンジン加速時間との関係<sup>15)</sup> (加速時間10秒の場合との比較)

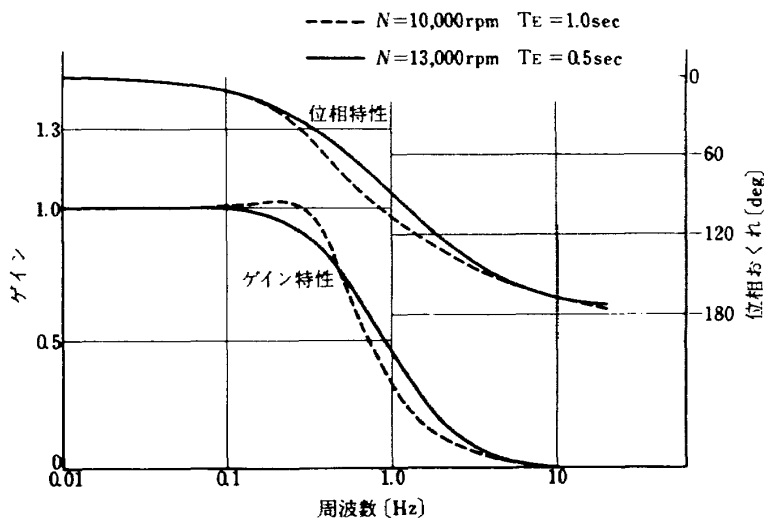


図 84 スロットルの動きに対するエンジン回転数の周波数特性

減速時に空気流量が未だ減少しないうちに燃料流量だけが減少する稀薄吹消えに注意を払う必要がある。

以下には加減速時における燃料の増減を制限する上述の如き諸要因について説明を加える。

(i) サージング防止

まず注意すべきは、ここでいうサージングは付録3、付録4で述べた、エンジン回転数が設計点よりも極端に大きい小さいときに圧縮機前段あるいは後段に発生するサージングとその発生機構は同様であるが、その動機は全く異なるということである。ここでは付録3、4で説明したようなサージングは可変静翼、抽気、2軸圧縮機などの手段によってすでに解決されているとし、そういう手段を講じた結果圧縮機特性が図86に示すように十分広くなった場合を対象とする。同時にまたエンジン全体について言えば、エンジン各要素間の適合が良好でありファンおよび高圧圧縮機の定常曲線がサージング限

界線と交わらないとして扱う。

3の(7)において説明したように、高圧圧縮機特性曲線上には、機速および  $N_1$  が一定の場合、図87に示すように修正燃料流量一定の曲線を書き込むことができた。それゆえ、たとえば図の点  $P_1$  において必要とされる修正燃料流量はこの図から読みとれる。これは別の見方をすれば、今エンジンが図の修正回転数  $(N_2^c)_1$  において点  $P_0$  で作動しているときに修正燃料  $(W_f^c)_1$  に対応する実燃料流量  $(w_f)_1$  を加えれば、圧縮機特性曲線上の作動点が  $P_1$  に移るということになる。点  $P_1$  を2つの変数の組  $((N_2^c)_1, (W_f^c)_1)$  で規定する。同様に点  $P_2, P_3, \dots$  についても  $((N_2^c)_2, (W_f^c)_2), ((N_2^c)_3, (W_f^c)_3), \dots$  で規定する。これを横軸が修正回転数、たて軸が修正燃料流量であるグラフに表わすと図88(a)のように1本の曲線が描ける。この曲線は高圧圧縮機入口の温度圧力の値にかかわらず不変である。修正燃料流量  $w_f^c$  の代わりに他のパラメー

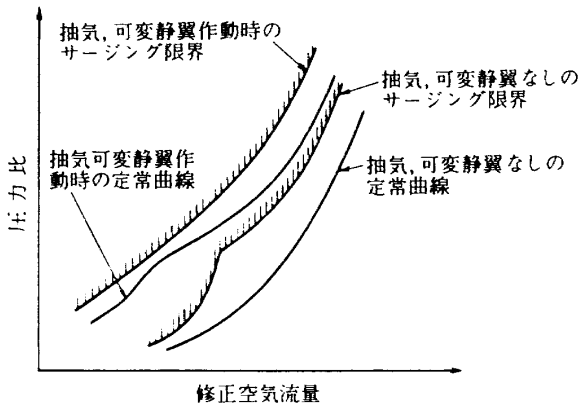


図 86 抽気・可変静翼によるサージング限界、定常曲線の移動

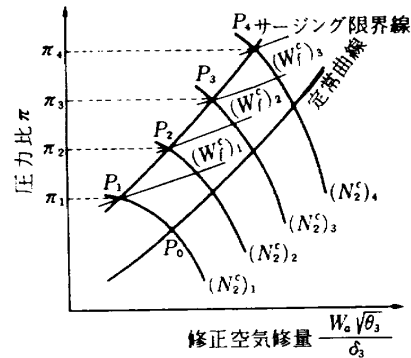


図 87 高圧圧縮機特性曲線上の加速スケジュール計算点

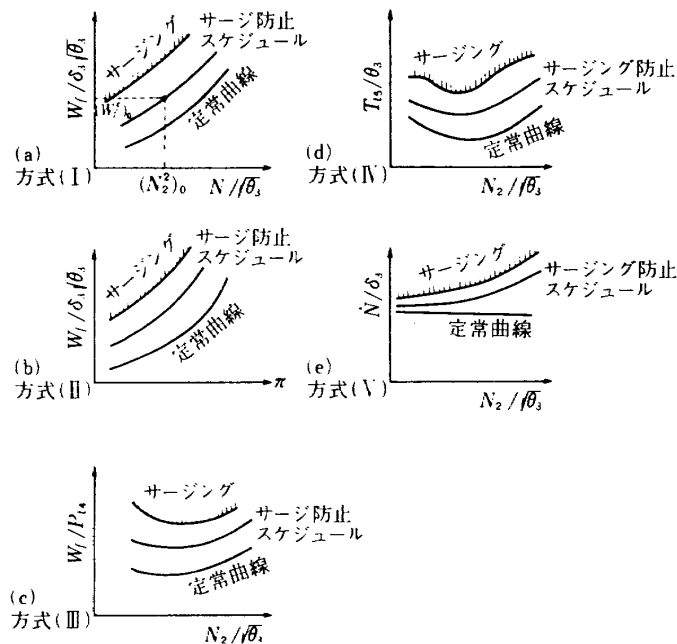


図 88 サージング防止加速スケジュール

タ、例えば圧力比 $\pi$ (図 88 (b))やタービン入口ガス温度 $T_{t5}$  /  $\theta_3$  図 88 (d)を用いる事もできる。図 88 は加速スケジュールと呼ばれるもので、エンジン変数(例えば図 88, (a)における  $N_2^c$ )が横軸のある値  $(N_2^c)_0$  を有する状態にあるときに、たて軸に示された変数  $(W_f^c)$  が横軸の値  $(N_2^c)_0$  に対応する値  $(W_f^c)_0$  を越えればサージングに飛び込むことになる。このように加速スケジュールは種々の修正変数の組み合わせによって示すことができるが、実際に用いられているものには表 4 に示すものがある\*。これらの加速制御方式のうちどの方法を採用すべきかは、信頼性、精度、検出器の種類などを考慮して決定されるが、次に述べる事も検討しておく必要がある。それは、何かの原因によって実際にサージングに飛び込んだ時にその制御系が安全側に働くかどうかということである。例えば表 4 中Ⅲの方式ではサージングに飛び込んだ時に圧力比が低下すると燃料流量も減少する方向に働くから安全側である。同様にⅣも安全である。一方Ⅴの方法ではサージングに入ると回転部分の加速度が落ちるのでスケジュールされた加速度(最大許容加速度)までの間に余裕を生ずるから更に燃料流量を増加してしまい危険側である。各制御方式を実際のエンジンによって実験比較した例として文献(88, 89)を参照されたい。

表 4 加減速スケジュール方式の代表例

	スケジュール	必要な検出器
I	$N_2 / \sqrt{\theta_3} \rightarrow W_f / \delta_3 \sqrt{\theta_3}$	$N_2, T_{t3}, P_{t3}$
II	$P_{t4} / P_{t3} \rightarrow W_f / \delta_3 \sqrt{\theta_3}$	$P_{t4}, P_{t3}, T_{t3}$
III	$N_2 / \sqrt{\theta_3} \rightarrow W_f / P_{t4}$	$N_2, P_{t4}^*, T_{t3}$
IV	$N_2 / \sqrt{\theta_3} \rightarrow T_{t5} / \theta_3$	$N_2, T_{t5}, T_{t3}$
V	$N_2 / \sqrt{\theta_3} \rightarrow N_2 / \delta_3$	$N_2 (\dot{N}_2), T_{t3}, P_{t3}$
VI	$P_{t4} / P_{t3} \rightarrow W_f / N_2 P_{t3}$	$P_{t3}, P_{t4}, N_2$

\*計測上の理由で  $P_{t4}$  が代用されることもある。表中の添字は 2 軸フロントファンエンジンの場合について示した。

\*\* 表中の方式のうちⅣ、Ⅴは燃料流量をスケジュールせず、それぞれの式の左辺に示す変数の値が限界値に達した時に燃料を減少させるとか、その増加を止めるとかする方法である。ここに説明されているのは燃料流量とか加速度とか温度比などをスケジュールしておくスケジュール方式である。これとは異なり、サージングの前兆となる圧縮機の圧力変動を検出して燃料を減少させる方式(オーバーライド方式)も研究されているが実用化はされていない。

サージングに関する加速スケジュール決定の際に更に考慮しておくべき事は、サージング限界線の決定方法である。3の(2)でも述べたようにサージング限界線は種々の要因によって変化するものであるから、加速スケジュールの計算に用いられるサージング限界はこれらの要因を考慮した最も安全側のものでなくてはならない。

(II) 高圧タービン入口ガス温度制限

エンジン設計側から過渡状態においてのタービン入口ガス温度の最大許容値が与えられる  $(T_{t5})_{max}$ 。 $T_{t5}$  の修正変数は  $T_{t5} / T_{t3}$  であるから、加速スケジュールは  $T_{t3}$  最大とき、すなわち  $(T_{t5})_{max} / T_{t3}$  が最小となるものをもとにして計算すべきである。このようにして決まった  $(T_{t5})_{max} / (T_{t3})_{max}$  をそのままスケジュールしてもよい(表 4 IV の方式)、この値に対応する  $W_f^c$  をスケジュールしてもよい。

(III) 過濃吹消え, 稀薄吹消え

過濃吹消えは加速時の燃料-空気比(以後本報告では燃空比と呼ぶ)が大きい時に起こる可能性があり、稀薄吹消えは減速時に燃空比が小さい時に起こる可能性がある。燃空比の修正変数は  $W_f / W_a \theta_3$  である。従って過濃限界燃空比  $(W_f / W_a)_{max}$  が与えられた時に許容修正燃空比が最も小さくなるのは(加速制限がきびしくなるのは)コアエンジン入口空気温度  $T_{t3}$  が最も低いときである。その最小値を  $(W_f / W_a \theta_3)_{min}$  とする。

以上は飛行マッハ数および  $N_1$  が一定の場合について述べたが、飛行マッハ数あるいは  $N_1$  が変わった場合はどうであろうか。3の(7)でも述べたように一般に飛行マッハ数が変われば高圧圧縮機特性曲線上の修正燃料流量一定の線も変化する。従って正確には加減速スケジュールは飛行マッハ数および  $N_1$  の関数でもある。しかしながら、高圧タービンがチョークしているか、それに近い場合には修正燃料流量一定の曲線は変わらないかほとんど

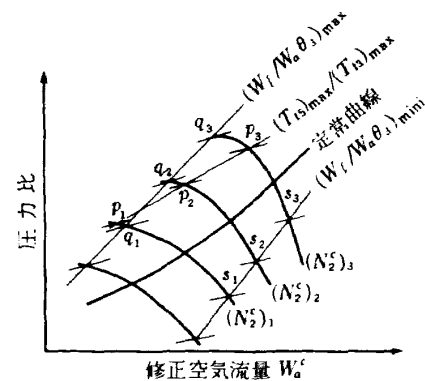


図 89 過濃吹消え限界, 稀薄吹消え限界, タービン入口ガス温度制限線

変化しない。事実高圧タービンはほとんどの作動範囲においてチョーク状態にある。また現用のエンジンの例を見ても飛行マッハ数を加速制御変数として用いている例はない。

以上にエンジンの加減速を制限する3種類の要因について説明した。これらすべての要因を考慮して加減速スケジュールを決定するわけであるが、表4 Iの方法を採用した場合を例として述べる。まず(ii),(iii)に述べた方法に従って求めた $(T_{t5})_{\max}/(T_{t2})_{\max}$ 一定の曲線および $(W_f/W_a \theta_3)_{\max}$ 一定曲線、 $(W_f/W_a \theta_3)_{\min}$ 一定の曲線を高圧圧縮機特性曲線上に引き、 $N_2^c$ 一定曲線との交点を $P_1$ 、

$P_2, P_3 \dots$  および  $q_1, q_2, q_3 \dots, s_1, s_2, s_3 \dots$  とする。(図89)。これらの点を通る修正燃料流量一定曲線の値を読みとり図90, (a), (b), (c)に示すグラフを得る。これに図88のグラフを重ねて加減速スケジュールができる。表4に示す他の方式も同様である。図91~95に各方式に従った加減速スケジュールの例を示す。表4を見てもわかるようにスケジュールに従って加減速制御を行なう場合には一般に3種類の変数を検出しなければならない。このうち2個の変数( $x, y$ とする)は加減速スケジュールをもとに他のもう1つの変数( $z$ とする)の最大最小制限値を求めるために使われる。すな

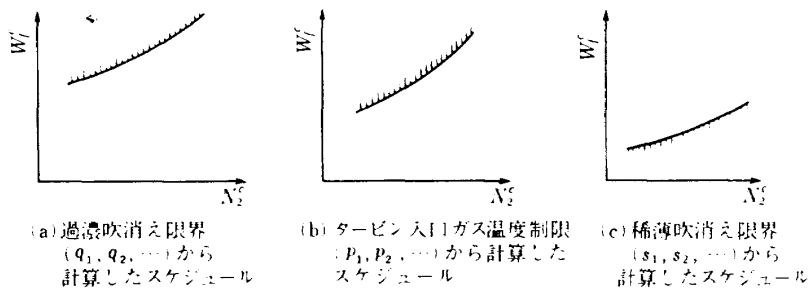


図 90 各種の加減速燃料スケジュール

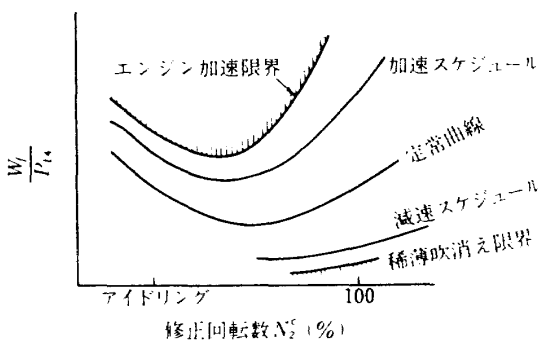


図 91 方式III (表4参照)による加減速スケジュール

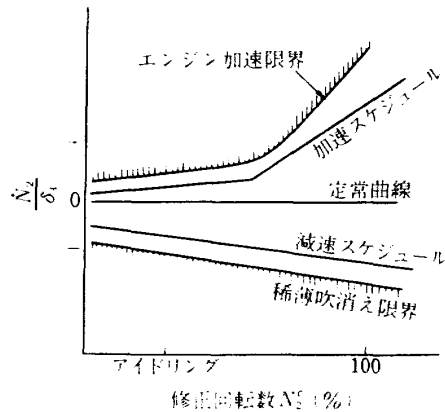


図 93 方式V (表4参照)による加減速スケジュール

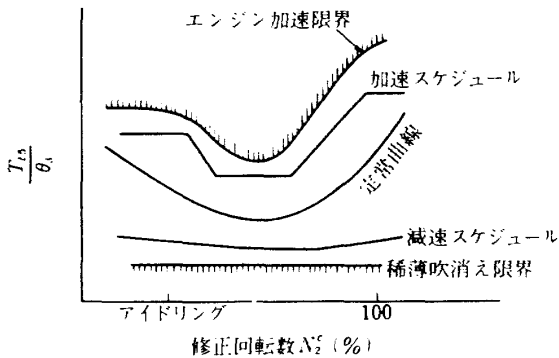


図 92 方式IV (表4参照)による加減速スケジュール

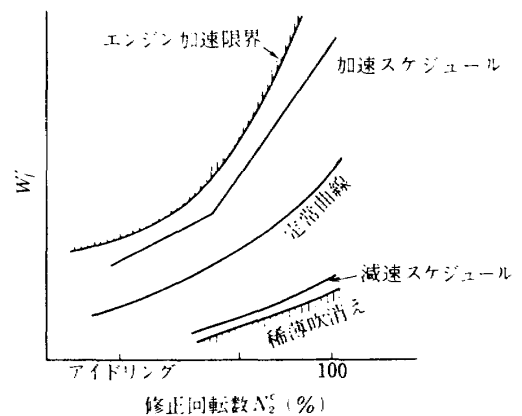


図 94 方式I (表4参照)に従った加減速スケジュール



わち、スケジュール方式の加減速制御においては、 $z=f(x,y)$ なる計算をする装置が必要となる。図96(a)は3次元カムと呼ばれているもので $x, y$ として周方向回転角、軸方向移動距離をとり、 $z$ としてカムの表面に凹凸をつけたものである。たとえば図94に示す加速スケジュールにおいては、回転数信号によって周方向に回転させ、温度信号によって軸方向に移動させ、カム表面に $W_f$ の値に応じて刻まれた凹凸は摺動子の変位として取り出している。3次元カムは2変数関数発生器としてエンジン制御装置に広く用いられている。次に図97は加速時に実際の燃料流量をスケジュール燃料流量と比較し、実際の燃量流量がスケジュール燃料流量に達した場合にはスケジュール燃料を供給する機構である。図98は電気式制御において、燃料流量規正弁を駆動する電圧 $V$ が、加速スケジュールに対応する電圧 $V_{max}$ と減速スケジュー

ールに対応する電圧 $V_{min}$ との中間にあるか否かをチェックし図中に示した法則に従って出力を出す回路である。

一般に油圧機械方式の加減速制御装置の場合、その制御誤差 $\pm 5\%$ 程度は避けられないと言われる。その原因としては制御装置の再現性、検出器のヒステリシス、スケジュール誤差などがある。その他燃料の発熱量、油の粘性等の変化もあり、設計点における見積りよりは増すものと思われる。図99は周囲温度の変化が加速特性にどのように影響するかを加速時間で表わしたものである。静的なデータから判断した予想されるエンジン特性の変化、制御装置特性変化の予想も示してある。

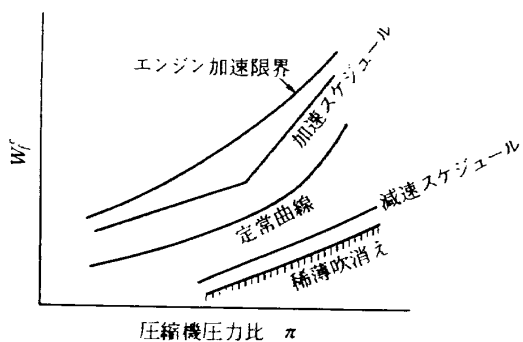
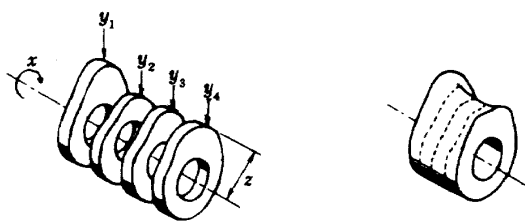
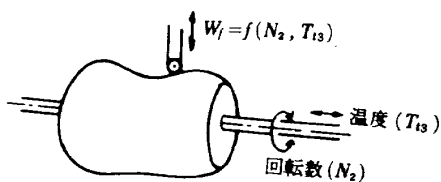


図95 方式Ⅱ(表4参照)に従った加減速スケジュール



(a) 3次元カム



(b) 3次元カムによる加減速燃料スケジュールの発生

図96 3次元カムによる関数の発生

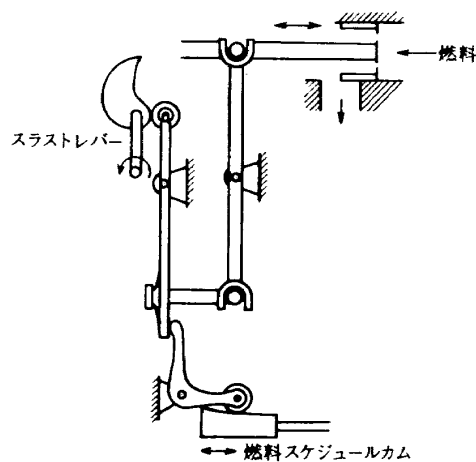


図97 加速燃料制限機構の一例

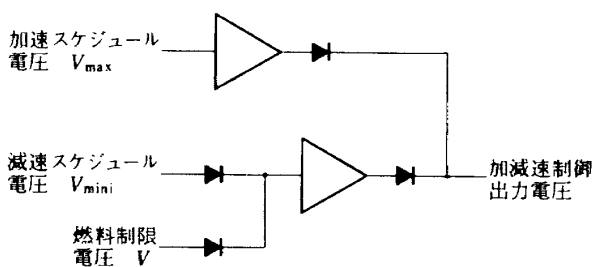


図98 中間値選択回路

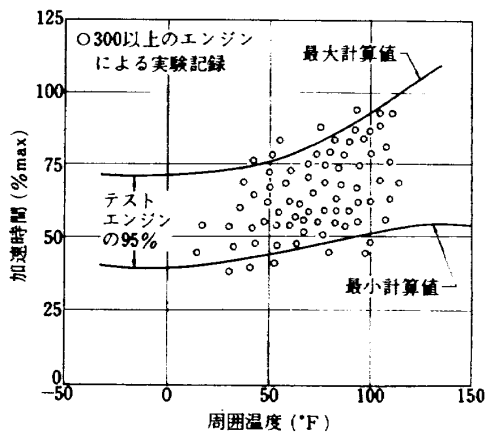


図99 加速時間のバラッキ(15)

**(5) 逆推力装置**

逆推力装置は

- (a) 着陸時に機体にブレーキをかけるため
- (b) 高空を飛行中、客室圧力が低下した非常時に、逆推力により機体にブレーキをかけ気圧の高い低空に急降下するため

に用いられる。

逆推力発生装置には、ファンの逆推力を発生する Thrust Reverser とコアエンジンの逆推力を発生する Thrust Spoiler とがある。これらはいずれもジェット噴流を前向に転向させることにより目的を達している。図100に現用のエンジンの逆推力装置例を示す。逆推力を働かせているときのスラストレバー位置と推力との関係は図71に示すように、通常の推力を発生させているときのスラストレバー位置と推力との関係より勾配が急になっているのが普通である。

**(6) 定格 (Rating) 推力**

航空エンジンの場合、自動車などの場合と異なり、エ

ンジン運転者が次々に交替する。またその整備は500時間毎とか、1000時間毎とかいうように一定の期間をおいて行なわれる。従ってその使用方法を規定しておく必要がある。この目的のために設けられているのが定格 (Rating) である。これについては一般的な約束事項があるわけではなくエンジンメーカーが各個に定めている。定格としては次の様なものがある。

- 離陸推力 離陸する場合に使用することができる最大の推力。エンジンが発揮し得る最大の推力でもある。
- 連続最大推力 緊急時などにおいて、連続して使用することのできる最大推力。
- 上昇最大推力 通常の上昇時において使用することができる最大推力。
- 巡航最大推力 巡航中において使用することができる最大の推力。
- アイドリング推力 エンジンが安定に作動し得る最少推力。

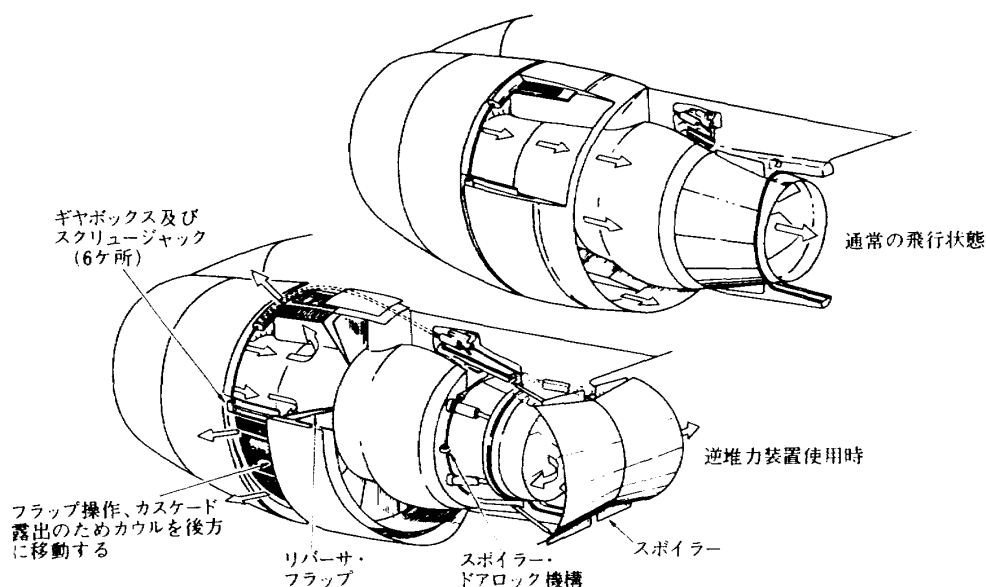


図 100 逆推力装置の例

図101にはエンジンが民間航空機用エンジンとして認可を受けるための必要条件である「150時間耐久試験の運転パターンを示す(図101に示すような運転パターンが25回繰返される)。これにも上記定格推力が用いられている。なお、航空機を操縦するときにパイロットは、EPR指示計を見ることによって定格推力に設定する。

次に定格推力について軍用定格(Military Rating)とかFlat Ratingとか言われるが、これについて説明する。ファン入口空気温度が極端に低くないかぎりジェットエンジンの出力の限界は高圧タービン入口ガス温度で決定される。したがって $T_{45}$  モニタ(実際には $T_{46}$  が代用されている)を観察しながらエンジンを操作すればエンジンの最大出力を得ることができる。しかし、外気温度が変動する場合に、この方式により推力を設定すると図102に示すように、外気温度が低下すればするほど推力が大きくなる傾向にある(修正タービン入口ガス温度 $T_{45}/\theta_3$ が増すため)。ジェット戦闘機などの軍用のエンジンではもてる性能を最大限に発揮させるように性能第一主義で考えられているからこの方法によって推力設定が行なわれる。このため、図102のような推力設定方法—外気温度に無関係に、常にエンジンの性能の限界まで作動させる—を、軍用定格による推力設定方式

と言う。一方民間航空においては滑走路も余裕があり、それほど限界ぎりぎりの性能を出す必要もない。それよりも、ある外気温度以下においては、推力を一定に保ち、機体性能上の安全は確保しながらもタービン入口温度を低下させることによりエンジンの寿命を伸ばし整備費の約半分を占めるオーバーホール費を減少させた方が有利である。こうして定められたのがFlat Ratingであり図103にその例を示す。Flat Ratingへ移行する温度(以後Flat Rating温度と呼ぶ)として従来は15℃が採用されていたが、民間航空路線の発達している地域では一般に気候が温暖であるため、最近になって設計されたエンジンではほとんど(26.7℃~28.9℃)がえられている。この温度が高くなった理由として、後に述べるThrust Lapse Rate(高バイパスエンジンでとくに顕著で、機速の増加とともに推力が減少し離陸、上昇性能を悪化させること)を是正する目的が挙げられる(図104)。

このようなFlat Ratingを採用した場合にはFlat Rating温度以上の温度では定格推力が発揮できないことに注意しなければならない。またこれらの定格推力は実際には(iii)で述べた回転数制御装置を用いて、EPRを見ながら(Flat Rating温度以上では $T_{46}$ 温度計を見な

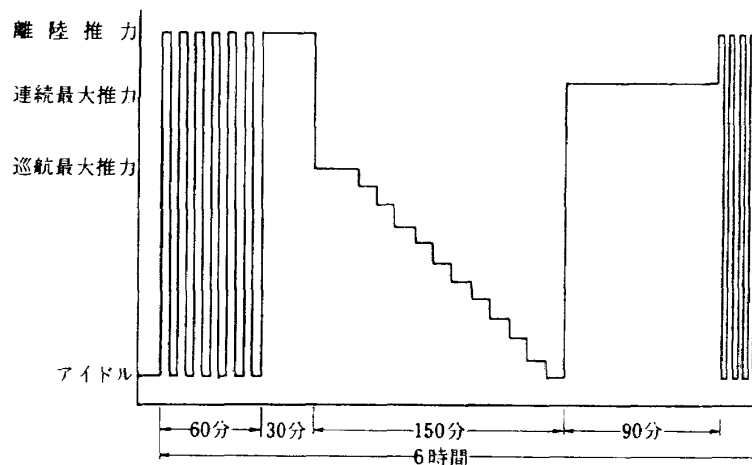


図 101 150時間耐久試験

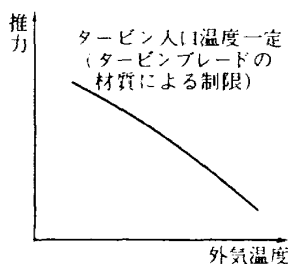


図 102 タービン入口温度を一定にしたときの設定方法(軍用定格)

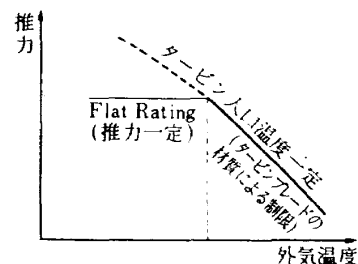


図 103 Flat Rating による推力設定方法

から) 設定されている。

(7) 離陸, 上昇, 巡航, 降下

ジェットエンジンの推力設定に関する知識をさらに深めるために、離陸, 上昇, 巡航時においてエンジン性能がどのように変わり、どのような操作を必要とするのかを調べてみる。

パイロットはスラストレバーをアイドリングに設定してTaxing をしながら滑走路に入り、スラストレバーを進めて離陸定格推力 (EPR 計を見ながら) に設定する。機速が次第に増加してくると、正味推力が次第に減少してくる (EPR は一定に保持している)。これは、正味推力が

$$\text{正味推力} = \frac{W_g}{g} (V_j - V_f)$$

で表わされることから理解される。このように機速がおそいあいだは正味推力は機速の増加とともに減少する (Thrust Lapse という) 傾向にある。これは図 105 に示すようにバイパス比の大きい、 $V_j$  の小さいエンジンほど顕著である。機速が更に増加すればラム効果のために推力は増加する傾向にある。エンジンが高い Thrust Lapse 率を有すると航空機の離陸性能を悪化させるた

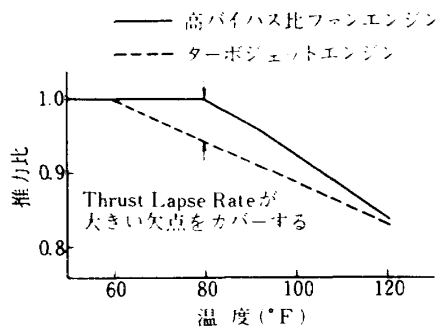


図 104 Flat Rating 温度の増加による Thrust Lapse Rate の補充

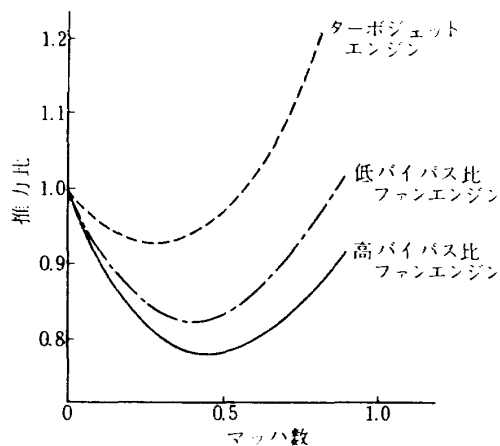


図 105 離陸静止時と同じ EPR を保持した場合の正味推力比<sup>19)</sup>

め、Flat Rating 温度を高めてこれを補っていることは(6)でも述べた。このThrust Lapse は上昇中に、上昇推力に推力を設定した場合にも起こる。そのために(1)上昇性能が極端に悪くなり経済的な巡航高度に到達するまでの時間が長くなりすぎる、(2)巡航高度に達しても、経済的な巡航速度を保持するだけの推力が発揮しえない、といった問題を生ずる (特に高バイパス比のエンジン)。そのために高バイパス比エンジンでは図 106 に示すように上昇するにしたがってタービン入口温度を上昇させているものもある。なお上昇中に外的条件に適合した EPR を調整していたのでは大へんなので通常は外気温度、高度、速度などを予測しておいてスケジュールされた EPR を設定している。図 107 は現用の高バイパス比エンジンの高空性能を示す (正味推力、燃料消費率)。これより飛行マッハ数の大きいほど、高度の高いほど正味推力が減少すること、飛行マッハ数の低いほど (飛行

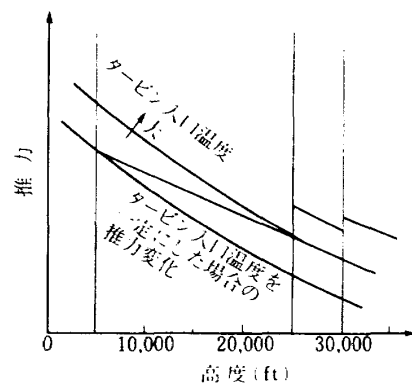


図 106 高バイパス比エンジンの上昇推力の設定例<sup>19)</sup>

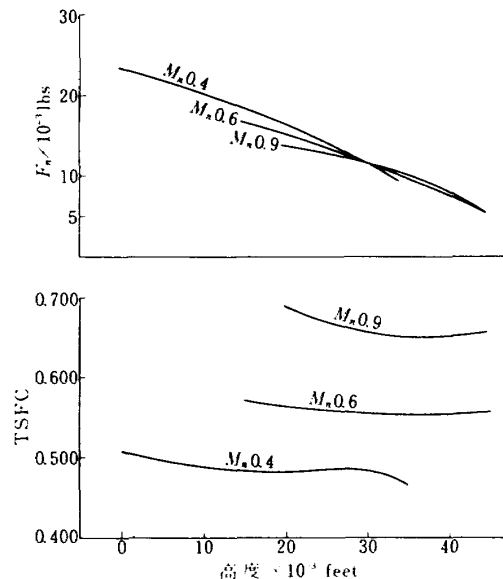


図 107 高バイパス比エンジンの高空飛行時性能例

マッハ数0.4以上においては)燃料消費率が低いこと、高飛行マッハ数ほど高空を飛んだほうが燃料消費率が良いこと、などがわかる。しかし高度30000ft以上になると推力の減少率が大きいだけでなく燃料消費率の低下率もにぶってくる。これはこの付近でレイノルズ数が低くなって圧縮機やタービンの効率が低下するからである。そのため巡航時EPRを高度が低いときと同じにしていたのではタービン入口温度が高すぎてしまう。そのためEPRは30000ft以上の高さでは図108のごとく下げて用いる。降下中のスラストレバーの位置はほぼアイドルリングである。この場合のように機速が充分あるときにエンジンをアイドルリングに設定するとEPRが1以下になる。EPRは附録5で述べたように $P_{t2}/P_{t1}$ で表わされるが、この値が1以下ということもあり得る。しかも正味の推力を発生し得る。図109は、高バイパス比ファンエンジンにおいてEPRが種々の値をとったときの飛行マッハ数と修正正味推力との関係を示す。

## 5. その他の制御装置

この章ではエンジンの運転に必要な制御装置のうち、これまで説明していないものについて述べる。

### (1) 燃料

図110にジェット燃料(JP-4)製造工程の一例を示す。図中洗条装置というのは、硫黄分の除去又は転化

をする装置を言う。また水添脱硫装置というのは、触媒を用い石油を水素ガスで処理し、硫黄化合物は硫化水素に、窒素化合物はアンモニアに、酸素化合物は水に、又金属分は水素との化合物として除く装置である。脱硫、脱臭、脱色を行ない、安定性、燃焼特性、空気との混合特性を高め、品質を向上させるすぐれた方法である。添加剤は(a)原油中に元来存在しなかった性質を与える、(b)精製に際して除かれた有用成分を補うために加える。それらには酸化防止剤、腐食防止剤(パイプラインや容器の腐食)、金属不活性剤(燃料中に溶けている金属を不活性にする)等がある。その外に氷結防止剤、熱安定向上剤などが今後において問題視される傾向にある。

ジェット燃料の規格は、エンジンの設計や飛行条件更に需要状況に応じて時代とともに移行してゆく。他の燃料に比して規定項目も多く、要求も厳格である。現行規格のうち主なものは、米軍用規格(United States Military Specification)、米国ASTM規格(American Society for Testing Materials Standard)、英国供給省航空局規格(British Ministry of Supply Directorate of Engine Research and Development)である。表5にジェット燃料の米国規格及び英国規格の一例を示した。米国規格のうちJP-1は狭沸点範囲の灯油系燃料で、原油からの収率が少ないこと、また低温始動性が良くないため廃止された。JP-2は直留ガソリンを主成分としているた

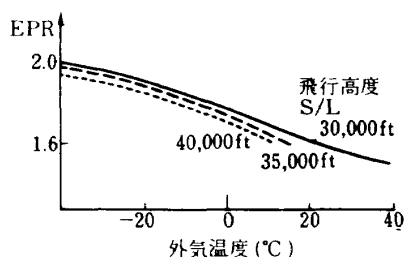


図 108 高空飛行時の最大連続EPR<sup>19)</sup>

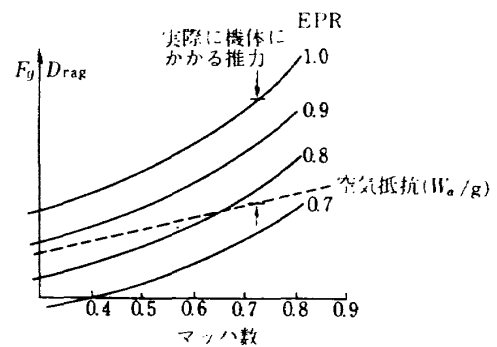


図 109 機速がある場合のEPR<sup>19)</sup>

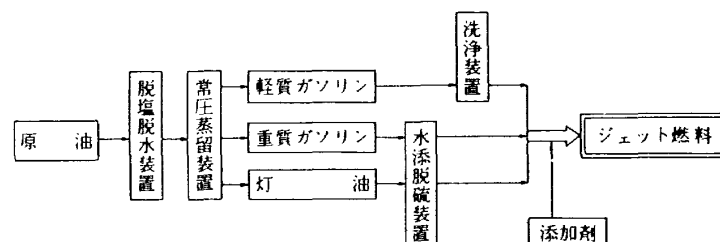


図 110 ジェット燃料製造工程の一例(JP-4)

め、析出点を -60℃ 以下にできるが、リード蒸気圧\*\* 0.14Kg/cm<sup>2</sup>以下の規制が厳しすぎ廃止された。JP-3は低温始動性、高々度における吹消えや再着火性の点で、JP-1に比較してすぐれている。沸点範囲も広く、収率も高いが、蒸気圧が高すぎ高性能のターボジェット機では蒸気閉塞を起し、一方燃料損失も多いので需要量も減少した。JP-4はJP-3にくらべ蒸気閉塞、スラッキング等の点ですぐれている。JP-3中の軽質分を除いてあるため、原油収率は劣るが、急上昇時の特性がすぐれており、現在軍用及び民間用に広く使用されている。JP-5は米海軍の塔載ジェット機用の高引火点、灯油系燃料で、もっぱら安全性を重視し、引火点が60℃以上にな

っている。そのため析出点の規格が甘く、JP-1にくらべると飛行高度に制限を受けることになる。JP-6は超音速飛行用燃料として制定されたもので、灯油留分を主体とした燃料である。熱安定性や安定した燃焼特性を備えているのが特徴である。

次に燃料の性質のうち重要なものを説明しておく。表5中の発熱量というものは単位重量当りの発熱量であるが、図111に示すとおり燃料の比重の増加によって重量当りの発熱量は減少し、体積当りの発熱量は増大する。また比重は燃料の温度、原油の相違などによって相当ばらつき、JP-4について米国でしらべた例を図112に示す。次に燃料の性質の中、発熱量と同様重要なものは蒸

表5 ジェット燃料の規格

規格名称	JP-1	JP-2	JP-3	JP-4	D. E. R. D.
析出点 (°F)	-76 以下	-76 以下	-76 以下	-76 以下	-76 以下
腐蝕試験 鋼板	合格	合格	合格	合格	合格
実在ガム (mg/100 cc)	5 以下	5 以下	10 以下	10 以下	10 以下
潜在ガム (mg/100 cc)	8 以下	8 以下	20 以下	20 以下	20 以下
芳香族 (容量%)	20 以下	20 以下	25 以下	25 以下	25 以下
硫黄 (重量%)	0.2 以下	0.2 以下	0.4 以下	0.4 以下	0.4 以下
メルカプタン (重量%)	0.005 以下	—	0.005 以下	0.005 以下	0.005 以下
比重 (°API)	35 以上	35 以上	45-63	40-58	40-60
Reid 蒸気圧 (PSI)	—	2 以下	5-7	2-3	3 以下
水溶解度 (cc)	2 以下	2 以下	1 以上	1 以下	2 以下
分溜性状 (°F)					
初溜	—	150 以上	—	—	—
10%	410 以下	—	—	250 以下	250 以下
90%	490 以下	—	400 以上	—	400 以上
終点	572 以下	500 以下	600 以下	550 以下	550 以下
残量 %	1.5 以下	1.5 以下	1.5 以下	1.5 以下	1.5 以下
減失 %	1.5 以下	1.5 以下	1.5 以下	1.5 以下	1.5 以下
臭素価 (cg/g)	3 以下	3 以下	30 以下	30 以下	3 以下
発熱量 (BTU/lb)	—	—	18,400 以上	18,400 以上	18,400 以上
引火点 (°F)	110 以上	—	—	—	—
酸価 (mg KOH/g)	—	—	—	—	0.10 以下
色相 (セイボルト)	+12 以上	+12 以上	—	—	—
" (ロビポンド)	—	—	—	—	4 以下
粘度 (cs/-40°F)	10 以下	10 以下	—	—	—
" (cs/100°F)	—	0.95 以上	—	—	—
抑制剤 (lb/5000 gal)	—	—	1 以下	1 以下	—

\*\* 燃料輸送管系に発生する蒸気閉塞 (ベーパーロック) に関係あり、気液比 (蒸気と液体の体積比) 30 程度までこなせる自動車用で夏季 0.03 kg/cm<sup>2</sup>, 冬季 0.04 kg/cm<sup>2</sup>, 3 程度

こなせる航空用で 0.49 kg/cm<sup>2</sup>, まで許される。これをリード蒸気圧と呼ぶ。

発性である。蒸発性はエンジンの始動性、燃焼器の性能蒸発損失、蒸気閉そく、火災発生の危険性などに大きな影響をもつ。蒸発性の表示にはリード蒸気圧、A・S・T・M 曲線を用いる。蒸発性のよいことは、エンジンの始動、燃焼性能にはプラスするが、蒸気閉そく、蒸発損失にはマイナスする。

(2) 燃料供給装置

図 113 に代表的な燃料供給装置を示す。また図 114 には点火系統スイッチ、エンジン運転用スイッチをも含めた燃料供給装置の別の例を示す。以下に燃料供給装置を構成する各要素を説明する。

A ブーストポンプ

図 115 は燃料の温度と蒸気圧力との関係を示す。これより温度が上昇するにつれて蒸気圧が上がる事がわかる。そして燃料圧力が蒸気圧以下であると燃料が蒸発する。この燃料蒸気が主燃料ポンプを通過するとポンプの体積効率を劣化させるばかりでなく、泡が低圧側から高圧側に移る時に壊れて騒音を発するばかりでなく、振動を引き起こす。また図 116 は温度、圧力（高度）が変わった時の燃料中に溶けた空気量を示す。このように燃料の中に空気が溶けた状態で、流路圧力損失や高度上昇があると燃料中に溶け得る空気の量が減る結果、燃料中に溶けていた空気が分離し燃料蒸気と同様な効果をもたらす、ポンプの寿命をちぢめる。以上に述べた現象

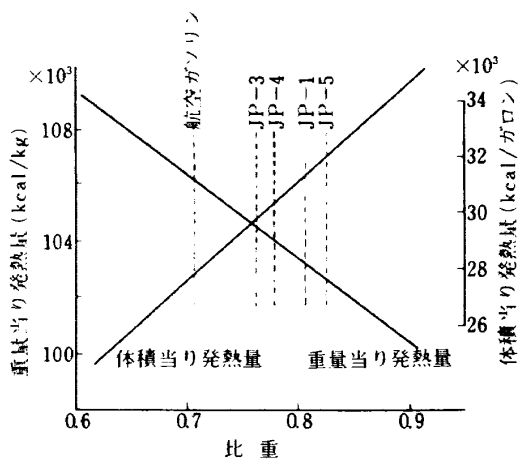


図 111 比重と発熱量との関係<sup>3)</sup>

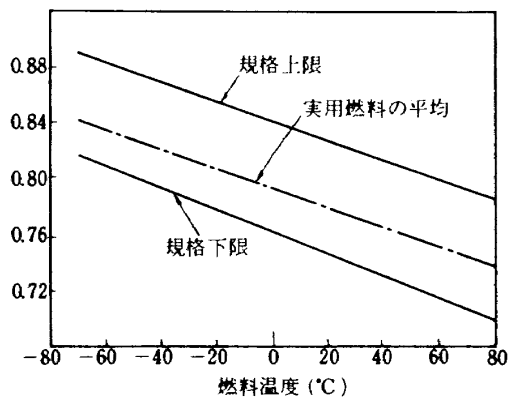


図 112 燃料比重のばらつき<sup>3)</sup>

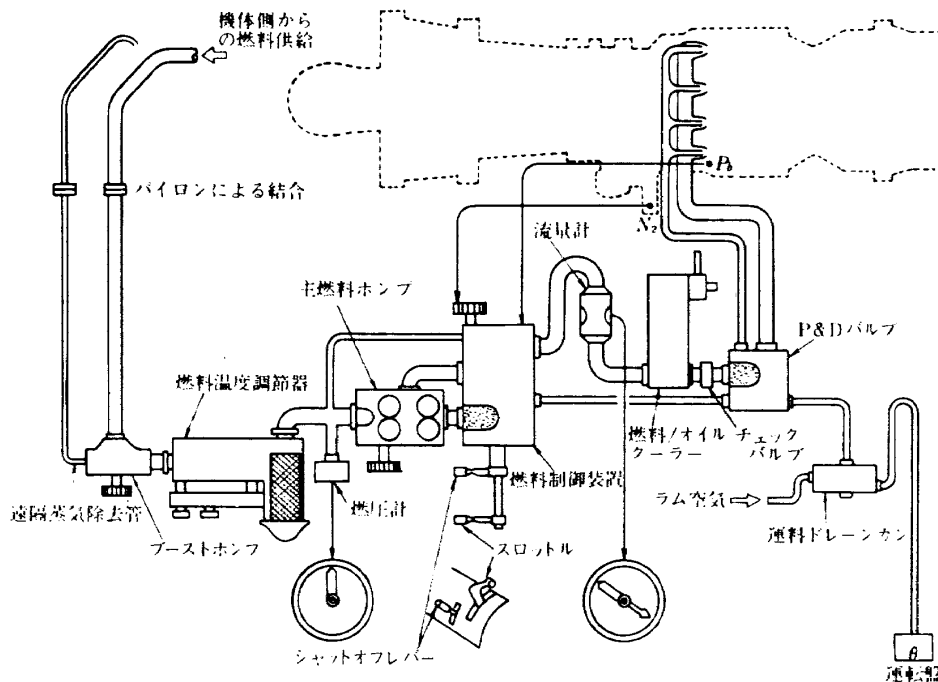


図 113 燃料供給装置例<sup>114)</sup>

を避けるためには主燃料ポンプ入口燃料圧力を高める必要がある。この目的に用いられるのがブーストポンプである。ブーストポンプのほとんどは遠心ポンプである。

図117に遠心ポンプの断面図を示す。羽根車の目玉から入った燃料は羽根車によって遠心力を与えられ、運動エネルギーを得る。この運動エネルギーはうず室におい

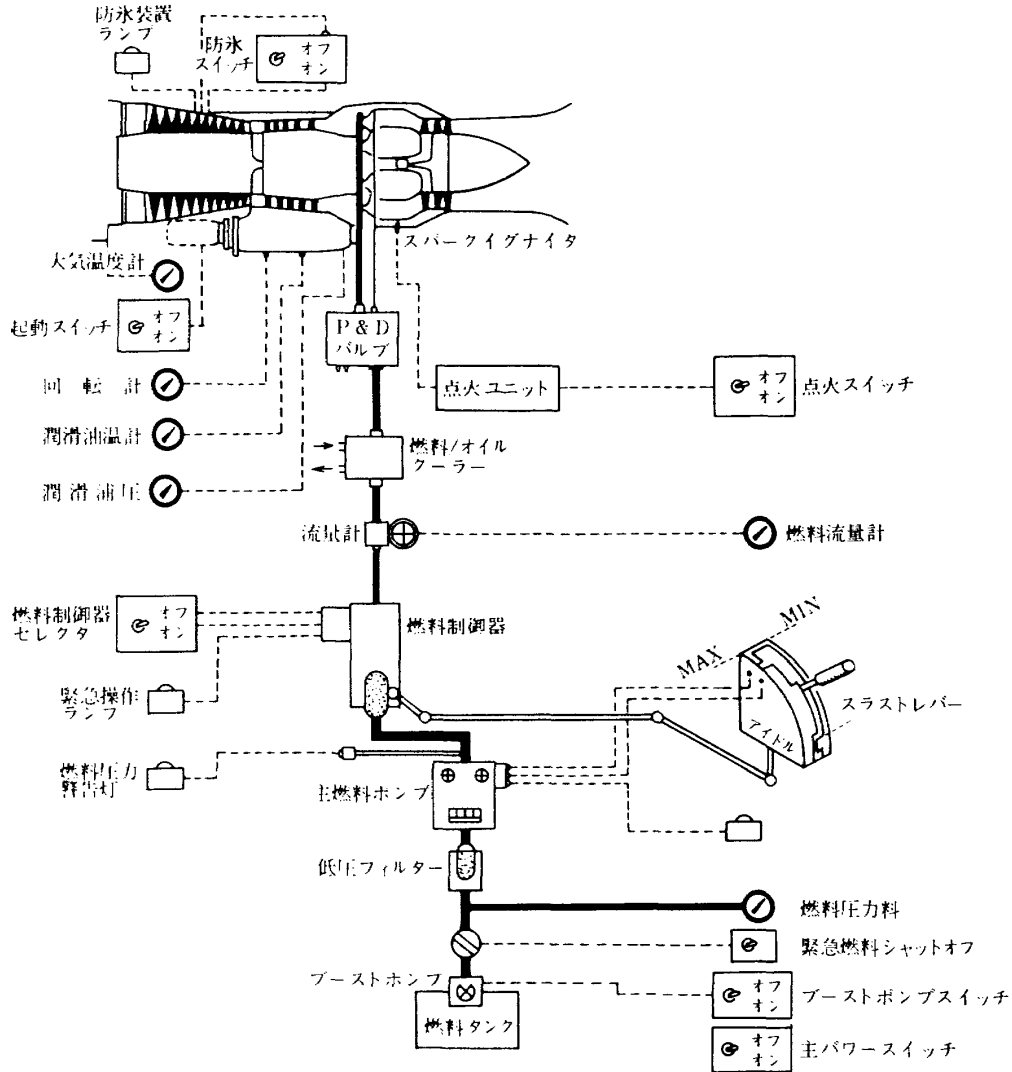


図 114 燃料供給装置及び各種スイッチ

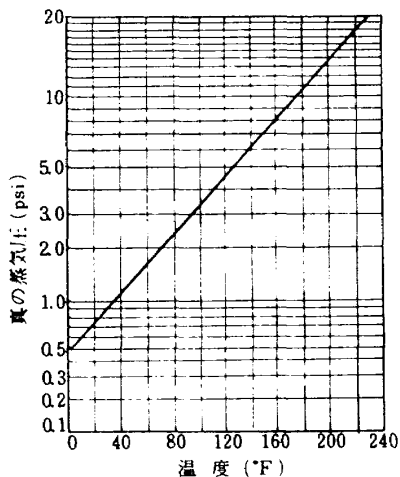


図 115 JP-4 の温度と蒸気圧の関係<sup>66)</sup>  
( $0.21 \text{ kg/cm}^2$  リード蒸気圧燃料の場合)

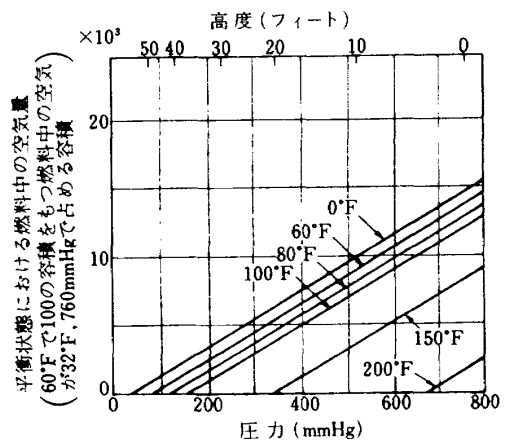


図 116 JP-4 の温度、圧力による空気含有量<sup>66)</sup>  
( $0.189 \text{ kg/cm}^2$  リード蒸気圧燃料の場合)



て圧力に変換される。図118に遠心ポンプの特性を示す。図からわかるように吐出量は回転数と出口圧力との関係である。また図119には効率を示す。設計点からずれるにつれて効率は急速に低下する。遠心ポンプがブーストポンプに用いられる理由としては、(1)ポンプ入口圧力損失が小さい、(2)蒸気と燃料が混じった状態でもポンプとしての機能を果たす、(3)出口圧力に応じて流量が減るために、出口リリーフ弁を必要としない。

B 主燃料ポンプ

主燃料ポンプは通常4200 r.p.m以下で作動し、それ以上の回転数で作動するものは重量、容積の点で改良されるが、高度の設計技術を必要としかつ費用が高くなる。主燃料ポンプを選び設置するときには次のような事項に留意すべきである。

・燃料の潤滑油としての有効性、たとえばJP4などの

場合には潤滑性が小さいのでこの点についての考慮を払った設計を必要とする。

- ・蒸気圧の高い燃料を使うときにはポンプ入口圧力が低すぎないように注意すること。また燃料の温度が高すぎないこと。
- ・ポンプの容量は、低回転数時に燃料を霧化させるに十分な圧力で適量を供給しなければならない。このようにして容量を決めた場合、最大回転数時には必要燃料の2~3倍の燃料供給が可能である。
- ・主燃料ポンプには目的に応じた適当な種類のポンプを選ぶこと。

以下に主燃料ポンプとして用い得る各種ポンプの特徴を示す。

(a) ギヤポンプ

図120にギヤポンプの代表的な2つの形を示す。ギヤポンプは機構が簡単で、堅牢かつ価格が安いために最も多く使われている。70Kg/cm<sup>2</sup>あるいはそれ以上の高圧燃料を供給するのに適している。ギヤポンプの吐出量は理論的には次式で表わされる。

$$V = \pi(D_0^2 - D_i^2)Nl/2000 \dots\dots\dots (1)$$

ただし V：吐出量 (l/m:n)

D<sub>0</sub>：ギヤの外径 (cm) , D<sub>i</sub>：ギヤの内径 (cm)

N：ポンプの回転数 (r.p.m)

l：歯の幅 (cm)

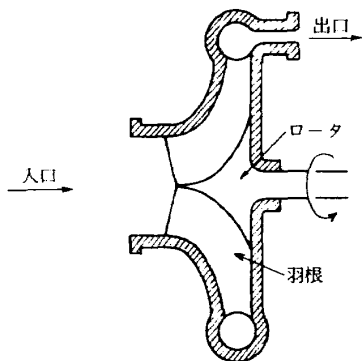


図 117 遠心ポンプ断面図

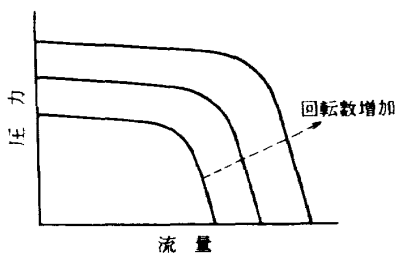


図 118 遠心ポンプ特性曲線

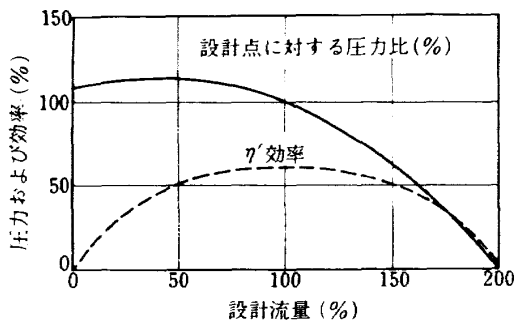
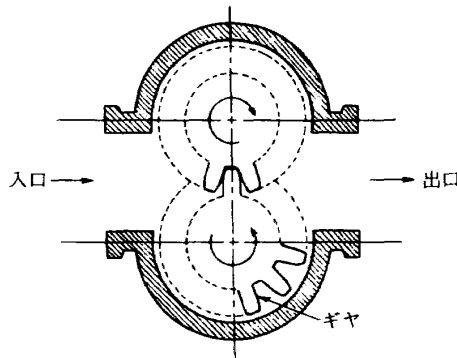
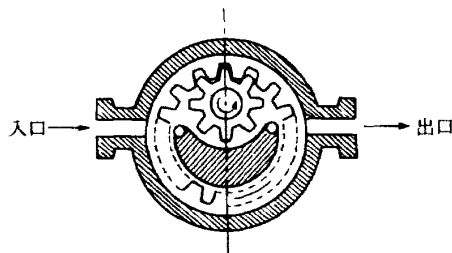


図 119 遠心ポンプ効率



(a) ギヤポンプ



(b) インターナルギヤポンプ

図 120 ギヤポンプの種類

ギヤポンプの体積効率は実際の吐出量と(1)式で計算される吐出量との比で表わされる。吐出燃料圧が上昇するとギヤと周囲の壁および2個のギヤのかみ合いの間げきからの燃料のもれにより吐出効率は低下する。図121にギヤポンプの特性例を示す。ギヤポンプに必要とされる動力は次式で計算される。

$$w = PV / 6 \eta_p \dots\dots\dots (2)$$

ただし  $w$  : 必要動力 (Kg・m/sec)

$P$  : 吐出圧力 (Kg/cm<sup>2</sup>)

$V$  : 吐出量 (l/m・n)

$\eta_p$  : ポンプ効率

ギヤの数は有限であるため吐出圧力に脈動が生ずるが、この周波数は歯数と回転数の積の2倍に等しく、通常は1000Hz程度である。

(b) ヴェーンポンプ

図122にヴェーンポンプの代表的な2つの形を示す。ヴェーンポンプの原理はギヤポンプの原理とほぼ同じであるが、効率が良く、より高い回転数(約20,000r.p.m.)まで作動できる。ただし異物の混入に対してはギヤポ

ンプより厳しい。ヴェーンポンプの吐出量は図123を参考にして次式で求める。

$$V = \frac{\pi}{1000} \{R_h^2 - (R_r + C)^2\} N \cdot l \dots\dots\dots (3)$$

ただし  $V$  : 吐出量 (l/min)

$R_h$  : ハウジングの内径 (cm)

$R_r$  : ロータの半径 (cm)

$C$  : もどりサイクルの間げき (cm)

$l$  : ヴェーンの幅 (cm),  $N$  : 回転数 (r.p.m)

(c) ピストンポンプ

図124にピストンポンプの代表的な2つの形を示す。ピストンポンプは高圧燃料(70Kg/cm<sup>2</sup>以上)を得る場合に特に有効で、ピストンのストロークを変えることにより一定の回転数においてもその吐出量が変われるのが特徴で、ガスタービンの燃料制御に用いられることもある。しかし、重量、容積、吐出圧力の脈動に欠点がある。

C 燃料温度調節器 (Fuel heater, Fuel Cooler)  
 フューエルヒーターとフューエルクーラーとがあり、一種の熱交換器である。燃料の温度が低すぎると、流動

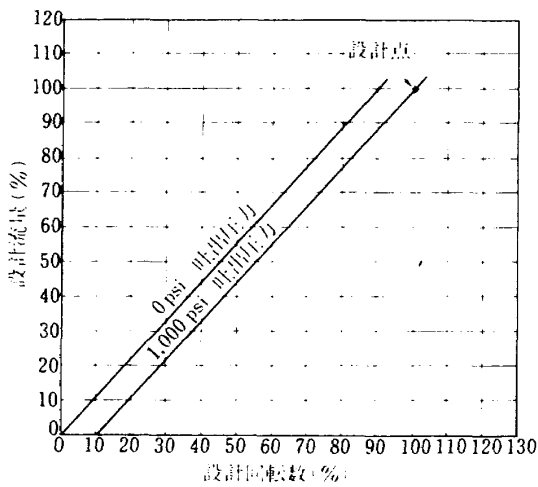


図121 ギヤポンプ特性

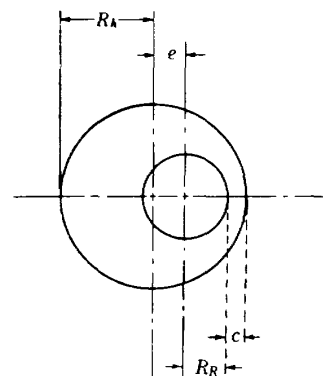


図123 ヴェーンポンプの流量

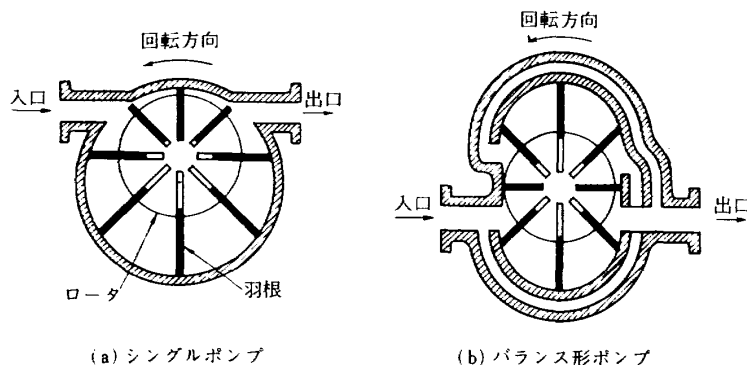


図122 ヴェーンポンプの種類

性や霧化が悪くなったり、著しい場合は、中に含まれている水分が氷結して細かい氷片となり、フィルターの目につまって通過しなくなり吹消えの原因ともなる。このような場合、圧縮機からの抽気空気やエンジンから出る潤滑油で暖める。燃料の温度が高すぎると蒸気閉塞などを起こすので、潤滑油で冷却する。これらの熱交換器には温度制御弁がついていることが多い。なお付録6に燃料の温度上昇について述べた。

D 主燃料制御装置

エンジン各部で検出された信号をもとに、エンジンが安全に作動できるように燃料流量を規制したり、エンジン各部の幾何学的形状を変える信号を出したりするエンジン制御装置の中心部、主燃料制御装置については6.において現用の代表的エンジンである2B形エンジン、2A形エンジン、3A形エンジンの例を詳しく説明する。

E P & Dバルブ (Pressurising and Dump Valve)

主燃料制御装置で規制された燃料を適当な配分でフューエル・マニホールドの一次、二次通路に送る目的のプレッシャライジングバルブ (フローディバイダーとも呼ぶ) と、エンジンを停止するときマニホールドやノズル内に残った燃料を外に捨てるためのダンプバルブとから成る。図125にP & Dバルブの一例を示す。燃料の流量が少ないとき (主燃料制御装置の吐出圧が低いとき) は一次マニホールド (パイロットマニホールド) だけに送られるが、流量、従って圧力がある値を越すとプレッシャライジングバルブはスプリングSを押して二次マニホールド (メインマニホールド) を漸時開き、燃料は一次二次両方へ送られる。実際の飛行状態はすべてこの状態に置かれていると考えてよい。次にダンプバルブはエンジンを停止した際、主燃料制御装置からのシグナルプレッシャが消失するため、スプリングS<sub>2</sub>の力で開かれ、一次マニホールドにある残留燃料は外部のドレイン罐に捨てられる。燃料が残っていると燃焼室内で燃え

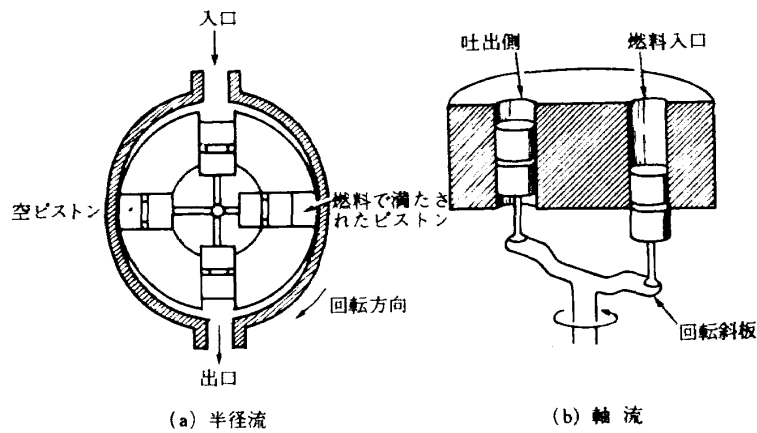


図 124 ピストンポンプの種類

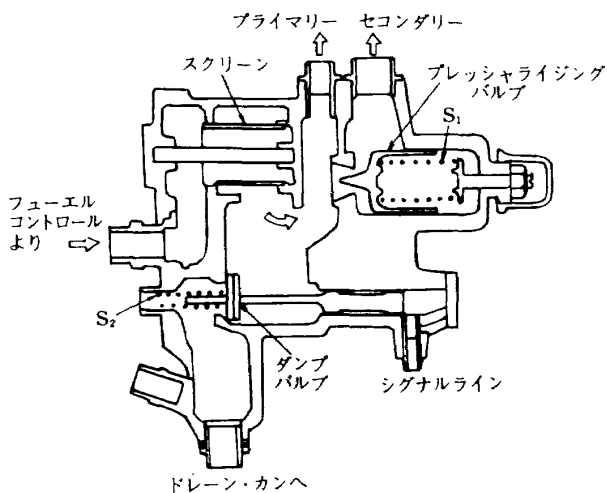


図 125 P&Dバルブの一例

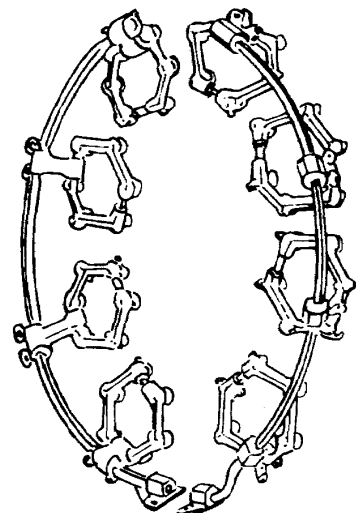


図 126 フューエル・マニホールド

る (relight) 危険があること、マニホールド内で余熱のためにくすぶり固形の残留物を残すおそれがあるからで、エンジンの運転中はこのバルブは常に閉じられる。

F フューエルマニホールド

図126にJT-3D-3B エンジン (キャン・アニューラ形燃焼器を有する) のフューエル・マニホールドを示す。房をつけた半環状のマニホールドが左右2つで1組を成し燃焼室ライナーの前面に置かれる。各房のこぶの部分に燃料噴射ノズルをねじ込む。マニホールドはすべて2重になっていて外側を一次燃料、内側を二次燃料が流れる。

G 燃料噴射ノズル (Fuel nozzle, Spray nozzle)

ここではジェットエンジンに最も一般的なスプレー形のノズルだけを説明する。このほかに蒸発管形燃焼器がある (図127)。

噴射ノズルは図128~130に示す3種類のものが通常用いられる。シンプレックスノズルの燃料流量とノズルにおける圧力降下との関係の一例を図131に示す。

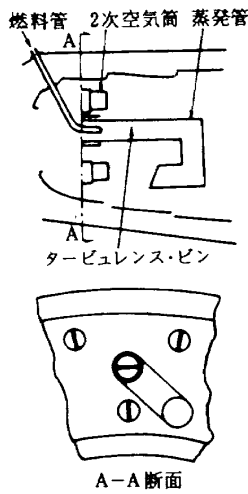


図127 蒸発管形燃焼器<sup>3)</sup>

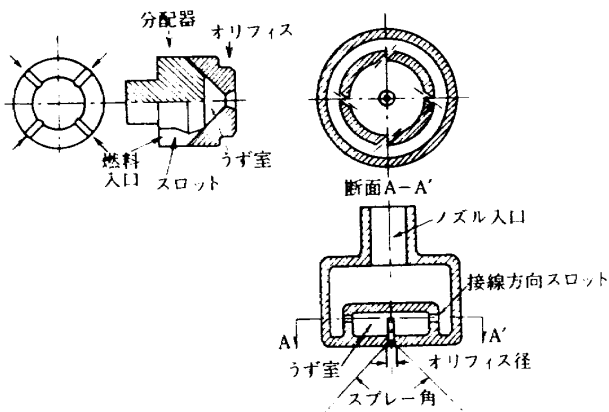


図128 シンプレックス燃料噴射弁の概略図

これより、10:1の範囲の燃料流量を流すためには約100:1の圧力変動範囲が必要となることがわかる。これは実際上困難なので、デュプレックスノズルにおいては、オリフィス、うず室は1個であるが、別々に燃料供給を受ける2組のスロットを有している。この燃料の配分は図125に示したP&Dバルブによって起動時には一次側に、それ以上では二次側も加わる。このように

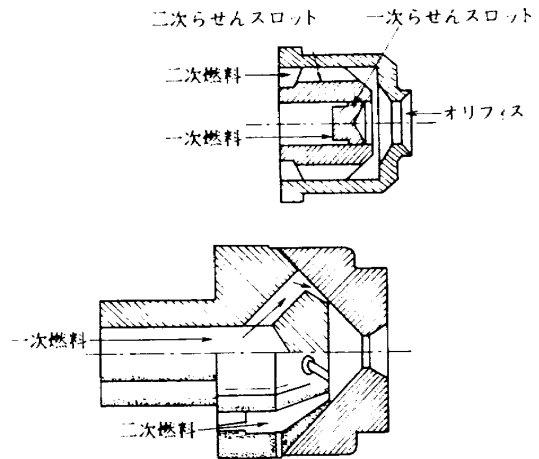


図129 デュプレックス噴射弁<sup>66)</sup>

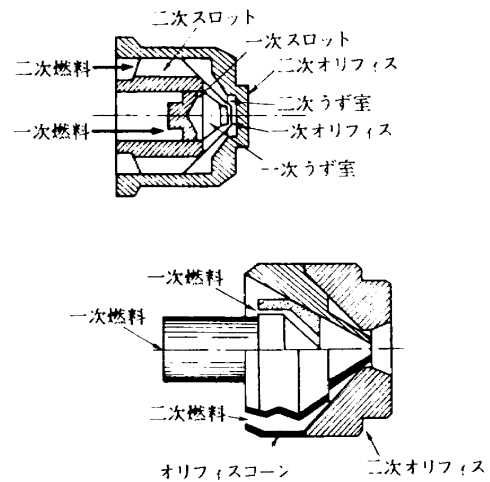


図130 デュアルオリフィス<sup>66)</sup>

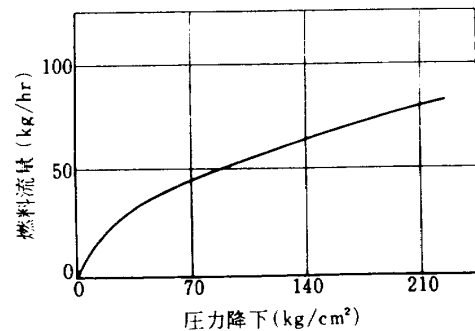


図131 シンプレックス燃料噴射弁特性

すると燃料流量——圧力降下曲線は図132に示すように変わり、ある一定の圧力降下範囲に対する燃料供給範囲が広がる。図130に示すデュアルオリフィスノズルは2組の独立したスロット、うず室、出口オリフィスを有している。これによって広い作動範囲で一定の霧化、広がり角を維持でき、かつ一定の圧力降下範囲における燃料供給範囲を広げることができるとともに、その形状を望ましい形に変えることができる(図133参照)。

H フィルター

フィルターは表面フィルター(図134)と、層フィルター(図135)とに分けることができる。表面フィルターにおいては、流れの中に細い穴のあいた障壁を設けて燃料だけを通過させようとするものである。細穴の径がフィルターの性能を決定する。材料としては紙、針金の

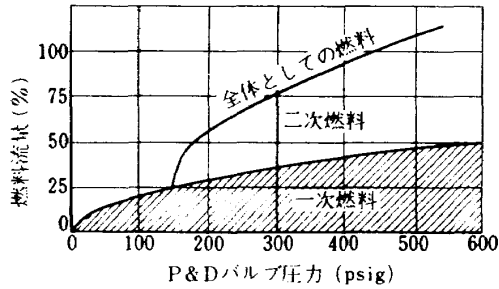


図132 デュプレックス燃料噴射弁特性

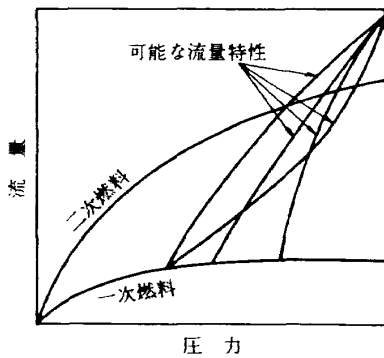


図133 デュアルオリフィスの特性<sup>66)</sup>

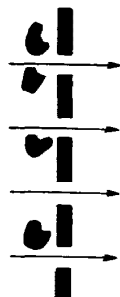


図134 表面フィルター

網目、繊維素などが用いられる。層フィルターは図135に示すようにいくつかの層を燃料がうねって流れてゆく。穴の径は均一でなくてもよい。第1層目の小さい径で小片を除くが、残りは第2層目以下に燃料と一緒に流れ込み、第1層目と同様な過程をくり返して燃料をきれいにする。層フィルターには以上に説明した浄化作用以外に、流速と方向が変化することによる沈殿作用が加わる。材

フィルター特性	表面フィルター	層フィルター
利点	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. 粒径が厳密に指定できる</li> <li>2. 粒径が小さい</li> <li>3. 掃除がしやすい</li> <li>4. ごみが通過しにくい</li> </ol>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. ごみを止めておく能力がある</li> <li>2. 小さなおみを除去する</li> <li>3. 低価格</li> </ol>
欠点	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. ごみを止めておく能力に欠ける</li> <li>2. 高価格</li> <li>3. 長く、細いせんい質のものは通過してしまう</li> </ol>	<ol style="list-style-type: none"> <li>1. ごみが通過してしまいう可能性あり</li> <li>2. 粒径が大きい</li> <li>3. フィルター組織が劣化する</li> </ol>

表6 表面フィルターと層フィルターの比較

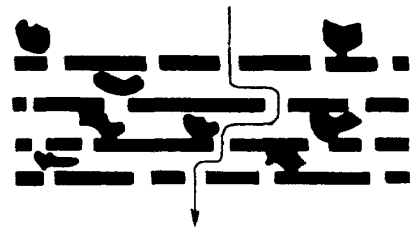


図135 層フィルター

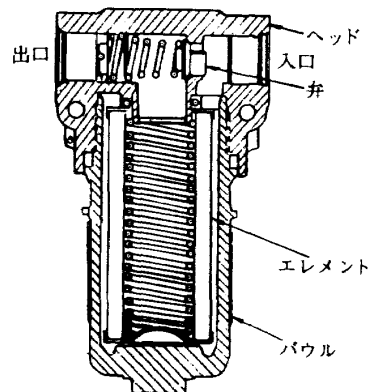


図136 リリーフ弁つきフィルター<sup>66)</sup>

料としては、フェルト・グラスファイバー、焼結粉などが用いられる。表6に表面フィルターと層フィルターの利点と欠点を示す。フィルターの性能はミクロン(10<sup>-6</sup>m)で表わされる。通常ガスタービンに最も多く使われるのは10ミクロンである。公称10ミクロンというのは、10ミクロンから20ミクロンのガラスの長を重量で約95%取り除くものである(MIL-F-5504B)。また絶対10ミクロンというのは、10ミクロン以上のガラス玉をすべて取り除くものを言う。フィルターが詰まってくると、フィルター前後の圧力差が大きくなり、燃料の流れを止めてしまう。これを避けるため、通常フィルターには圧力差が一定値以上になるとフィルターをバイパスするリリーフ弁が備えられている。またフィルターが詰まった事を警告するために、圧力差が一定値以上になったらランプを点滅するような装置が備えられている。図136にリリーフ弁付きのフィルターを示す。

**(3) オイル(潤滑油)システム**

ベアリング、ギヤ、スプライン等の潤滑及び冷却のための潤滑油システムを言う。潤滑油供給ポンプ(通常ギヤポンプ)、油圧調整装置、フィルターなどから成る圧油供給系統、潤滑及び冷却を行なった後のオイルをタンクにもどす掃油ポンプ・フィルター、空気冷却式オイルクーラー、燃料冷却式オイルクーラー、磁気チップ検出器から成る掃油系統から成る。これらはエンジンによって変わることなくほとんど同じである。図137に現用のエンジンのオイルシステムを示す。

**(4) 防水装置**

高々度及び寒冷地を飛行する場合、空気吸入口(air intake)のふち、圧縮機前部ケースのストラット、入口案内翼などに結氷し、それがはがれ、圧縮機の事故を引き起こす可能性がある。また性能の劣化は言うまでもない。図138はエンジン入口案内翼の結氷防止装置例である。案内翼の中空部に圧縮機出口空気を送り込んでいる。操縦席のスイッチによりシャットオフ弁①、⑥を閉閉する。空気の量は圧縮機出口空気温度を感じるバイメタル⑤によって調整される。

**(5) 水噴射装置**

水噴射は機体重量がエンジンの能力に比較して重すぎたり、外気温度または飛行高度が高すぎて規定の能力を発揮できないときに、離陸時に極めて短時間に限って推力を増加させるときに用いる。その方法には、次のような方法がある。

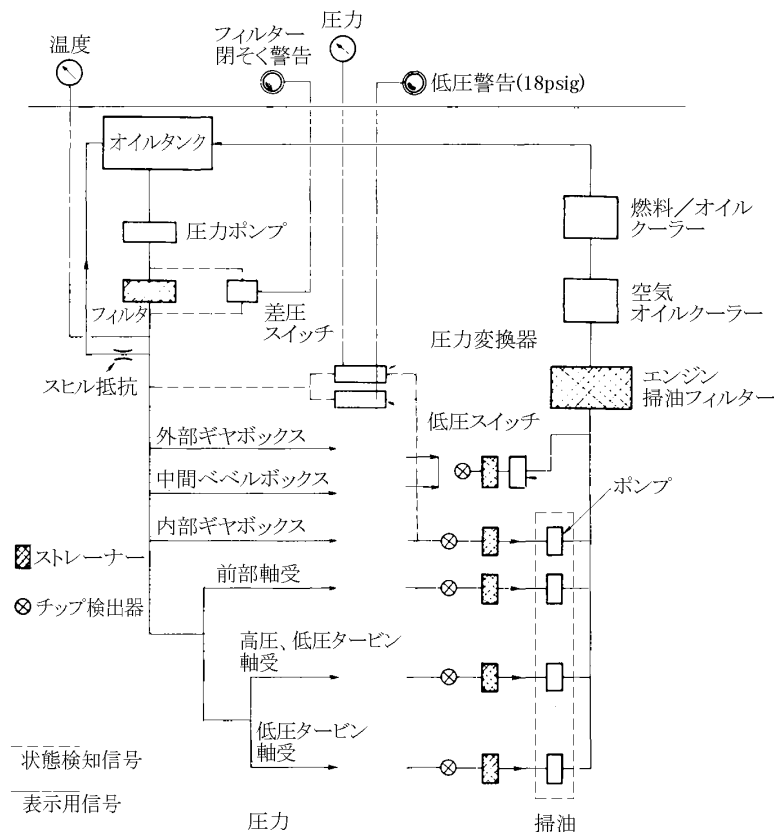


図 137 オイルシステム例

- (a) 圧縮機入口あるいは中段から水を噴射するもの。  
水の気化熱により空気の温度を下げ、推力の増加を目的とする。この場合大気温度が10℃未満だと気化熱により温度が低下した圧縮機内で凍結状態になることを避け、通常水にアルコールを50%程度含ませたものを用いる。
- (b) 燃焼器入口から水を噴射するもの。  
燃焼室に水を噴射することによりタービン入口温度を上げないようにしながら燃料を増加させる。タービンはほとんどの場合チョークしているから修正ガス流量は一定である。従って水の量だけ圧縮機からの空気流量は減少しなければならない。

このことは図139においてA点からB点に作動点が変わることになり、圧縮機出口圧力は上昇し、従ってタービン入口ガス圧力  $P_{t5}$  も上がり、またタービン通過ガス流量も圧力の上昇に見合うだけの流量増加が許される。従ってノズル流量、タービン背圧上昇のため推力は増強される。

制御の立場から言えば、方式(a)では温度が下がる分を予想して回転数を修正すればよい。そしてその作動点は定常曲線上にある。従って特別な問題はないが、修正回転数が上昇することによって引き起こされる、圧縮機出口圧力過大を防止する考慮は払う必要がある。燃焼室水噴射の場合は図139からわかるように、許し得る水噴射の量は圧縮機サージングの観点からも制限される。またドループ方式の回転数制御においては所要燃料流量の増加により回転数制御誤差が多くなるから、そのぶんだけ燃料を補充する必要がある。図140に現用のエンジンの水噴射装置を示す。図141に水噴射の効果を示す。

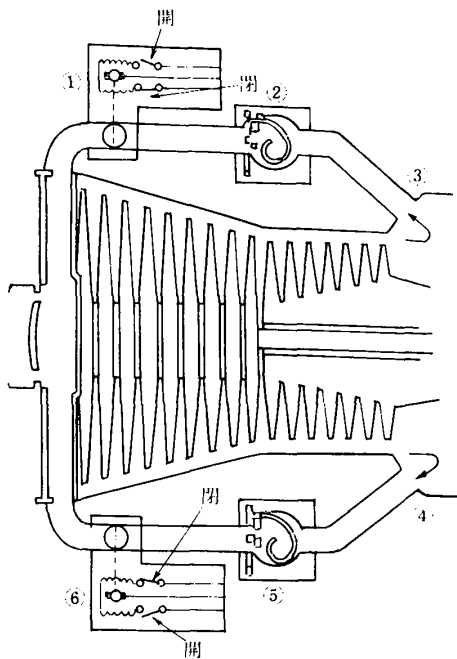


図 138 エンジン入口案内翼防水装置の例

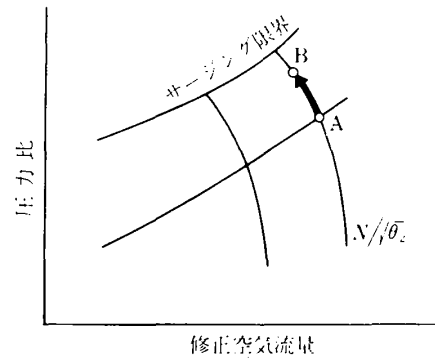


図 139 燃焼室に水噴射したときの作動点の移動

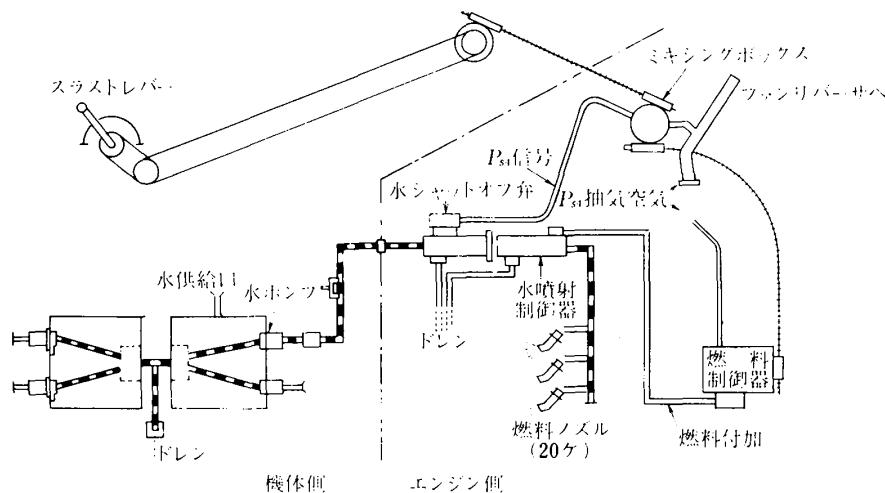


図 140 水噴射装置の例

(注：水は燃料ノズルに穴あけられた2個の穴から噴射させる)

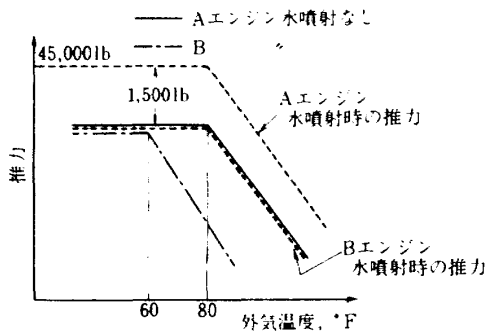


図 141 水噴射の効果 19)

### 6. エンジン制御装置の例

これまでの説明によって、ジェットエンジン、特にフロントファンエンジンを制御するためにはどのような機能をもつ制御装置が必要となるかが明らかとなった。また個々の機能を果たすための装置の具体例も示した。ここでは、これら個々の装置が全体としてどのようにまとめられ、使用されているかを知るために、現用の代表的フロントファンエンジンである2A形エンジン、2B形エンジン、3A形エンジン\* について、装着されている制御装置を説明する。

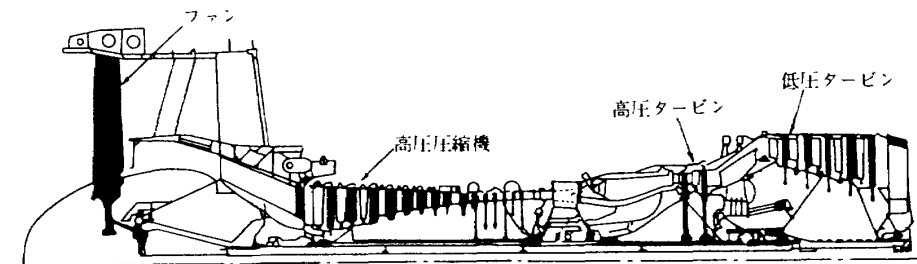


図 142 2A形エンジン断面図

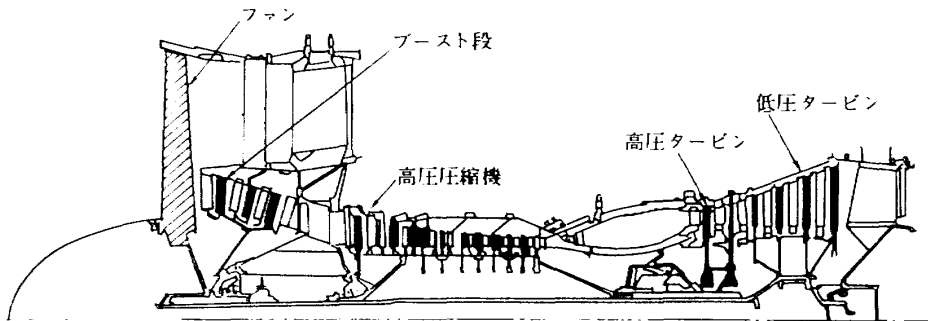


図 143 2B形エンジン断面図

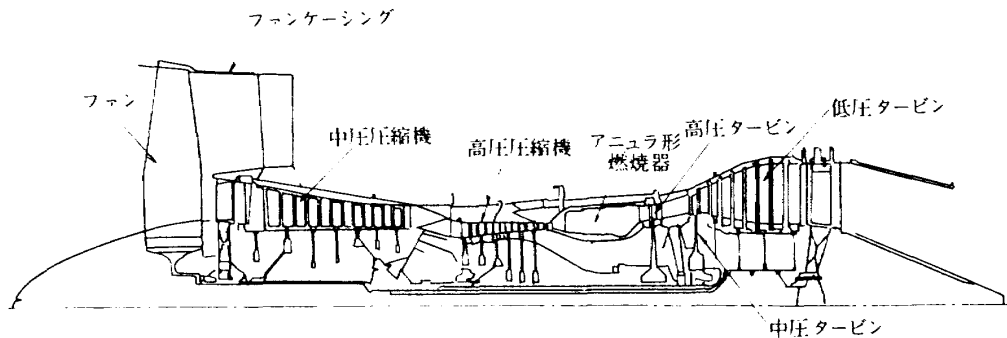


図 144 3A形エンジン断面図

\* 2A形エンジンは、図142に示すように2軸のファンエンジンで、ブースト段がない。また2B形エンジンは、図143

に示すように数段のブースト段を有する。3A形エンジンは、図144に示すように3軸フロントファンエンジンである。



(1) 2B形エンジンの制御装置

2B形エンジンの高圧圧縮機入口案内翼と、それにつづく前3段の静翼は取付角位置が可変となっている。またブースト段出口と高圧圧縮機の5段目には制御用の抽気弁が設けられている\*\*。2B形エンジンにはその他に、広範囲な Flight Envelope を有する旅客機用エンジンに必要な制御装置が多く設けられている。図145に2B形エンジンの制御装置の系統図を示す。

(i) 可変静翼と抽気

高圧多段軸流圧縮機においては起動時および低回転数作動領域におけるサージングを防止するために可変静翼や抽気などの手段をとることが必要であるといことはすでに説明した。またブースト段つきのファンエンジンにおいては、ブースト段がサージングに入りやすいためにブースト段出口に抽気弁を設けて抽気する必要があることも述べた。2B形エンジンの場合もこの両方の手段を使用している。

(a) 可変静翼

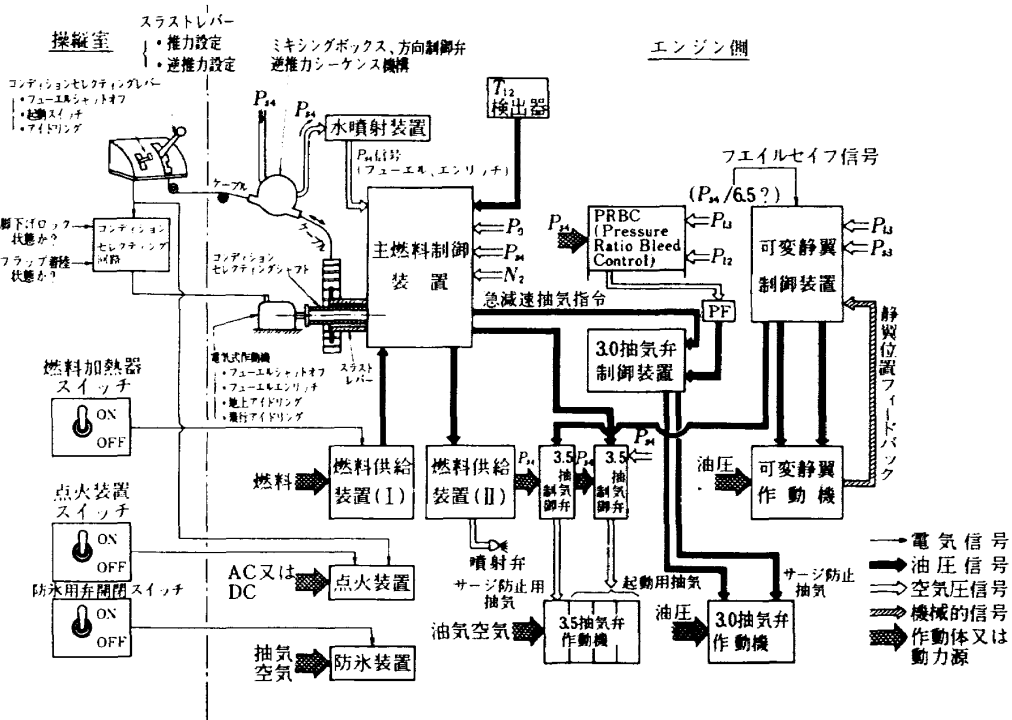


図 145 2B形エンジン制御系統図

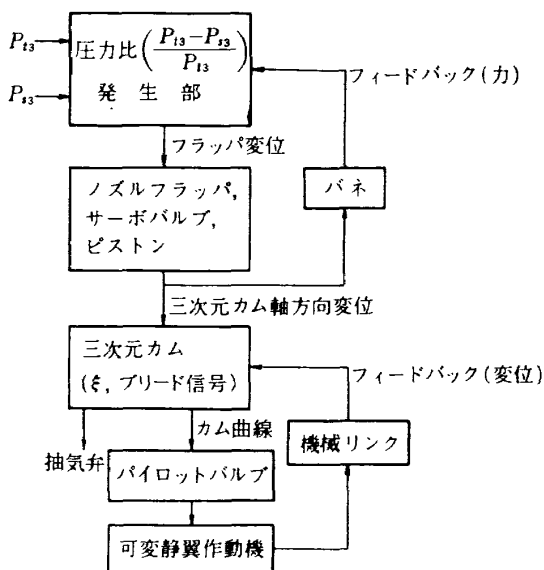


図 146 2B形エンジンの静翼制御装置ブロック図

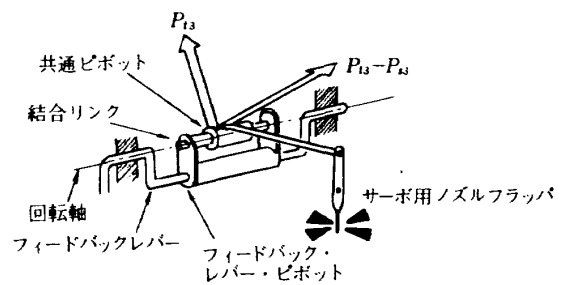


図 147  $(P_{13}-P_{12})/P_{13}$ 計算検知部<sup>58)</sup>

\*\* 2B形エンジン関係の文献ではブースト段出口の抽気を3.0抽気、高圧圧縮機の5段目出口にある4個の穴からの抽気を3.5抽気と呼んでいる。また可変静翼については、5段目入口案内翼、5段目静翼、6段目静翼、7段目静翼というようにファンとブースト段も入れて数えている。本報告でもこの方式を用いる。

2B形エンジンは、高圧圧縮機入口案内翼とそれにつ  
づく前3段の静翼が可変である。可変静翼制御方式は、  
3の(3)でも述べたが、 $(P_{t3}-P_{s3})/P_{t3}$  に対して静翼  
の取付角 $\xi$ をスケジュールする方式によっている。図  
146に静翼取付角設定サーボ機構のブロック図を示す。  
図147は $(P_{t3}-P_{s3})/P_{t3}$  発生部の概略図である。  
これは三次元カムの軸方向変位に比例したトルクをフィ  
ードバックする機構とともに働いて、 $(P_{t3}-P_{s3})/P_{t3}$   
に比例した3次元カムの軸方向変位を生じさせる。  
図148は図147に示す機構の作動を説明するものであ  
る。図において $F_1$ はベローによって作られた $P_{t3}$ に比  
例する力、 $F_2$ は別のベローによって生じた $P_{t3}-P_{s3}$   
に比例した力であり、平衡状態においては2つの力は図  
のよりに直角に、フィードバックレバー軸上(図のピボ  
ットA)に働くように調整されている。もし圧力比  
 $(P_{t3}-P_{s3})/P_{t3}$  が変化してピボットAが(b)のように  
変化したとすると、ピボットAに取り付けられたフラッ  
パが変位し、それにつれて三次元カムが軸方向に移動す  
る。するとその軸方向変位がバネによって力に変えられ、  
それがトルクに変えられて図の矢印の方向にフィードバ  
ックトルクが働く。このトルクによってピボットAはふ

たたびもとの位置にもどる(c)図)。即ちトルク平衡式  
によっている。三次元カムの軸方向の変位は $((P_{t3}-P_{s3})$   
 $/P_{t3})$ カム表面に刻まれた凹凸に沿って摺動するパイロ  
ットバルブの動きに変えられ、それが可変静翼作動機に  
高圧油を送り込み翼を回転させる。作動機の軸の動きは  
機械的リンクによって三次元カムを回転させることによ  
りフィードバックされる。

(b) 抽 気

前にも述べたが2B形エンジンには3.0抽気と呼ばれ  
るブースト段出口に設けられた抽気弁と、3.5抽気と呼  
ばれる高圧圧縮機5段目出口に設けられた4個の抽気弁  
がある(すべてオンオフ式の抽気弁である)。このうち  
3.0抽気弁は、低回転数時や急減速時に開いて、ファン  
あるいはブースト段のサージング防止をするために使わ  
れる。また4個の3.5抽気弁のうちの1つは可変静翼、  
抽気弁制御装置に内蔵された、高圧圧縮機入口軸流マッ  
ハ数 $(P_{t3}-P_{s3})/P_{t3}$  に対してスケジュールされたカム  
によって制御され、地上アイドリング時や高空飛行時の  
サージングを防止する働きをもつ(残りの3個とともに  
起動時にも開く)。残りの3個の3.5抽気弁は起動時に  
高圧圧縮機の加速を容易にするために用いるのと、サー

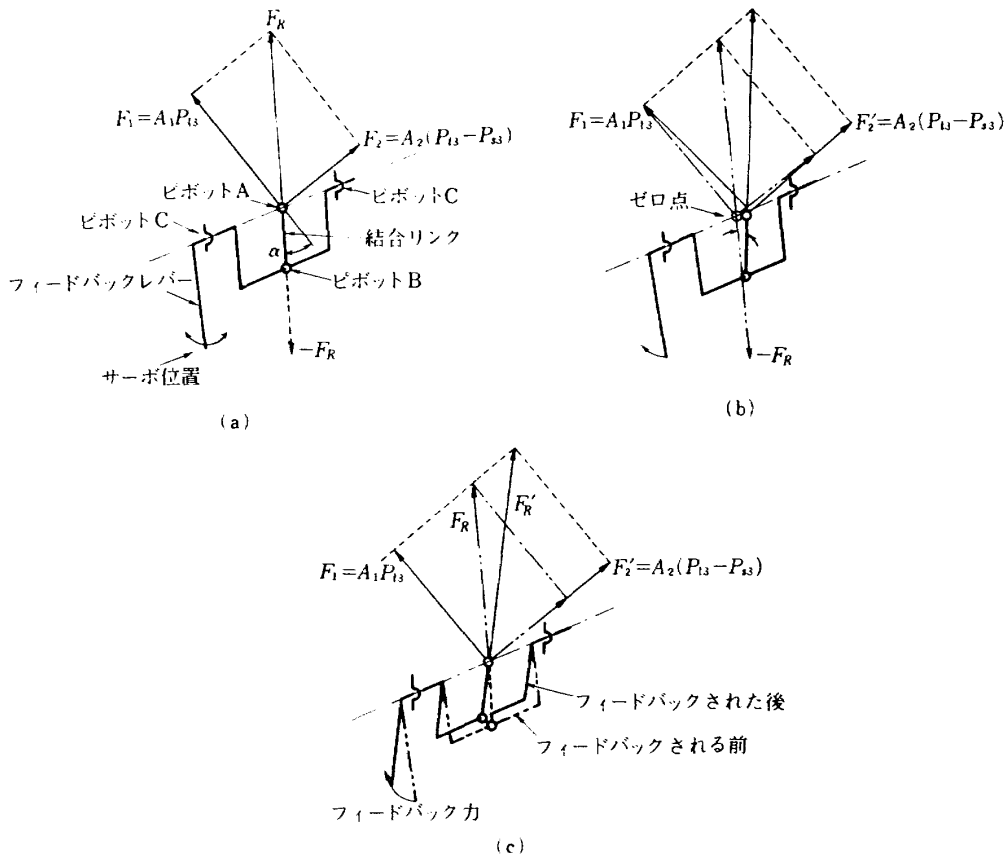


図 148  $(P_{t3}-P_{s3})/P_{t3}$ 検知部説明図<sup>58)</sup>

ジング検出器からの信号によって、高圧圧縮機がサージングに入った時にサージングから回復させるために用いる。図149に2B形エンジンの抽気系統を示す。図からわかるように3.0抽気弁の制御信号は、 $P_{t3}/P_{t2}$ をもとにその出力( $P_{s4}$  抽気空気)をオンオフするPRBC

(Pressure Ratio Bleed Control) 制御装置の出力信号  $P_{s4}$  を油圧に変換したものと、主燃料制御装置から送られてくる急減速時抽気信号とである。この「急減速」というのは減速時に燃料流量が減速燃料スケジュールによって制限されたときを言う。図中「3.0抽気制御」と示されている部分の機能については説明した資料がないので明らかではない。3.5抽気弁制御のための入力信号は、主燃料制御装置から送られてくる回転数がある一定値以下であることを示す油圧信号と、高圧圧縮機がサージングに入っているかどうかを知るための  $P_{s4}$  信号と、可変静翼、抽気弁制御装置に組み込まれた  $(P_{t3} - P_{s3})/P_{t3}$  によってスケジュールされたカムによって発生された油圧信号の3種類がある。これらの信号がどのように処理され、どのようにして抽気弁を開閉するかに関する説明資料はないが次のように考えられる。まず  $P_{s4}$  信号は図の「ウォータートラップ」と書かれたサージ

ング検出器を経て、図の「ARS」に送られる。またある一定回転数以下における主燃料制御器からの抽気信号も「ARS」に送られ、ここでサージング信号との論理和がとられ、どちらか一方の信号があれば  $P_{s4}$  を動力源とする「3.5抽気制御(4個)」によって4個の抽気弁はすべて開けられる。この時には図に示された3方向ソレノイドバルブは④、①、②の3個の抽気弁を作動させた  $P_{s4}$  抽気信号が③にも流れ込むようになっている。次に3.5抽気弁の1つ③は、可変静翼、抽気弁制御装置内において  $(P_{t3} - P_{s3})/P_{t3}$  に対してスケジュールされたカムと、それによって作動させられたサーボバルブからの油圧信号によっても開閉する。この油圧信号は図の「3.5抽気制御(1個)」と書かれた制御装置に働いて  $P_{s4}$  抽気空気を3方向ソレノイドバルブへ送る。この3方向ソレノイドバルブは大気圧(高度を示す)によってその流れの方向を変えるようになっている。飛行高度が高くなると( $P_0$  が小さくなると)上記の抽気空気  $P_{s4}$  が③の抽気弁に導かれ、これを開にする。すなわち、③は高度によって、サージングを防止するために可変静翼、抽気弁制御装置からの信号に従って開閉する。

(ii) 燃料供給装置

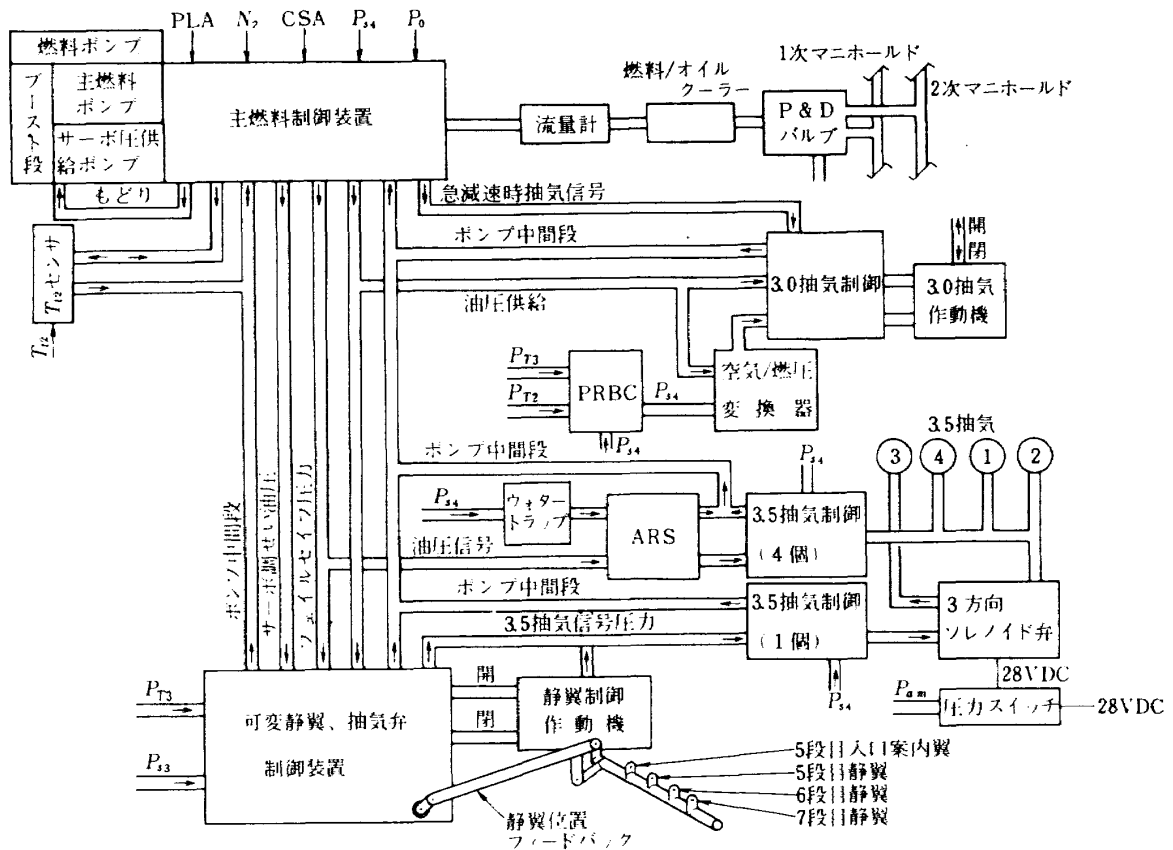


図 149 2B形エンジン抽気制御系統

図 150 は 2 B 形エンジンの燃料供給装置および主燃料制御装置の系統図である。機体側の燃料タンクから送られてきた燃料はブーストポンプ（遠心ポンプ）によって  $10.5 \text{ Kg/cm}^2 \text{ abs}$  までに加圧される。次にその燃料は燃料-空気熱交換器に送られ、寒冷時には高圧圧縮機の抽気空気により加熱される。その操作は手動スイッチで電気空気弁を開閉することにより行なわれる。通常油温が  $32^\circ\text{F}$  以下のときに用いられる。フィルタは、それがつまった時には燃料がバイパスして流れるバイパス流型であり、その前後の差圧は常に監視されていて、ごみがつまったりした時とか、燃料中の水分が氷結してつまったりした時には警告灯がつく。上述したフィルタ、燃料-空気熱交換器、フィルタ前後差圧警報スイッチ、電気空気弁を総称して燃料防氷装置と呼んでいる。防氷装置によってごみや氷結をなくした燃料は 2 台の並列したギヤポンプ、主燃料ポンプとサーボ用油圧供給ポンプに送られる（制御装置のサーボ油としては燃料が用いられる）。主燃料ポンプの最大圧力上昇は  $8.75 \text{ Kg/cm}^2$  であり、吐出量は  $10442 \text{ Kg/hr}$  ( $70 \text{ Kg/cm}^2 \text{ 時}$ ) である。油圧供給ポンプの最大圧力上昇は  $52.5 \text{ Kg/cm}^2$  である。主燃料制御装置に

よって種々の情報をもとに計量された燃料流量は流量計、燃料-滑油熱交換器、P&D バルブを経て 1 次、2 次マニホールドに送られて燃料噴射弁から噴射される。

主燃料制御装置はエンジン制御装置の心臓部をなすものであり、油圧機械方式の場合その機構は複雑をきわめる。2 B 形エンジンの主燃料制御装置の重量は約  $5 \text{ Kg}$ 、体積は約  $27000 \text{ cm}^3$  である。その設計製作には計算機が自在に使われている。主燃料制御装置への入力信号は、スラストレバー、コンディション・セレクトイングソフト、水噴射装置からのフューエル・エンリッチ信号、 $T_{t2}$  検出器からの  $T_{t2}$  油圧信号、周囲大気圧力  $P_0$ 、燃焼室圧力  $P_{34}$ 、コアエンジン回転数  $N_2$  等があり、出力としては計量された燃料流量の外に出力信号として急減速時抽気指令信号、起動時抽気指令がある。主燃料制御装置は図 145 を見てもわかるとおり実に多くの機能を果している。それ故に必要な情報も多い（人間が外部から与える情報はスラストレバーとコンディション・セレクトイング・シャフトの位置だけである）が、その出力は燃料流量と抽気弁の開閉信号だけである。すなわち最終的に出力として出される燃料流量は実に多くの過程

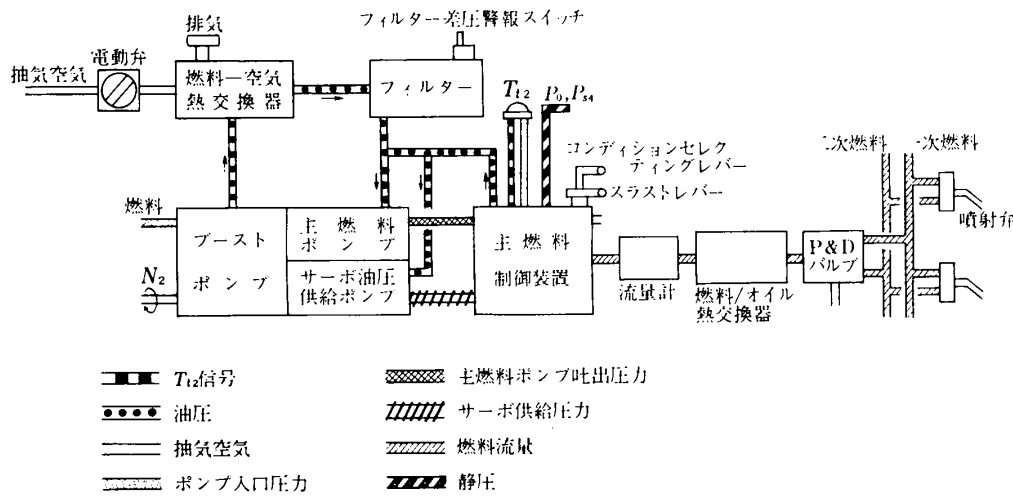


図 150 2 B 形エンジン燃料系統

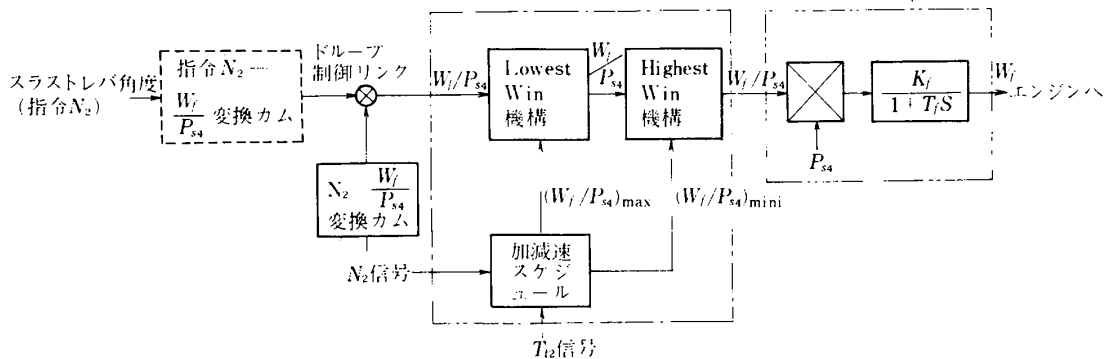


図 151 2 B 形エンジンの回転数制御、加減速制御ブロック図

を経て決定されたものなのである。

図151は主燃料制御装置の主な機能である回転数制御（推力制御）と加減速制御部分のブロック図である。これより、この制御系は純粋な積分要素を含まないからドループ式回転数制御を行なっていることがわかる。また回転数制御、加減速制御の演算や論理判断はすべて  $W_f/P_{s4}$  に換算して行なわれていることがわかる。油圧機械式の制御器においては  $W_f/P_{s4}$  を制御パラメータとして用いることが最も有利であると言われている。その理由の1つに次のような事が挙げられる。このブロック図に示したように、最終的には  $W_f/P_{s4}$  信号に  $P_{s4}$  信号をかけ算して実際の燃料流量  $W_f$  を供給するわけである。一方高空を飛行する場合や、エンジンが低回転数で作動するときのように  $P_{s4}$  が小さい時には、一般にエンジンゲイン、エンジン時定数が大きく系が不安定になる傾向にある。そこで  $P_{s4}$  をかけ算して事実上の制御系のゲインを小さくすることにより自動的に系を安定化することができる。

図152に図151中破線で囲んだ部分の機構を示す。これはスラストレバー、コンディション・セレクティングレバーに取り付けられた三次元カムとカムフォロアーから成る。スラストレバーにより回転する指令  $N_2 - \frac{W_f}{P_{s4}}$  変換カム、飛行時アイドルカム、逆推力時の  $P_{s4}$  の最大値カムは軸方向には  $P_0$  に従って動くピストンによってシフトする。これによって指令  $N_2 - \frac{W_f}{P_{s4}}$  変換カム

の最小値すなわち地上アイドルリングと飛行アイドルリング、逆推力時の  $P_{s4}$  の最大値が（これ等はすべて  $W_f/P_{s4}$  に換算されている） $P_0$  の函数として決まる（図63参照）。指令  $N_2 - \frac{W_f}{P_{s4}}$  変換カムには、スラストレバ角度（ $N_2 / \sqrt{T_{t2}}$  に対応）と  $P_0$  一定のときの推力が図153に示す値になるように、凸凹が刻まれている（ $W_f/P_{s4}$  に換算した値で）。逆推力カムは、逆推力をかけた時の  $P_{t4}/P_0$  ( $\approx P_{t4}/P_{t2}$ ) を制限してエンジン間のブレーキ効果の差を少なくするために設けられている。次にコンディション・セレクティング・シャフトの設定位置はフェーエルシャットオフ、フェーエルエンリッチ、地上アイドルリング、飛行アイドルリングの4つの状態を選定する。そしてこれは操縦室から送られる電気信号で動く電気作

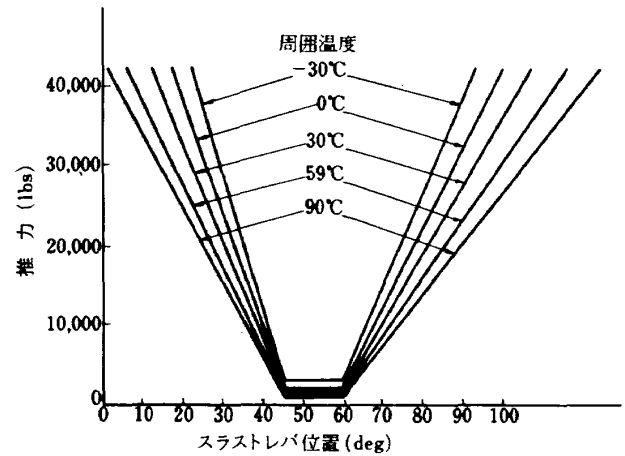


図153 2B形エンジンスラストレバー位置—推力スケジュール

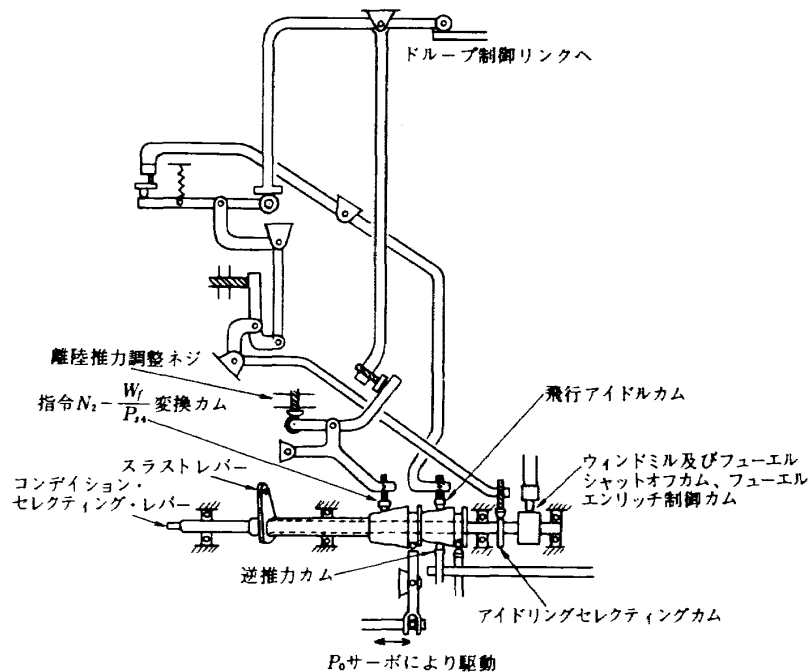


図152 2B形エンジンのスラストレバー及びコンディションセレクティングレバー

動機によって設定される。アイドル・セレクトイングカムは、それに接触した摺動子を押上げ、飛行アイドルカムに沿う摺動子の動きを有効化する。摺動子が下がった場合にはそれを無効化する。フューエル・シャットオフバルブコントロールバルブ(図152中には示してないがフューエルシャットオフカムに接続している)がフューエル・シャットオフカムに押し上げられると、圧力油がフューエル・シャットオフバルブに流れ込みこれを閉じる。それよりもやゝ下にセットされ、回転数がある一定値以下であれば圧力油が直接燃料計量バルブ(ミータリングバルブ)の下流に流れ込み(図155参照)燃料は通常よりも多く供給される(フューエルエンリッチ)。

次に図151中1点鎖線で囲んだ部分は、図96に示す3次元カムを用いて燃料のスケジュールを行なっている。ただし本制御装置においては軸方向の移動は回転数  $N_2$  を、周方向回転角は圧縮機入口温度  $T_{i2}$  を示す。またHighest win, Lowest win 機構も原理的には図97に示すのと同じである。その詳細な説明は省略する。

図154は図151中2点鎖線で示した部分の機構である。三次元カムを中心とする機構によって最終的に決定された  $W_f/P_{s4}$  の大きさはリンク  $l_1$  の変位となって図に示したスロットルバルブ制御機構への入力となる。スロットルバルブへ入る燃料の圧力とフューエルバルブ出口燃料圧力は差圧一定機構と呼ばれる装置(図155)によって一定の圧力差に保たれる。従って燃料流量はスロットルバルブと、それを囲む壁にけられたウィンドウと

呼ばれる穴の重なり合った部分の面積に比例する。この面積、従って燃料流量を決定するスロットルバルブの位置は、まさつ力を小さくするためにエンジン回転部と連結し回転しているパイロットバルブにより規正された油圧信号により決定される。そしてレバー  $l_3$  に加わるトルクすべてがバランスした状態で落ち着くが、それはパイロットバルブのスプールの位置にあるときである。次に順を追ってその動作を説明する。まず  $l_1$  の変位が図の矢印の方向に与えられたとする。バネ  $k_1$  により変位は力に変えられ、レバー  $l_2$  は上側に変位する。するとローラー  $R$  を経てレバー  $l_3$  を上に押し上げる。パイロットバルブのスプールが上側に移動し、油圧がスロットルバルブの下部に流れ込みスロットルバルブを押し上げる。この変位はバネ  $k_2$  より力に変えられモーメントの形でフィードバックされ、レバー  $l_3$  を下側に押し下げる。そしてこのフィードバックモーメントが(すなわちスロットルバルブの変位が)ローラー  $R$  を介して与えられている指令モーメントと釣り合い、パイロットバルブはもとの位置にもどり、スロットルバルブはその位置に落ち着く。ところでローラー  $R$  は  $P_{s4}$  に従って変位するサーボピストンに連結され、図のようにレバー  $l_2$  と  $l_3$  にはさまれて移動する。これによってバネ  $k_1$  によって与えられた入力モーメントは、レバー  $l_3$  上ではローラーと支点  $P$  までの距離 ( $P_{s4}$  に逆比例)で除算された形で働く。すなわち除算機構を構成している。以上の説明によって、この制御機構は入力の変位に対してサーボバルブの変位を一次おくれの形で設定する通常のドループ式ガバナに

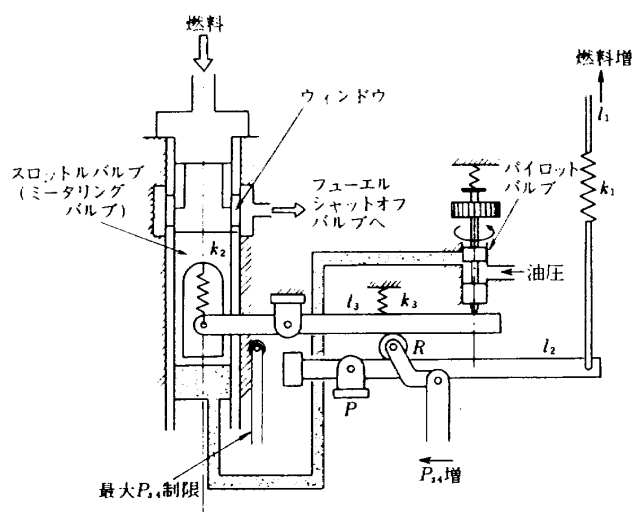


図 154 2 B形エンジンスロットルバルブ制御機構

おける燃料制御装置と働きが同じであること、またそれがモーメントバランス式によって行なわれていることがわかる。

図156は起動から最大回転数までの間を加減速した場合における回転数制御、加減速制御の制御モードを示したものである。

以上主燃料制御装置の主な機能である回転数制御と加減速制御について説明したが、その他に主燃料制御装置は急減速を感知して、3.0抽気弁に油圧信号を送ったりする働きもする。また  $P_{s4}$  の最大値も制限され、 $P_{s4}$  が最大許容値に達すると、それ以上の燃料の供給がおさ

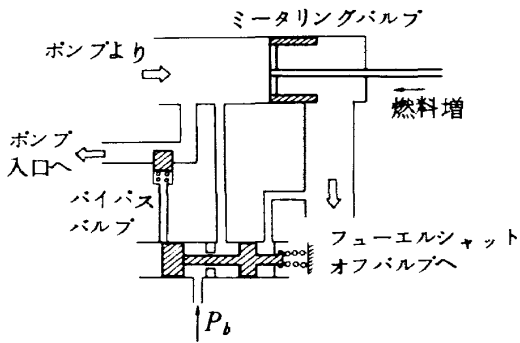
えられる。また燃料の温度変化による密度の変化を手動または自動的に補償する装置も備えられている。

(2) 2A形エンジンの制御装置

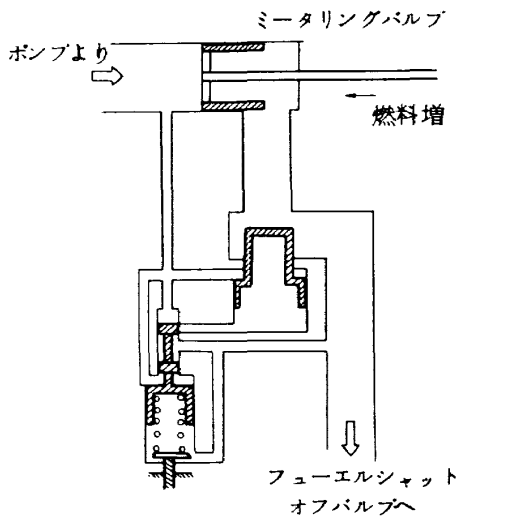
2A形エンジンの制御系全体の働きから言えば、普通のエンジン制御の概念と大した変わりはない。しかしながら、エンジンの構造の違いに応じたいくつかの特色ある制御機能も見られるので得られた資料の範囲内で説明する。

(i) 可変静翼と抽気

可変静翼に関して2A形エンジンについての詳しい資料はない。高圧圧縮機の入口案内翼と前6段の静翼は可



(a) 燃料ポンプにギヤポンプを用いた時 (2B形エンジン)



(b) 燃料ポンプに遠心ポンプを用いた時

図155 差圧一定機構

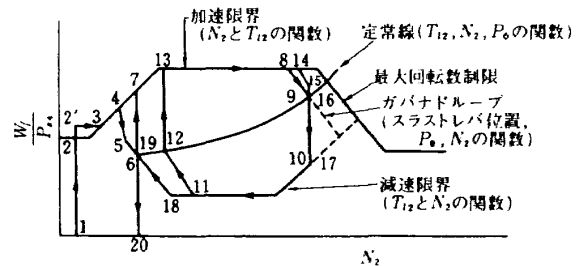


図156 2B形エンジン操作曲線

経路	使用する制御機能	操作
1-2-3-4	加速カム	起動
1-2'-3-4	加速カム セレクティングレバー	寒冷時起動燃料付加
4-5-6	ガバナドループ	アイドルへ
6-7	パワーレバー	ステップ加速指令
7-8	加速カム	加速
8-9	ガバナドループ	定常状態への加速
9-10	パワーレバー	ステップ減速指令
10-11	減速カム	減速
11-12	ガバナドループ	定常状態への減速 (地上アイドル)
12-13	パワーレバー	ステップ状加速 (逆推力)
13-14	加速カム	加速(逆推力)
14-15	ガバナドループ	$P_{s4}$ 制限まで加速
15-16	$P_{s4}$ 制限	$P_{s4}$ 制限定常状態へ
16-17	パワーレバー	ステップ減速
17-18	減速カム	減速
18-19	ガバナドループ	地上アイドルへ減速
19-20	セレクティングレバー	シャットオフ

変になっている。静翼取り付け角は修正回転数  $N_2/\sqrt{\theta_3}$  に対してスケジュールされている。スケジュールには、加減速燃料スケジュール用の3次元カムの一部が利用されている。

抽気については、高圧圧縮機8段、16段出口、等から抽気している。

(II) 燃料供給装置および主燃料供給装置

図157は燃料供給装置系統図である。機体側の燃料系統からの燃料は主燃料ポンプへ送られ、2段のポンプ

(遠心およびギヤポンプ)により加圧され、燃料-潤滑油熱交換器、燃料フィルターを通して主燃料制御装置へ送られる。主燃料制御装置で計量された燃料はプレッシャライジングバルブ、流量計、マニホールドを経て30個所の燃料ノズルから噴出される。

図158に主燃料制御装置の概略図を示す。図中  $P_b$  はコントロール・バイパス圧と呼ばれる油圧で、ポンプへの戻り圧力であり、 $P_{cr}$  はサーボ基準圧力と呼ばれ、バルブ  $V_3$  によって  $P_b$  より常に一定値だけ大きくされ

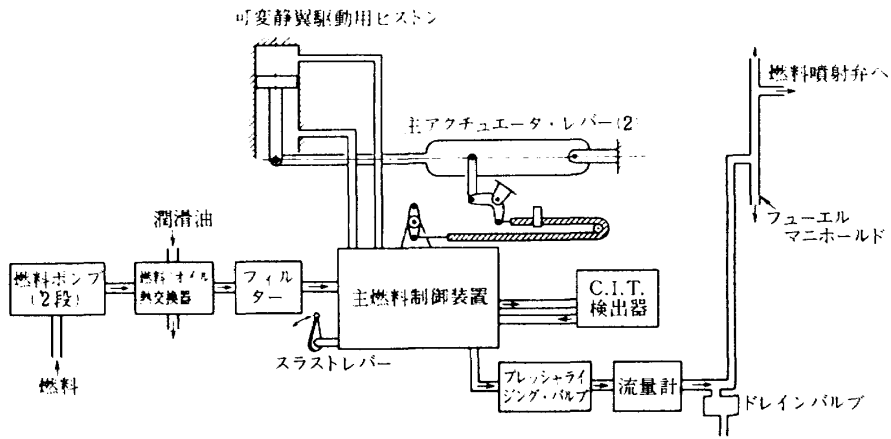


図 157 2A形エンジン燃料系統図

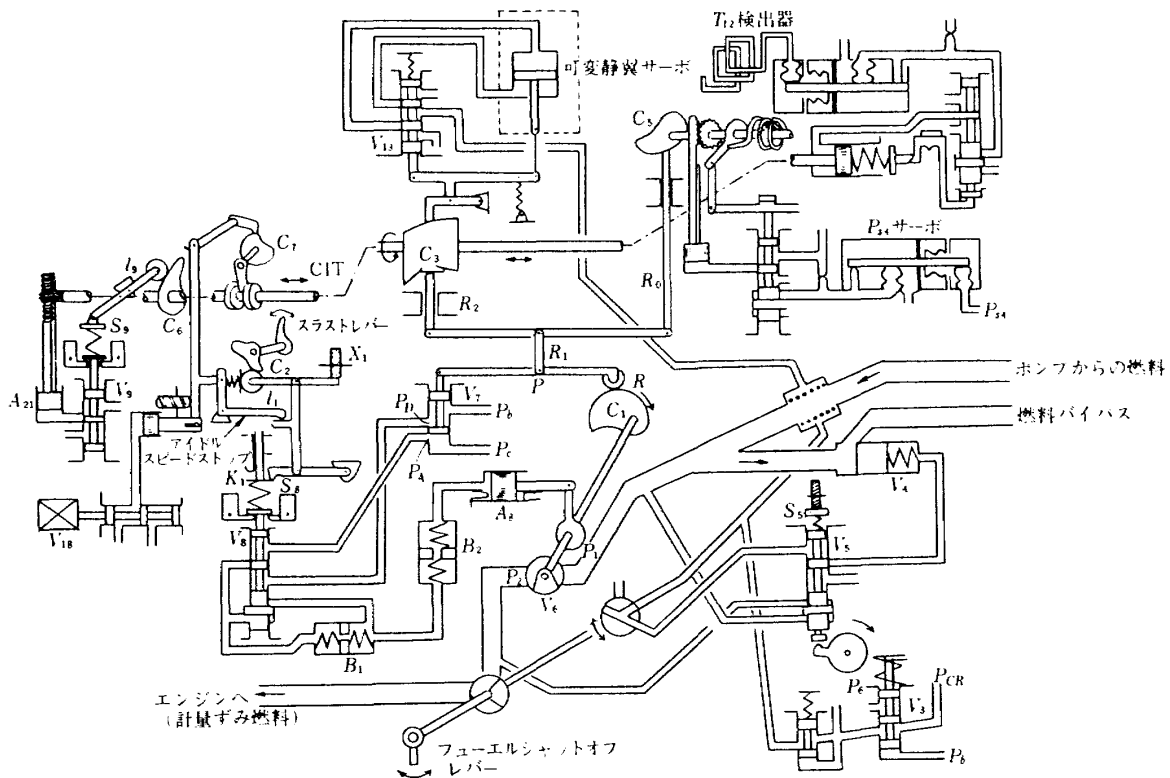


図 158 2A形エンジン主燃料制御装置概略図



ており、 $P_c$  はサーボ供給圧力と呼ばれ、 $V_2$  により  $P_{cr}$  より常に一定値だけ大きい値に保たれている。スロットルバルブ（ミーティングバルブ） $V_6$  前後の圧力差 ( $P_1 - P_2$ ) は差圧一定バルブ  $V_5$  およびバイパスバルブ  $V_4$  により常に一定に保たれている。これによって燃料流量はスロットルバルブの位置に正確に比例するようになる。図 158 中スラストレバー及びそのカム  $C_2$ ，それに続くリンク機構により指令を与えられるガバナ，補償バッファピストンは図 78 に示したアイソクロナス回転数制御系と同一の機構となっている。特徴的なのは、ガバナ出力信号が直接にスロットルバルブ駆動ピストン  $A_8$  に届くのではなくて、変化率制限バッファピストン  $B_2$  を通ることである。即ちガバナからのステップ状信号に対してその出力は図 159 に示すような応答を示す。これによって供給される燃料の変化率をおさえ、タービン入口ガス温度の変化率をおさえ、熱応力振幅を小さくすることによりタービン翼の寿命を長くしようとするものである。推力調整ネジ  $X_1$  はガバナのバネ  $S_1$  にかかる力を調整して、図 71 に示すように一定のスラストレバー角度に対する推力の大きさを調整するためのものである。アイドリング回転数の設定は、図のアイドリング・スピード・ストップ  $l_1$  によって行なわれている。 $l_1$  は C. I. T ( $T_2$ ) 検出器からの油圧によって駆動されるカム  $C_7$  と、電氣的に駆動されるソレノイドバルブ  $V_{18}$  によって制御される。カム  $C_7$  は地上アイドリングを、ソレノイドバルブ  $V_{18}$  は  $C_7$  の出力にバイアス変位を与えることにより飛行アイドリングを設定する（図 66 参照）。ストッパー  $K_1$  はアイドリング回転数の最小値を制限する。これによって C. I. T とは独立に最低の回転数は維持される。本エンジン制御システムには、回転数制御用のガバナに用いられているワットのフライウエイトのほか、3次元カムの回転数入力を与えるためのワットのフライウエイトがある。これはバネ  $S_9$ ，パイロットバルブ  $V_9$ ，サーボピストン  $A_{21}$ ，フィードバックカム  $C_6$  及びレバー  $l_9$  とともに回転数  $N_2$  に比例した周方向変位を 3次元カムに与える。カム  $C_6$  に付属した突起は、 $N_2$  がある一定値以上になると差圧一定機構のバネ  $S_5$  を上に押し上げて燃料流量をバイパスして減少させる。加減速時の燃料のスケジュールは、2B形エンジンの場合と同じく表 4 中Ⅲの方式が用いられている。加速時には最初ガバナのパイロット弁  $V_8$  は下に下がり  $P_c$  がバッファピストン  $B_1$ ， $B_2$  を経てスロットルサーボピストン  $A_8$  を右に移動させスロットルバルブを開く。するとカム  $C_1$  は、それに接触するローラーを押し上げ、支点  $P$  を中心に回転し、加速制限パイロットバルブ  $V_7$

を押し下げて、ガバナへ  $P_c$  が流れ込むポート  $P_A$  をふさぐ。それによって燃料の増加はおさえられる。それゆえ、リンク  $R_1$  の位置が加速燃料を決める。減速の場合にはこれと逆のことが起こる。すなわち今度はパイロットバルブ  $V_7$  が上に上がって減速時のポート  $P_D$  をふさぐまで燃料の減少が許される。従って急減速時の燃料流量は常に急加速時の燃料流量の一定の割合だけ供給される事になる。リンク  $R_1$  の位置は、三次元カム上に  $N_2$  および C. I. T ( $T_2$ ) に応じスケジュールされた  $W_f/P_{A4}$  に対応する凹凸  $C_3$  と、カム  $C_5$  によって決められる。 $W_f/P_{A4}$  は  $\log(W_f/P_{A4})$  の形で 3次元カム上に刻まれている。三次元カムの回転方向は前に説明した  $N_2$  サーボにより駆動され、軸方向は C. I. T 検出器サーボピストンにより駆動される。カム  $C_5$  は  $P_{A4}$  検出サーボ軸によって回転させられ、その形状はカム  $C_5$  の摺動子  $R_0$  の変位が  $\log P_{A4}$  に比例するように加工されている。この場合ローラー  $R$  の位置は摺動子  $R_0$  と  $R_2$  の変位の和（実際には  $W_f/P_{A4} \times P_{A4}$  を行なっている）に応じて決まる。一方スロットルサーボピストンの変位（実際に供給されている燃料流量に比例する）の対数をとったものはカム  $C_1$  の形状となって、ローラーの位置と比較される。すなわち加速時に燃料の供給が多くなってカムが図の矢印の方向に回転し、スケジュールされた最大許容燃料に達した場合にはカム  $C_1$  がローラー  $R$  に接触し、それを上に押し上げパイロットバルブ  $V_7$  を下に押し下げ、前述したように燃料の増加をおさえる。一方 3次元カム上には可変静翼スケジュールが刻まれ、その摺動子に連結されたパイロットバルブ  $V_{13}$  を動かして可変静翼サーボを駆動する。

### (3) 3A形エンジンの制御装置

3A形エンジンは3軸フロントファンエンジンである。このエンジンの制御装置の最大の特色は、推力設定のために従来の回転数制御をやめて、Range Pressure

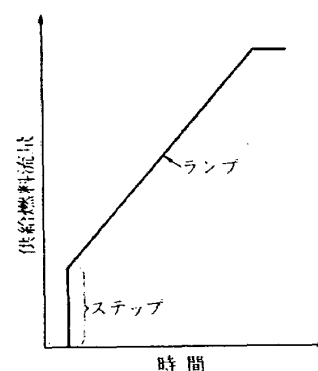


図 159 過渡時における燃料供給率制限

Ratio Control (R.P.R.C.) と呼ばれる圧縮機圧力比制御を行なっていることである。3軸形エンジンの特色として、3A形エンジンにおいては、サージング防止のための抽気や可変静翼制御は行なわれていない。

(i) 燃料供給装置及び主燃料制御装置

図160に3A形エンジンの燃料制御系統図を、図161に燃料制御装置を示す。機体側から送られて来た燃料は低圧ポンプを経て抽気空気冷却器、潤滑油冷却器を通

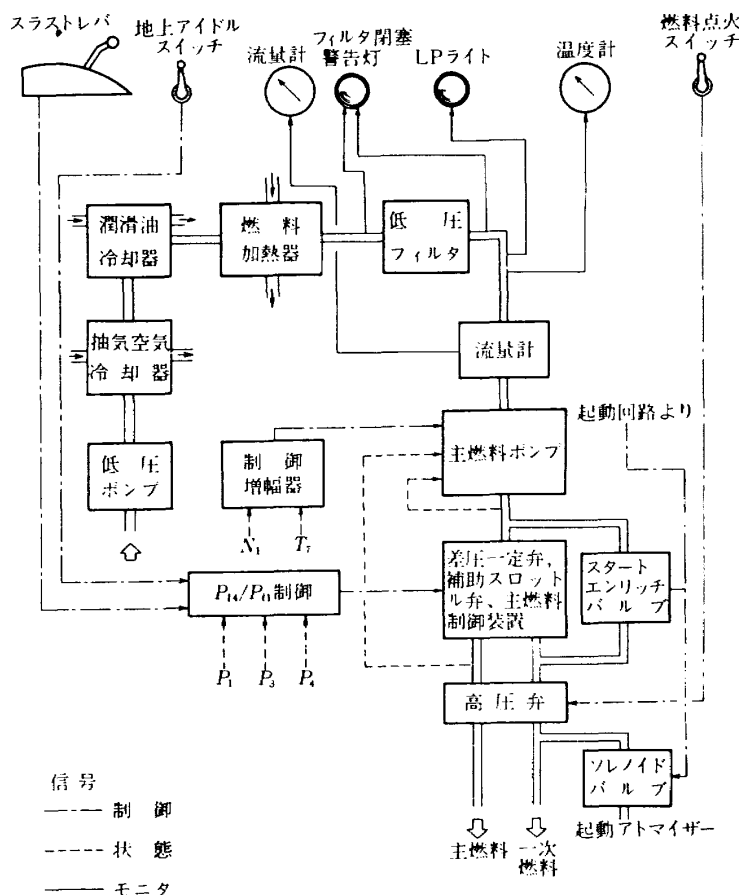


図 160 3A形エンジン燃料制御系統図

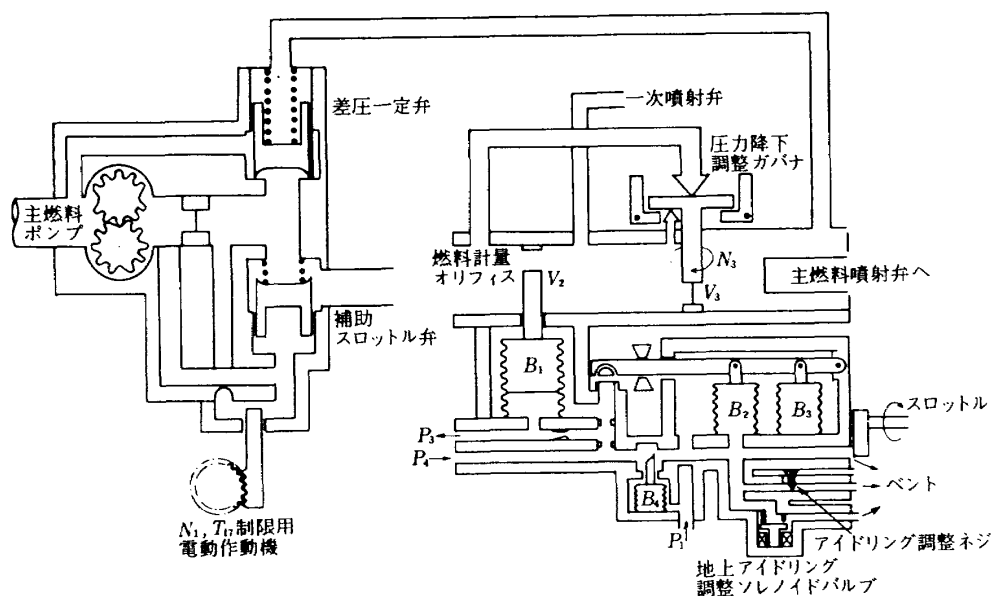


図 161 3A形エンジン燃料制御装置

て制御用抽気空気、潤滑油を冷却した後高圧圧縮機の抽気空気による熱交換器（燃料加熱器）で暖められ、低圧フィルター、流量計を経て主燃料ポンプに送られる。主ポンプ吐出燃料は差圧一定弁、補助スロットル弁を経て主燃料制御装置に送られる。主燃料制御装置で計量された燃料は一次燃料と主燃料に分けられ、図162に示す電気駆動シャットオフ弁によって操作選択されて燃料噴射弁に送られる。また電氣的に駆動されるソレノイドバルブの開閉によりスタート時には特別に燃料が供給される。また起動時加速の時に許し得る範囲内で余分に燃料を加えるスタートエンリッチバルブがある。

図161に示す燃料制御装置において差圧一定弁は主燃料ポンプ出口圧力と  $N_3$  シャフトによって駆動される圧力降下調整ガバナによって上下する絞り  $V_3$  の出口圧力（燃料噴射弁圧力）との差を一定に保つ。その差圧はさらに絞り  $V_3$  によって分割される（図164参照）。すなわち燃料計量オリフィス  $V_2$  前後の差圧は圧力降下調整ガバナによって一定に保たれる。その差圧の大きさは  $N_3$  によって生ずるフライウエイトの遠心力によって変わる。このような機構にした理由については明らかでないが、

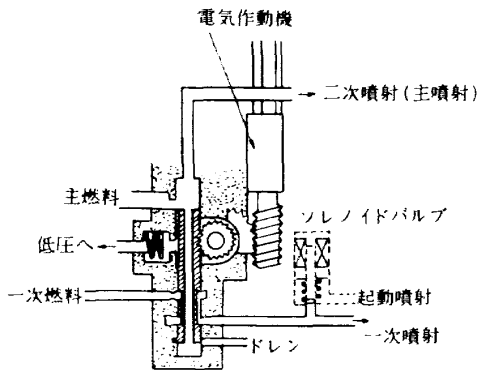


図 162 3A形エンジン用電動シャットオフ弁

ないが、 $N_3$  に応じて燃料計量オリフィスの単位面積当りの燃料流量を変えることにより、次に述べる  $P_{t4}/P_{t1}$  制御系のゲインを変えているものと考えられる。

燃料計量オリフィスは Range Pressure Ratio Control (R.P.R.C.) と呼ばれる空気絞り、ベローズ、フラッシュバルブから成る空気式の制御装置により駆動される。R.P.R.C. はスロットルレバーの動きに応じて  $P_{t4}/P_{t1}$  を制御することにより推力の設定を行なおうとするものである。R.P.R.C. には定常状態の  $P_{t4}/P_{t1}$  を制御するための機構と加減速時に表4中Ⅵの方式によって燃料を制御する機構が含まれているがその動作原理が明らかでないので、加減速制限にかからない程度の操作をした時の動作を簡単に説明する。まずスロットルレバーを回転し、ベント空気を増すとベローズ  $B_2$  の圧力は下がりノズルフラッパーのフラッパーが下がり、ベローズ  $B_1$  の周囲圧力が上がりベローズ  $B_1$  は下に下がり、燃料計量オリフィスの面積は増大し燃料流量が増加し、 $P_{t4}/P_{t1}$  は増加する。 $P_{t4}$  が増加すれば  $B_2$  は上に伸びフラッパーはもとの位置にもどるが、そこに噴出している  $P_{t4}$  のジェット圧力も上昇しているのでベローズ  $B_1$  はその位置にとどまる。減速のときはこの逆である。またアイドル調整ネジと、地上アイドルソレノイドバルブでベント空気を加減することによりアイドル時の  $P_{t4}/P_{t1}$  を加減することができる。ベローズ  $B_3$  は上昇時にエンジン推力が減少するのをカバーして一定の上昇速度を維

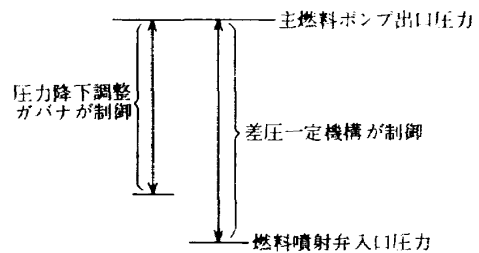


図 164 差圧一定機構と圧力調整ガバナとの関係

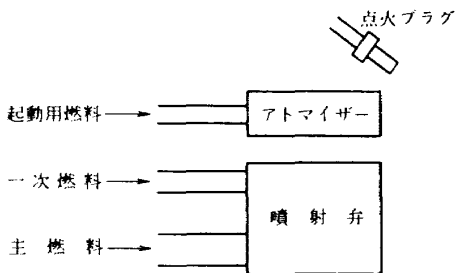


図 163 燃料噴射弁系統図

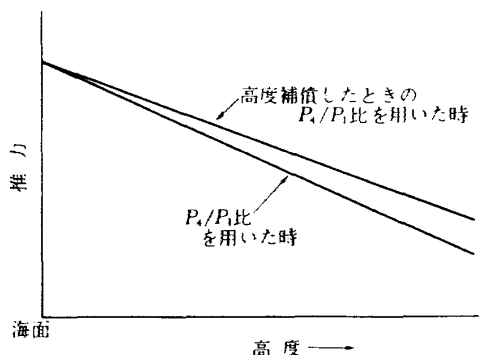


図 165 上昇速度を一定にするための推力の補償

\*\* 全部で18個あり、そのうち2個だけが図163のようにイグナイターと起動用の噴射弁を備えている。

持するために、高度すなわち  $P_1$  の変化によって  $P_{t4}/P_{t1}$  を増加させるためのものである (図 165)。

推力設定のために回転数を制御する代わりに  $P_{t4}/P_{t1}$  を制御する方法の利点として次のような事が挙げられている。

- (a) 速度、飛行高度が一定の場合、 $P_{t4}/P_{t1}$  と推力との対応は周囲温度に無関係である。
- (b)  $P_{t4}/P_{t1}$  を制御変数にえらぶことによりエンジン間のバラツキ、性能の劣化、計器誤差による推力設定誤差を少なくすることができる。
- (c)  $P_{t4}/P_{t1}$  を一定に保った場合、ジェットノズル面積に関係なく一定の推力を維持することができる。着陸時にファンの騒音を少なくするためにジェットノズルを閉じた時に、パイロットは推力調整のためにスラストレバーを調整しなくてよいためから便利である。

利である。

なお、以上に述べた  $P_{t4}/P_{t1}$  は推力を設定するための制御変数として用いられたが、パイロットが実際に操縦室で監視するのは図 166 に示す I.E.P.R というシステムで作られる  $P_{tP}/P_{t1}$  又は  $P_{t8}/P_{t1}$  信号である。

補助スロットル弁は  $N_1$  および  $T_{t7}$  の最大値を制限するための電氣的制御回路の出力によって駆動される。補助スロットル弁は通常はバネの力によって開になっているが、 $N_1$  又は  $T_{t7}$  が制限値を越えて弁  $V_1$  が閉じられると補助スロットル弁は閉じる方向に動き燃料流量を減ずる。図 167 に  $N_1$  および  $T_{t7}$  制限回路を示す。 $T_{t7}$  用熱電対はクロメル-アルメルであり、全部で 17 個の熱電対が並列に接続され、低圧タービンノズル案内翼の温度を計測する。 $T_{t7}$  熱電対の出力電圧は冷接点補償をした後、設定基準電圧と比較される。 $T_{t7}$  の基準電圧は高度

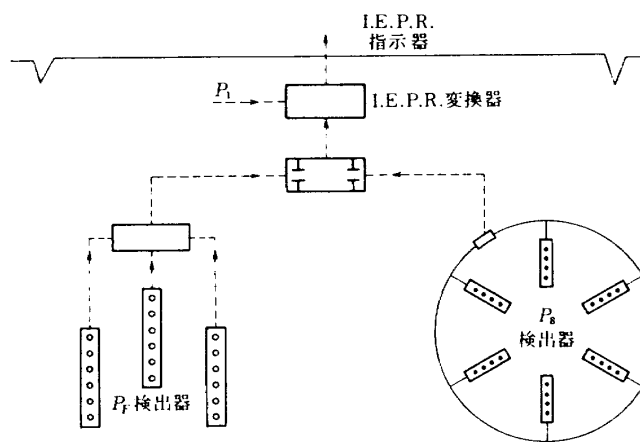


図 166 3A形エンジン I.E.P.R. システム

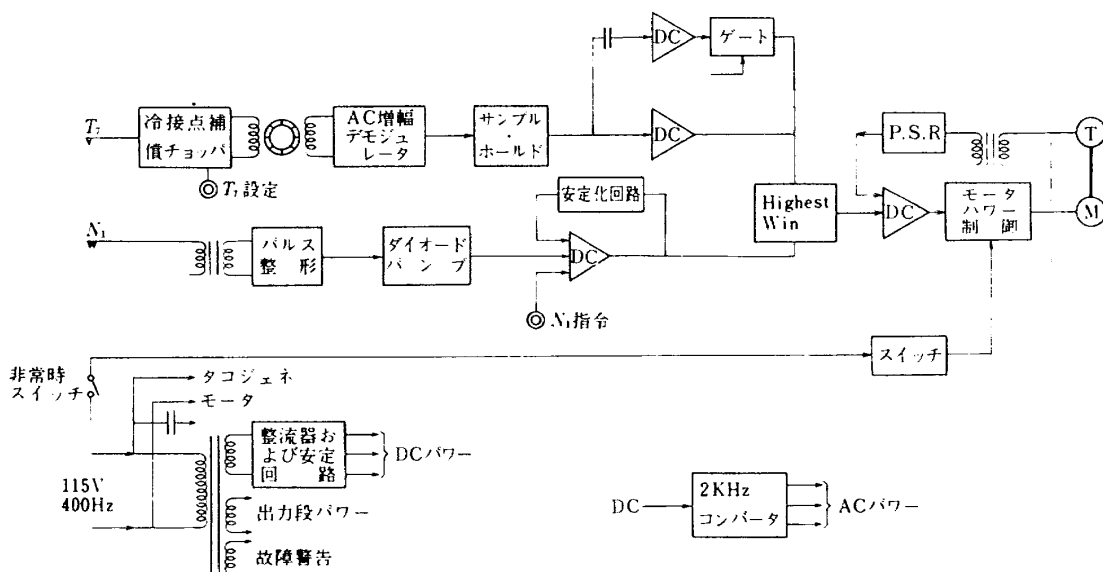


図 167  $N_1, T_{t7}$  制御システム

に安定化され、差動トランスを用いて $\pm 25^{\circ}\text{C}$ に相当する電圧範囲内で付加することができるようになっている。基準電圧と熱電対の差電圧はチョッパにより $2\text{KHz}$ の矩形波に変換されトランスを経て交流増幅器で増幅された後ディモジュレータにより再び直流電圧に変換される。この直流電圧は $T_7$ 制御の安定回路を含む直流増幅器に送られる。この際ディモジュレータはサンプルホールド動作を行ないリップルの少ない直流電圧を出力とするので後の安定化回路で微分動作を行なってもノイズの少ない信号が得られる。 $N_1$ は電磁ピックアップにより検出され、そのパルス状信号をトランスを経て増幅器に送り矩形波になおす。矩形波はダイオードパンプ回路に送られ周波数に正確に比例した電流に変換される。この電流は最高回転数基準電流とともに演算増幅器に加算される。この演算増幅器には $N_1$ 制御ループを安定化させるための回路が備えられている。最高回転数基準電流は回転数にして $\pm 3\%$ の範囲で差動トランスで調整される。 $T_7$ と $N_1$ の直流増幅器の出力は「Highest Win」回路に送られ、より大きい方の信号が出力としてえられ、出力電力の大きい直流増幅器に送られる。この出力はサイリスタ回路によってサーボモータの励磁コイルに送られる $115\text{V}$ 、 $400\text{Hz}$ の電力を制御する。サーボモータの動きはタコジェネレータによってその速度がフィードバックされる。従って $N_1$ 、 $T_7$ が基準値を越えた量に応じた速度で補助スロットル弁を開閉することになる。

## 7. エンジンモニタリングシステム

エンジンモニタリングシステムとは、文献67の定義するところによれば、「問題を検出し、その個所を明確にし、またエンジン特性の変化傾向を示すための技術と方法の集積」である。すなわちエンジンモニタリングシステムには問題を検出するための多くの検出器と、そのデータをもとに故障個所をつきとめたり(isolation)エンジンの特性変化のデータを記録したり(recording)するデジタル計算機と、その結果を表示(display)

する装置とから成る。

モニタリングシステムが注目されるようになった理由として、第1に最近のエレクトロニクスの発達により機体に搭載できる小形高性能の電子計算機が出現したこと、第2にエンジンあるいは航空機の大形化にともないエンジン故障による欠航や遅延による経費が増大し、労働力や材料の価格が高くなるにつれて、モニタリングシステムによるこれら経費の節減が有利になったこと等が挙げられる。現用の航空機においてはエンジンが飛行のために作動しているのは全作動時間の $35\% \sim 45\%$ にすぎず、米国の航空会社の場合、B707はその全寿命の $16\%$ を不定期メンテナンスに費しており、エンジンが故障したとの推測により検査したものの $1/4 \sim 2/3$ は正当なものではなかった。このようにメンテナンスに要する費用と時間は膨大であり、これを節減するためにモニタリングシステムを採用し正確な判断を行なうことは有効である。図168にF105、F106装着のエンジンのタービン部品の交換に要した費用を、モニタリングシステム(後で述べるH.S.A.を用いた場合)を装着した場合と装着しない場合とを比較して示す。この例の場合、モニタリングシステムの装着により、定期的検査の期間は、 $126$ 時間から $191$ 時間に増大している。このようにモニタリングシステムはそれが適切に用いられると非常に有効であるため、最近の大形ファンエンジンはこれを装備する傾向にある。このことはエンジン制御装置、とくに電子式エンジン制御装置設計の際には是非とも考慮すべき事柄である。

モニタリングシステムと言っても、その構成方法や規模等は多種多様である。また同一のエンジンのモニタリングシステムでもその用途に応じてより有効に働くように改良されてゆく性質のものである。モニタリングシステムには、機体全体のモニタリングを行なうものもあるが、ここではエンジンだけあるいはエンジンに関する部分だけを扱う。以下に例を挙げて説明するが、これらはごく基本的な構想を述べるに過ぎず、これから発達した

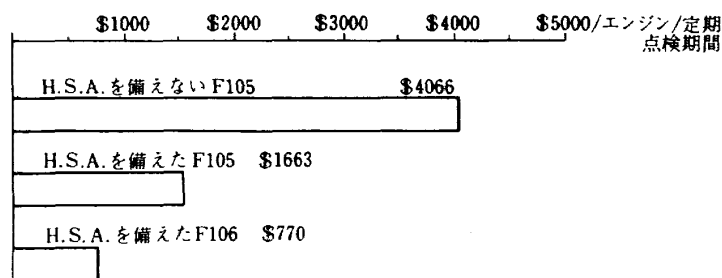


図 168 Hot Section Analyzer (H.S.A.) によるタービン部品交換費用の節減<sup>75)</sup>

より多くの機能と、より強力な機器が試験的に用いられている場合もあり、反対に、このように本格的に自動化されたものでなく現実的な価値判断に基づいた手動的なものもあるのが現実であろうが、モニタリングシステムの現在の使用状況に関する資料が少なく、正確な事は言えない。

**(1) ロッキード社のC-5A用モニタリングシステム**

大型軍用輸送機C-5A用エンジンTF39-GE-1用のモニタリングシステム<sup>(73)</sup>であり、MADAR (Malfunction Detection, Analysis and Recording) と呼ばれ、ロッキード社が研究開発したものである。TF39-GE-1エンジンは直径8フィート、長さ17フィート、離陸推力41000ポンド、バイパス比8:1、圧力比24:1、タービン入口温度2400Fという大形フロントファンエンジンである。MADARの基本的設計要項は次のようなものである。

- (イ) 表7に示すようなLine Replaceable Unit\* (LRU) のレベルでの誤動作の検知。
- (ロ) エンジン特性に影響を与えない範囲での連続的モニタリング。
- (ハ) 着陸後に必要とされる修理箇所を前もって乗員に知らせる。
- (ニ) 誤動作の乗員への指示。
- (ホ) 必要とされるデータのタイプ印字。
- (ヘ) 地上での解析に使うデータの記録。
- (ト) 基本的なものは変更せずにかかも弾力性のあるシステム。
- (チ) 検出器は現在使用できるものは用い、特に必要なのは新しく開発する。

MADARの操作はFlight Operatorが行なう。それ

はロケットなどと異なり自動チェックの確立された方法がないためといわれる。図169にMADARの系統図を示す。図において操作表示装置(C/D)と印刷装置(POU)が機械と人間の接触部である。32チャンネルの自動信号スキャナー(SAR-A)と12チャンネルの手動信号

表7 エンジンLRU一覧

エンジン
燃料ポンプ、フィルタ
燃料加熱器
主燃料制御装置
燃料液面計
噴射弁
P & Dバルブ
オイルタンク、キャップ
オイルクーラー
潤滑一掃油ポンプ、フィルタ
潤滑油面計
掃油ポンプ
掃油フィルタ
外部ギヤボックス
圧縮機入口温度計
可変静翼アクチュエータ
可変静翼フィードバック
点火リード線
点火プラグ
ファンタコジュネレータ
ファンタコジュネレータケーブル
熱電対装置
熱電対可撓線
主電気装置
防水弁

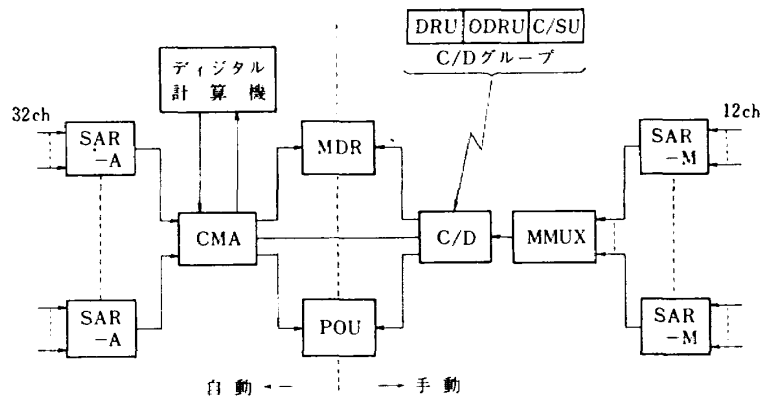


図 169 MADAR 系統図

\* LRU の定義は、" 就航中の航空機から、適当な技術をもった技術者によって取りはずし、取り換えのできる物体 " としている。

スキャナ (SAR-M)とがある。デジタル計算機と中央マルチプレキサ (CMA)が自動操作の中心であり、手動マルチプレキサ (MMUX)とC/Dグループが手動操作の中心である。メンテナンス・データ記録装置 (MDR)は地上データ解析部門 (GPS)とのデータのやりとりにつかう。

(a) 操作及び表示装置 (C/D)

C/DはFlight Engineerが操作する。C/SU (以下略語の意味は図169参照)はODR, DRUおよびMMUXの操作と制御のためのデジタル論理回路を含む。C/SUのフロントパネルには表示器、データ入力キーの他種々のスイッチがある。オペレーターがMADARに対して与えるすべての入力はC/SUのフロントパネルにある。DRUはフィルム上のデジタルデータによりプログラムされる。ODRは2チャンネル残像ブラウン管を含む。またAC, DC両用のオシロスコープと、DCから2MHzまでの帯域幅を有する積分形デジタルボルトメータを含む。POUは要求されたデータ, LRUの番号, 日付, 時間などのハードコピーを作る。

(b) 自動信号スキャナ (SAR-A)

SAR-Aは機体の要所要所に装着されており、信号の検出, 整形, 選択をし、それを検出位置からCMAに伝送する。それぞれのSAR-Aは32チャンネル選択信号を与えられる。選択されたデータはパルス振幅変調 (PAM)によって送られる。CMAには単一の増幅器を経て送られる。それぞれのチャンネルへの信号はSAR-A内で整形される。

(c) 手動信号スキャナ (SAR-M)

SAR-MもSAR-A同様、遠隔操作のできるマルチプレキサーであるが、中央のマルチプレキサーであるMMUXを通して手動でアクセスされる。広帯域の信号を伝送するチャンネルが含まれている。

(d) デジタル計算機

汎用24ビット, 8142語の計算機である。実時間 (Real-Time)で故障を発見する。

表9 MADARにおける検出変数と使用検出器

エンジン変数	航空計器	付加検出器
ファン回転数	×	
高圧圧縮機回転数	×	
高圧タービン入口温度	×	
EPR	×	
燃料流量	×	
可変静翼設定角		×
スラストレバー角度	×	
高圧圧縮機入口温度		×
オイル供給圧力	×	
オイル供給温度		×
オイル掃油温度		×
オイルだめ圧力		×
掃油フィルター差圧		×
油質	×	
燃料フィルター差圧		×
高圧圧縮機軸振動		×
低圧圧縮機軸振動		×
高圧タービン軸振動		×
低圧タービン軸振動		×
抽気スイッチ	×	
防氷スイッチ	×	
燃料加熱器スイッチ	×	
№1点火電圧		×
№2点火電圧		×
№1点火電流		×
№2点火電流		×
高度	×	
機速	×	
外気静温	×	
エンジン入口全圧		×

表8 主燃料制御装置の故障モード

故障モード	影響を受けるパラメータ					
	N <sub>1</sub>	N <sub>2</sub>	T <sub>12</sub>	W <sub>f</sub>	可変静翼角	EPR
燃料もれ				小変動		
加速スケジュール過大			高	大		
加速スケジュール過小			低	小		
燃料流れず				ゼロ		
可変静翼開放	大		高	大	小	大
可変静翼閉	小		低	小	大	小
可変静翼制御不安定	変動		変動	変動	変動	変動
ガバナ不安定	変動		変動	変動	変動	変動

(e) 中央マルチプレクサ (CMA)

CMAは本質的にはデジタル計算機の入出力装置である。これはまた補助航行計算機とのインターフェイスの役割もする。

CMAの主な機能はSAR-Aの電源とチャンネル選択信号を与え、SAR-Aの信号をAD変換し、データの切り換え、分配を行なうことである。

(f) 手動マルチプレクサ (MMUX)

MMUXはSAR-Mに電源を供給するとともに高帯域信号のための中央マルチプレクサの役割をする。選択された信号はC/Dに表示されることもある。

(g) メインテナンス・データ記録装置 (MDR)

MDRは磁気テープレコーダである。IBM-compatible NRZ1形で7トラック、556ビット/インチ、最高200キャラクタ/sec、20時間以上の記録をとる。

LRU (Line Replaceable Unit) は航空機全体で、1700あり、そのうちエンジンには26個ある(表7)。そのLRUについて故障時のモード及びその発生率を調査した結果、主燃料制御装置について表8に示すデータを得た。

表9に検出した変数を示す。

故障検出は8Kのデジタル計算機のメモリのほとんどを使用して行なわれる。図170にエンジン全体のチェックの流れ図を示す。最初に“モードチェック”とあるのは、エンジンの操作モードのことであり、この過程はエンジン付属部品によっては操作モードにより特性が異なるので必要となる。図171に点火装置の故障検出のサブルーチンの例を示す(ただしTF39においては各エンジンとも2系統の独立した点火装置用No.1, No.2電源

があり、通常はNo.2電源が用いられている)。振動、潤滑系統その他の機械的パラメータから故障を検出するための技術は開発中である。

エンジンのガス状態の変数を用いた性能解析は、 $N_1$ ,  $N_2$ , EPR, TIT, と  $W_f$  を用いて行なわれる。これは飛行時定常状態のもとで行なわれる。飛行時定常状態とは、最小20秒間の直進水平飛行を、高度変化約30m以内、機速変化0.02M以内で行ない、スラストレバーを動かさず、タービン入口ガス温度変化20°F以内の状態を言う。この場合抽気はしない。

飛行時定常状態のデータが得られたら、まず  $N_1$  を修正し、それをもとに他の4つの変数の標準値をあらかじめ求めておいた多項式を使って計算し、飛行時定常状態のデータ値と比較する。もし、計算値とデータ値との差が定められた限界を越えていれば印字し、限界以内であれば単に記録するだけである。もし、差が同一の方向にかたよっており、しかも限界値を越えていれば  $N_1$  の修正値の代わりにEPRを用い、 $N_1$  のときと同様の過程をくり返す。このようにして、計器の誤差とエンジン自体の誤差とを区別する。

またエンジンの運転時間、飛行時間、高圧タービンの一定温度以上での作動時間を蓄積するためのサブルーチンは1分間に1回の割合で動作する。

(2) ハミルトン社のEECAS<sup>(68)</sup>

(Electronic Engine Condition Analysis System)

EECASの目的は、

- (1) 迅速で効果的なエンジンの診断
- (2) 破損または劣化部品の適時な交換、修理
- (3) 二次破損の最小化
- (4) 状況に応じたメインテナンスにより、メインテ

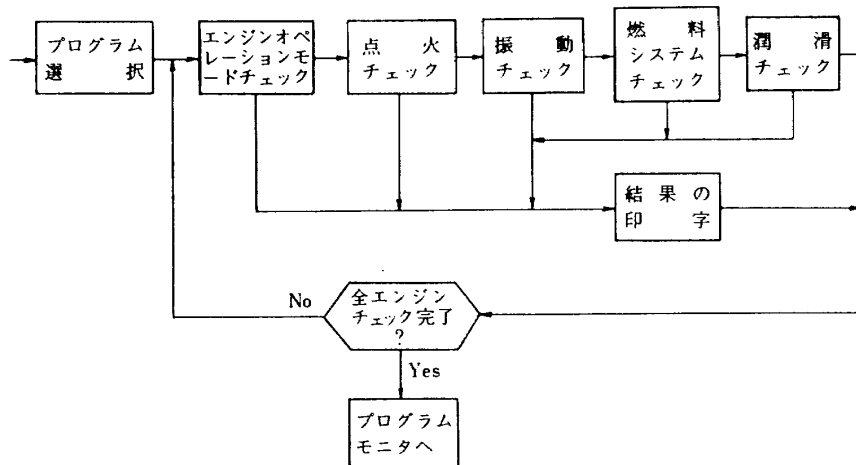


図 170 MADAR エンジン故障検出ルーチン



ナンスの効果を上げること及び費用の減少を目的としている。

図172にEECASの概念を示す。このうちガス流れ解

析 (Gas Path Analysis) は次のようにして行なわれる。まず表10に示すような独立変数と従属変数とを選ぶ。通常従属変数としては計測し得るエンジン変数を選

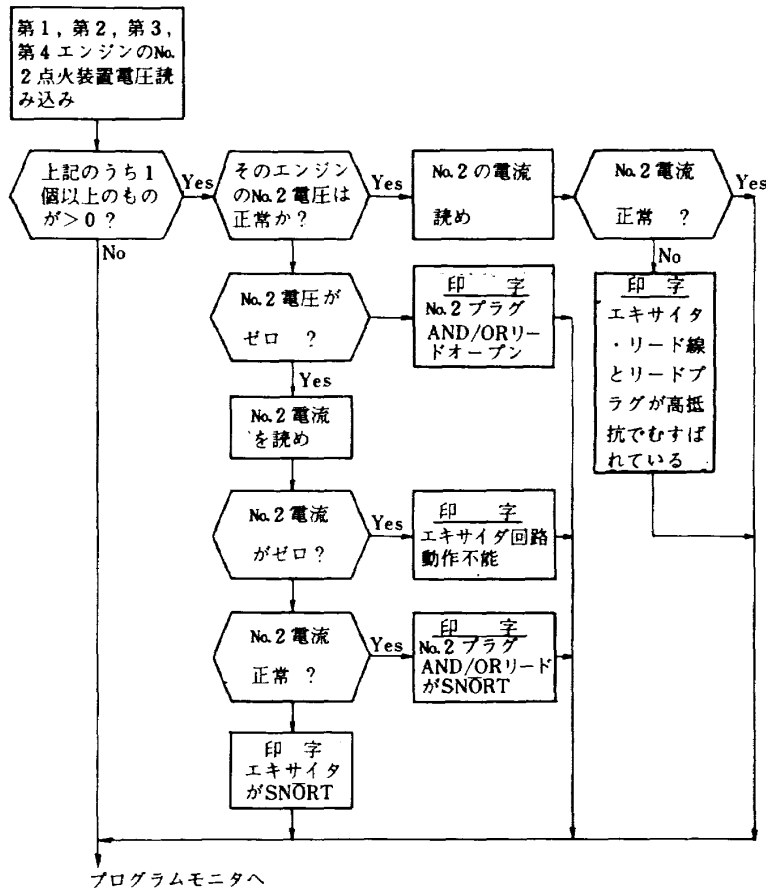


図 171 点火装置の検査ルーチン

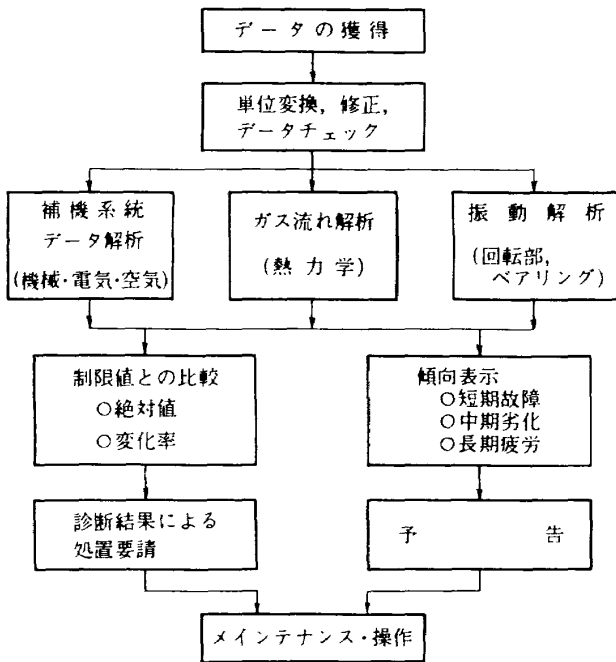


図 172 EECAS流れ図

表 10 EECAS ガス流れ解析に用いられる変数

独立変数		従属変数
タービン入口温度	$T_5$	$P_D (=P_2?)$
ファン効率	$\eta_F$	$T_3$
ファン流量特性	$\sqrt{F}$	$P_3$
低圧圧縮機効率	$\eta_{CL}$	$T_4$
低圧圧縮機流量特性	$\sqrt{C}_{CL}$	$P_4$
高圧圧縮機効率	$\eta_{CH}$	$N_1$
高圧圧縮機流量特性	$\sqrt{C}_{CH}$	$N_2$
燃焼器効率	$\eta_B$	$W_f$
高圧タービンノズル面積	$A_5$	$T_6$
高圧タービン効率	$\eta_{tH}$	$P_6$
低圧タービンノズル面積	$A_6$	$T_7$
低圧タービン効率	$\eta_{tL}$	$P_7$
主ノズル面積	$A_j$	

び、独立変数としてはエンジン要素の状態を示す変数（例えば効率）を選ぶ。

一般に独立変数と従属変数の数は同じにとる。次にエンジンの運転モードの代表的な場合の設計点において、エンジン独立変数のうちただ1つに微小な変動を与え、他を一定にしたときの各従属変数の変化分をすべての独立変数について計算する。このようにすると従属変数と独立変数は一定の係数から成る  $N \times N$  マトリクスで結ばれる ( $N$  は独立変数, 従属変数の数)。次に飛行中に、エンジンを計算に使われた運転モード及び定常状態に設定し、従属変数に使われた変数を計測し、標準従属変数値とのずれを計る。これをもとに前に求めておいたマトリクスを使って独立変数の変化を予想する。この結果をもとにエンジン各要素の性能劣化の傾向や破損を検出する。図 173 にはこの計算過程の一例を示す。また図 174 に独立変数の変動を計算した後にそれをもとにエンジン要素の特性変化、破損を判定する診断過程を示す。

振動解析は、圧縮機やタービンの回転部および補機から回転数の関数として発生する振動の相互干渉によって生ずる非周期的な広帯域の振動によってむづかしい問題となる。しかし EECAS においてはデジタル方式の振動スペクトル解析によってこの方面に大きな発達を遂げたが、そのなかには故障のあるタービンを含む多くのタ

ービンの振動パターンを、統計的に比較する方法も含まれる。

以上の解析にもとずいてエンジン内部で起っている変化の傾向とその予知を行なう。その場合図 175 に示すように時間を長期、中期、短期の3つに分ける。短期に計測された5個のデータは5時間後に平均値として1個のデータに集約される。これが5回くり返されて25時間たつと5個のデータが得られるが、これも25時間後に平均をとってただ1個のデータに集約される。短期および中期の故障診断は機上において、長期の故障診断は地上の計算設備によって成される。

(72)  
**(3) G. E の CF6 用エンジンモニタリングシステム**

CF6 のモニタリングシステムは、

- a) CF6 エンジン診断のための計算方法や装置ができないうちに、検出器や検査器のことを考慮して設計された。表 11 に CF6 エンジンの観察変数を示す。図 176 にはエンジン要素の診断を行なうのに使われる要素特性を示す。表に示した以外に、放射線による検査や borescope による検視のことを考慮した設計が成されている。
- b) 検出器はエンジンの開発段階において取り付けられ、検出器自体の信頼性のチェック、エンジ

(すべてのパラメータは修正されている)

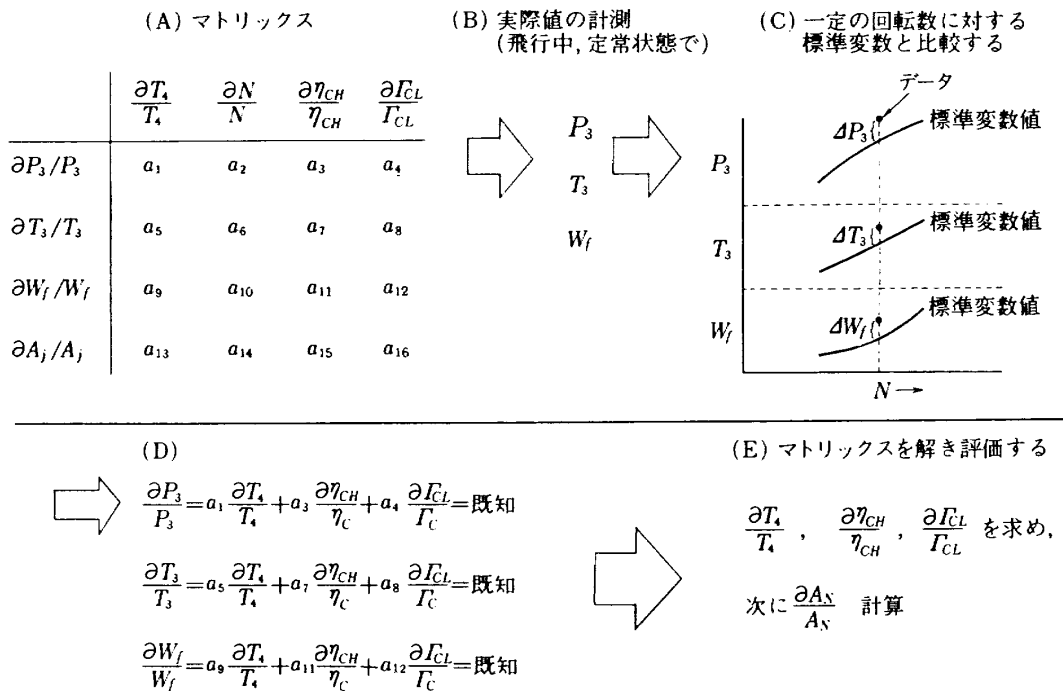


図 173 ガス流れ解析の過程

- ンから得られる信号の性質などを知る目的に使われた。
- c) モニタリングシステム装置はテスト飛行中に取り付けられ有益な経験を得た。
  - d) エンジン診断装置として設計製作され、実用性が確認されたものには、質量不釣合モニタ、飛行障害物(FOD)モニタ、ベアリングモニタ、ギヤボックスモニタ(以上は加速度計出力を利用する)、ポンプモニタ、

インライン (inline) オイルモニタ(ポンプとタンクの中間のパイプに取りつけられ、赤外線を用いてオイル中の金属片を検知する)、ボアスコープ、

- e) 機体の振動監視装置と統合された振動監視装置。
- f) 電氣的に記録されたデータを解析するソフトウェアを開発した。
- g) 放射線を用いた方法がエンジンテスト、飛行テ

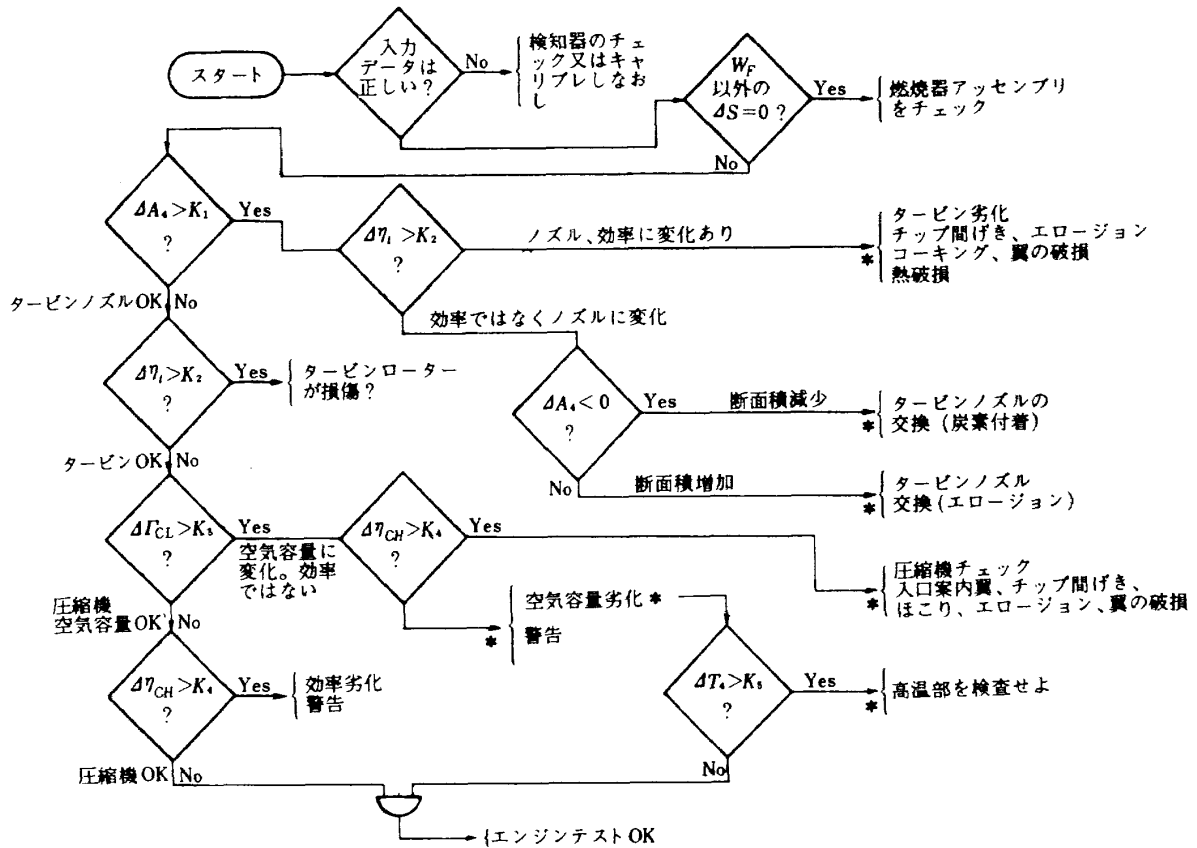


図 174 ガス流れ解析結果にもとづくエンジンの診断(1軸エンジン)

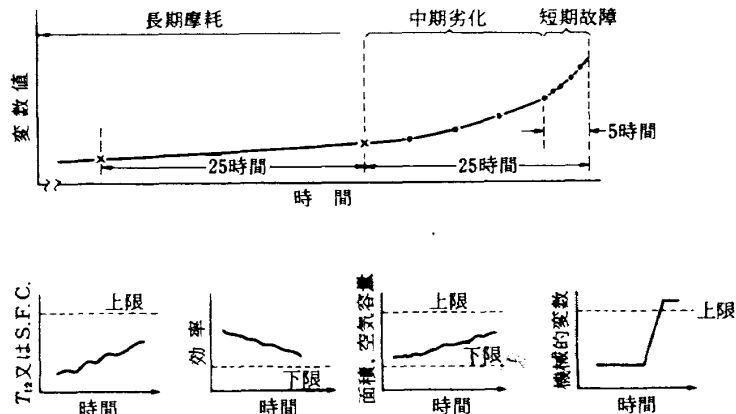


図 175 エンジン特性変化の傾向表示及び予見

表 11 CF6 モニタリングシステムにおける検出変数

変 数	操縦室表示	メンテナンス用記録	地上チェック
燃料流量 $W_f$	×	×	
低圧タービン入口全温 $T_{t5}$	×	×	
ファン回転数 $N_1$	×	×	
高圧軸回転数 $N_2$	×	×	
エンジン圧力比 $EPR$	×	×	
ファン出口圧力 $P_{t3}$		×	
高圧圧縮機出口温度 $T_{t4}$		×	
高圧圧縮機出口圧力 $P_{s4}$		×	
可変静翼取付角		×	
エンジン振動(ファン) $TRF$	×	×	
エンジン振動(コア) $CRF$	×	×	
ギヤボックス振動			×
内部 # 1 軸受振動		×	
内部 # 3 軸受振動		×	
内部 # 4 軸受振動		×	
内部 # 7 軸受振動		×	
9 段目抽気流量 $PT 9$			×
〃 $PS 9$			×
13 段目抽気流量 $PT 13$			×
〃 $PS 13$			×
スラストレバー角		×	
潤滑油質	×	×	
潤滑ポンプ出口圧力	×	×	
潤滑ポンプ入口温度		×	
オイルだめチップ検出			×
掃油ポンプ吐出温度	×	×	
ギヤボックス油圧		×	
Sump Isolation Via Temp		×	
掃油フィルター	×	×	
低潤滑油圧スイッチ	×		
燃料/オイル熱交換器出口燃料温度		×	
燃料ポンプ中間圧力	×	×	
燃料タンク温度	×	×	
燃料フィルター閉そく	×		
点火エキサイター電圧			×
点火エキサイター電流			×
抽気空気(温度, 絶対圧力, 差圧)		×	
入口防氷弁位置		×	
エンジン入口空気全温度	×	×	
対気速度	×	×	
圧力高度	×	×	

トに有効に使われた。

(75)  
**(4) ハウエル社の高温部解析機(Hot Section Analyzer)**

従来 H.S.A. (Hot Section Analyzer) が開発されない前は、一定の温度限界以上で運転した時間の合計をメンテナンスの基準としていた。しかしH.S.A.においてはすべての温度に図 177に示すような高温部劣化指数により重みをつけたものをタービン部品がその温度にさらされる時間も考慮して計数してそれをメンテナンスの基準としている。またH.S.A.を備えるエンジンのタービン部品のうち温度に対して最も厳しい部分の破損の程度とH.S.A.の示す計数値との関係を示すデータをもとに部品交換時間を決めている。

H.S.Aは Indicator-Programmer, H.S.F Computer-Recorder, Spread Computerから成る。Indicator-ProgrammerはEGTを2℃の精度でデジタル表示し、熱電対間の最低温度と最高温度の偏差をも表示する。また最高温度を越えたと警告灯がつき、H.S.F. Computer-Recorderに計算指令を与える。H.S.F. Computer-RecorderはIndicator-Programmerからの温度信号にもとずいて高温にさらされた時間を計数する。これはデジタルカウンターに表示される。また一定の温度以上での運転時間も表示される。

モニタリングシステムには以上に示した例のほかに、Curtiss-Wright社のSonic Analyzerと呼ばれるエンジンの振動測定を基礎にしたモニタリングシステムや、Grumman社の機上モニタリングシステムの構想などがある。

以上モニタリングシステムのうちエンジンに関連した

エンジンモニタリングシステムについて具体的な例を挙げて説明した。これをエンジン制御装置との関連において見た場合特に問題となるのは次の2点と考えられる。

- (a) エンジン制御用検出器とモニタリング用検出器との供用の問題。
- (b) モニタリング用計算機とエンジン制御用計算機(後に述べる電子式制御装置の場合)の作業分担の問題、あるいは計算機相互のデータ受授の問題。

**8. フロントファンエンジンの制御**

これまでの説明でフロントファンエンジンを構成する要素の特性とその作動限界、エンジン全体としての作動特性が明らかとなった。そしてエンジンの正常な作動を維持するためには非常に多くの制御を必要とすることがわかった。これらすべての制御をパイロットが操作しなければならないとしたら、ジェットエンジンを航空機の

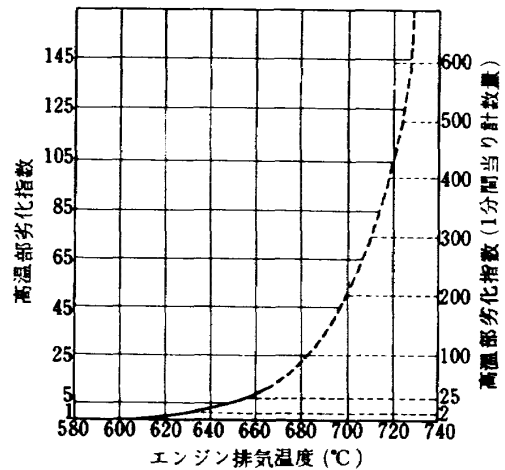


図 177 H.S.A. に用いられる高温部劣化指数とエンジン排気温度との関係例

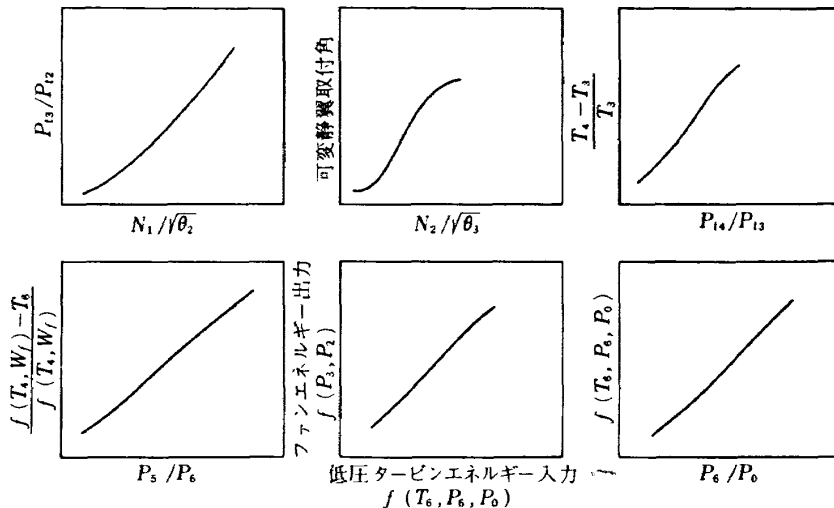


図 176 エンジン要素診断に使われる特性曲線

推進力源として使用することはまず不可能に近い。またできたとしても誤動作が続出し、航空機の安全な運航をさまたげるであろう。それ故、これらの制御動作のほとんどすべては自動的に行なわれなければならない。そしてパイロットはただスラストレバーを操作しさえすればよいようにしなければならない。そのための制御系を設計し、製作し、実用に耐えるように工夫することがエンジン制御技術者の仕事である。この章では今までの説明のまとめの意味でまず最初にフロントファンエンジンを通常の Flight Evelope 内で作動させるために必要な制御項目を列挙し、次にそれがどのように構成されるかを考えてみる。

(1) 制御項目

フロントファンエンジンの制御に必要な制御項目を制御対象物によって分類すれば次のようになる。

- (a) 燃料流量を制御する（水噴射を含む）。
  - (b) 可変静翼、抽気、ジェットノズル面積等の幾何学的形状を制御する。
  - (c) 燃料の加熱又は冷却、防氷等を行なう。
- (a)と(b)はエンジン出力（推力）を調整したり、エンジンの正常な作動を維持するために外部から操作できる量である。また(c)は飛行環境条件の変化から燃料中の水分の凍結や圧縮機入口における氷の付着を防ぐために行なう。

次に制御目的によって制御項目を分類すると次のようになる。

- (a) 推力の操作のための制御  
アイドリング制御（地上、飛行時）、回転数制御（アイソクロナス、ドループ）、逆推力、水噴射等燃料流量を制御することにより達成される。
- (b) 正常運転を維持するための制御  
加減速時の燃料流量制御によるサージング防止、可変静翼制御、抽気弁開閉、燃焼の吹消え防止。
- (c) 寿命の延長、機械的破損防止のための制御  
最大回転数制御、タービン入口又は出口ガス温度制限、
- (d) 起動時、停止時の制御  
起動、停止シーケンス、加速制御（起動時）

(2) 制御装置の構成

(1)で挙げた制御項目すべてを満たす制御装置は次の3種類の部分から構成される。

- (a) 制御動作のもととなるべき情報を得る検出器、制御装置に指令を与えるレバー、スイッチ類
- (b) (a)から得た情報をもとに演算や論理判断をする部分（演算部）
- (c) (b)からの出力に従って作動する作動機およびその動力供給部（作動部）

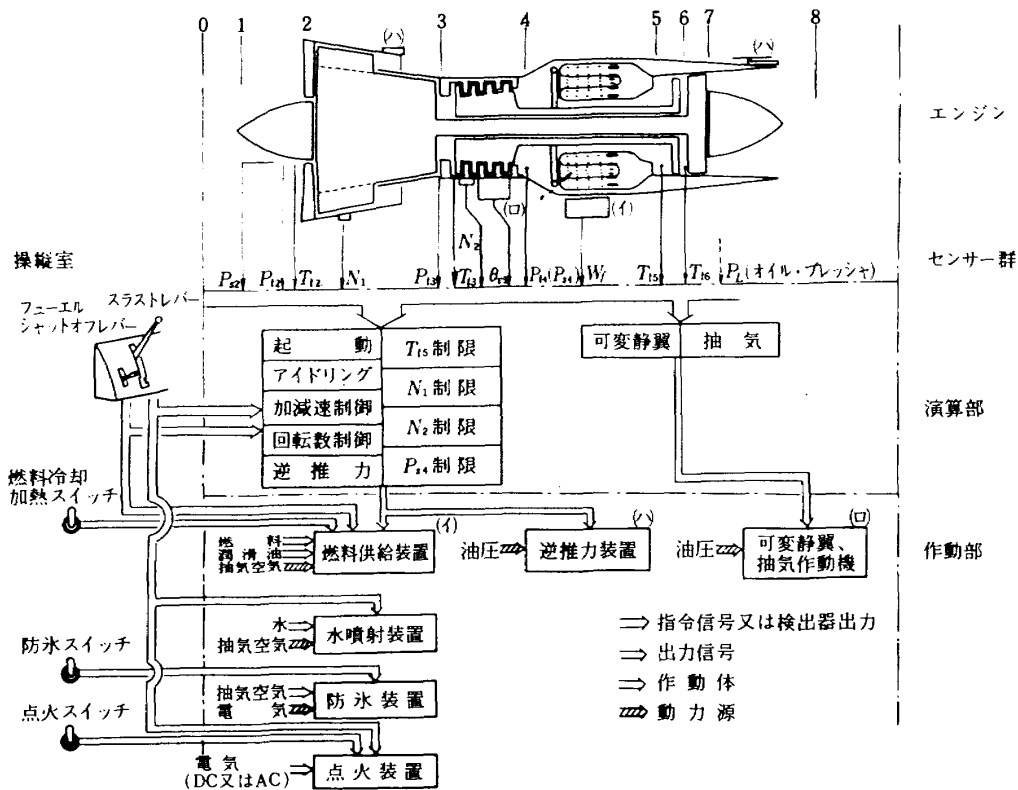


図 178 フロントファンエンジン制御の概念図

(b)と(c)は同一の物のなかに不可分なものとして組み込まれることが多い。図 178 に以上の考えにもとづいて描いたフロントファンエンジンの制御概念図を示す。

### 9. 制御変数の計測

ジェットエンジンの制御に必要な制御用変数についてその測定対称とこれを計測する具体的な方法について述

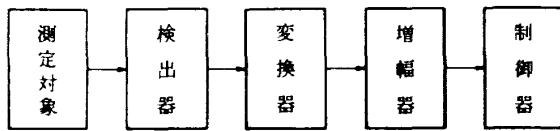


図 179 計測系統

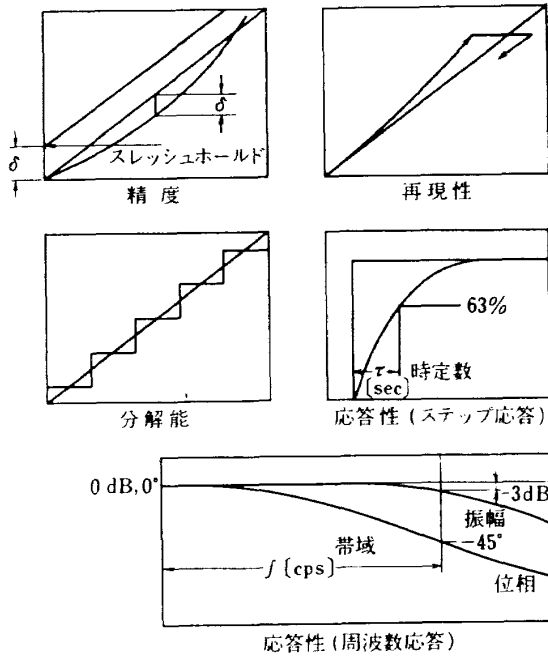


図 180 計測系を規定する事項

べる。

#### (1) 計測系とその特性

計測系は一般に図 179 に示すように検出器、変換器及び増幅器から構成される。

検出器は測定対称の物理変化を機械的な変化量（長さ、ひずみなど）や電気的な変化量（電圧、電流、抵抗など）として検出するもの、測定対称の周囲の変化量（周囲の空気の密度変化など）を検出するもの、またはその物理変化を直接検出するものと分けられる。

変換器は検出された変化量を出力側から見て計測が容易な量に変換するもので、一般に検出と変換が単体に構成されている例が多く、これ等を総称して検出器と言う場合が多い。また検出、変換された信号は増幅器によって制御器の入力として適当な値に増幅される。

計測系の特性は、一般に次のような事項によって規定される。

- a 測定範囲
- b 精度、分解能、再現性
- c 応答性（応答の速さ）
- d 耐環境性
- e 形状、重量など
- f 経済性

計測系はまずその要求される測定範囲から規定されるが、エンジンの制御変数の場合については後に詳しく述べる。また計測系の精度は、検出器から増幅器までの総合精度であり、図 180 に示すように真値に対する最大の誤差を全体の  $\delta$  で表示する。再現性はヒステリシス現象などによる誤差の程度を言い、分解能は測定対称に対して検出できる最小の変化を言う。また応答性は図 180 に示すようにステップ応答（時定数  $\tau$  (sec) で表わす）

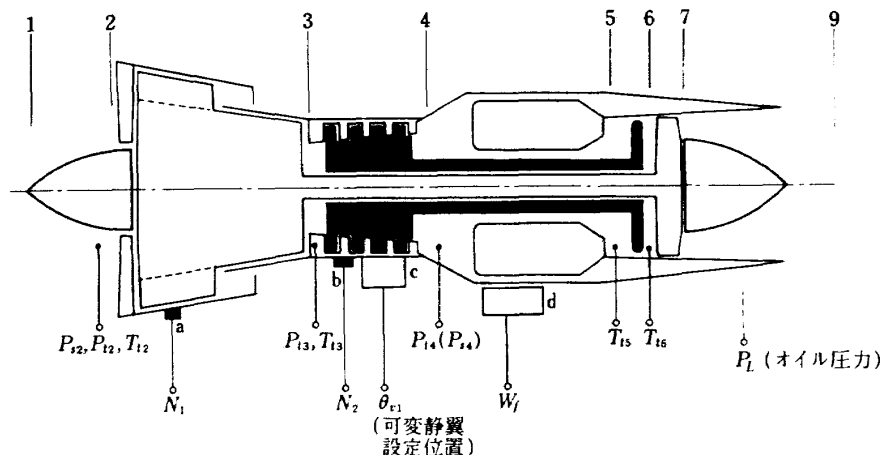


図 181 エンジン変数の計測位置

によるものと、周波数応答（周波数帯域  $f(\text{cps})$  で表わす）で規定するものがある。耐環境性は熱、応力、振動及び衝撃などに耐える能力を示すもので、ジェットエンジンの場合は特に慎重に考慮すべきである。また形状、重量は実際に検出器を装着する場合問題となり、ジェットエンジンのように限られた空間しか利用できない場合には、装着可能な形状に設計されていなければならない。

(2) エンジン制御用変数の検出

一般にジェットエンジンの制御に用いられる変数を表12に示す。また図181はフロントファンエンジンでの

計測位置を示したもので、a、bはそれぞれ低圧（ファン）及び高圧タービンロータ回転数の検出器、cは高圧圧縮機の変静翼の位置検出器、dは燃料流量計である。

これ等の制御用変数の変化範囲（検出器に要求される測定範囲）は、エンジンの置かれる環境（大気条件）、飛行条件及びそのエンジンの動作特性で決定される。その具体的な例として、表13に圧力の測定範囲と圧力検出器に要求される精度、応答性及び測定ガスの温度を示す。また表14は同様に温度の測定範囲とその検出器に要求される特性及びその点の周囲状態を示したものである。

表 1 2 エンジンの変数

回転速度	低、高圧タービンロータ回転数
圧力	ファン入口、高圧圧縮機入口及び出口、低圧タービン出口
温度	ファン入口、高圧圧縮機入口、高圧タービン入口又は出口、排気
機械的位置	スロットル指示角度、可変静翼設定角度、可変ノズル位置
流量	燃料流量
その他	飛行速度

表 1 3 圧力測定位置と要求される検出器特性

測定場所		ファン入口	高圧圧縮機入口	高圧圧縮機出口	燃料、油圧系
測定範囲 [kg/cm <sup>2</sup> ]		0.2 ~ 2	0.2 ~ 3.5	2 ~ 100	3 ~ 300
検出器に要求される特性	精度 [%]	±0.1 ~ 0.05	±0.1 ~ 0.05	±0.5	±0.5
	応答性 [cps]	10以上	10以上	10以上	
	必要使用温度 [°C]	-53 ~ 150	-53 ~ 150	100 ~ 700	

表 1 4 温度測定位置と要求される検出器特性

測定場所		ファン入口温度	圧縮機入口温度	タービン入口温度	排気温度
測定範囲 [°C]		-53 ~ 150	-53 ~ 150	400 ~ 1700	300 ~ 1700
検出器に要求される特性	使用圧力範囲 [kg/cm <sup>2</sup> ]	0.14 ~ 4.2	0.28 ~ 8.4	2.8 ~ 28	0.7 ~ 5.6
	測定対称	空気(氷結)	空気	燃焼ガス	燃焼ガス
	応答性 [Sec]	0.1 ~ 0.01	0.1 ~ 0.01	0.1 ~ 0.001	0.1 ~ 0.001
	精度 *	±3 °C	±2 °C	±5.5 °C	±11 °C

\* フルスケールに対する許容範囲



(i) 回転速度の検出

表15に回転速度検出器の原理及びその特徴を示す。現在油圧-機械方式の制御装置にはフライ・ウエイトガバナが用いられており、電氣量を出力として得る場合には電磁式回転検出器、及び速度発電機が多く使用されている。

(ii) 圧力の検出

圧力計をその動作原理によって次のように分類する。<sup>101)</sup>

- a 概知の力と被測定圧力とを平衡させる事によるもの。  
液柱形圧力計、分銅式標準圧力計など
- b 圧力変化による弾性変位を利用するもの。  
ブルドン管、ベロー、ダイヤフラムなど
- c その他の物理現象を利用するもの。

これ等のなかでエンジンの圧力計測には主にbの弾性変位を利用するものが多く用いられており、表16にこの原理による圧力計を示した。またこれ等による機械的変位を電氣量に変換する変換素子と、これによる圧力変換器の動作原理と特徴などを表17に示した。<sup>102),103)</sup>

圧力計の特性はその測定原理と構造などでほぼ一様に決まってしまう、上に述べた弾性変位を利用したものは、aなどの圧力計に較べて精度は劣る。しかしその構造が簡単で、圧力計の出力として十分な機械的変位が得られ、また圧力変換器においてもその一次変換(圧力を機械的変位に変換する)にはダイヤフラム、ベローなどが多く用いられている。この圧力変換器のなかでストレインゲージを変換素子として用いたものは、精度、応答性、再現性などが優れており、また形状が小さく、振動に強い、などの特長があるが、耐高温性が十分とは言えない。

(iii) 温度の検出

温度の測定対象はエンジン内部及び入口での空気、高温ガスの流れであるから、高い精度でこれを検出する事がむずかしい。これは高温に耐える材料が得にくいこと、熱放射、熱伝導などによる誤差が特に高温部で問題となり、また気体の熱伝導率が固体などに較べ小さい事から応答が遅くなること等による。

温度計は非接触方式と接触方式とに分ける事ができる。前者は被測定対象と温度計とを熱接触することなく、物体からの放射を利用するか、または外部から電磁波などを物体に透過して温度変化による透過エネルギーの変化を検出して温度を計測するもので、後者は温度計の感温部と被測定対象とを熱平衡状態にする事から温度を計測する一般の方法である。

非接触方式の温度計には放射温度計、色温度計、及び音波を使った気体温度計測<sup>104)</sup>などがあり、その特長は被

測定対象の雰囲気を変乱すること無く温度計測ができる事である。しかしその計測装置が複雑であり、その利用は特殊な場合(接触方式の温度計が使えない場合など)に限られる。

接触方式の温度計には多くの種類があるが、<sup>105)</sup>この中でエンジン各部の温度計測に有利であると思われるものについて説明する。

表18は電氣量(直流電圧)を温度計出力とする抵抗温度計及び熱電対温度計の測定原理及び特徴を示したもので、この中で熱電対は広く温度計測に用いられている。また機械的変位を出力とする温度計のなかで熱膨張を利

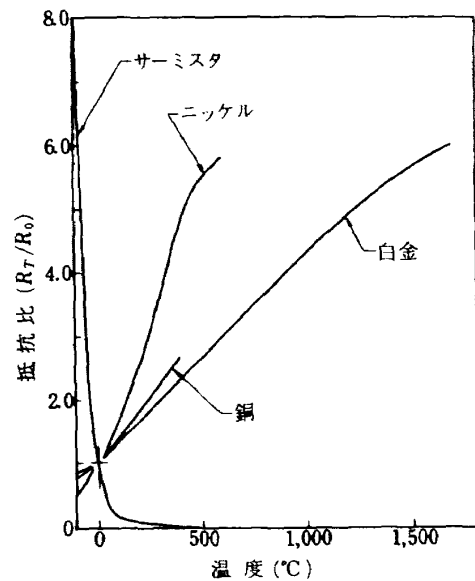


図 182 测温抵抗体の温度特性

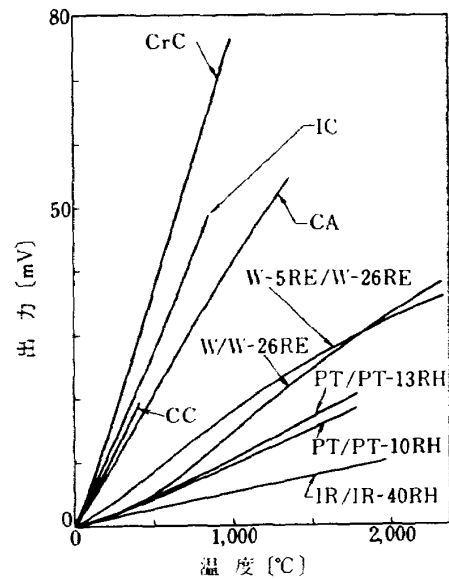


図 183 熱電対の温度特性

表15 回転速度検出器

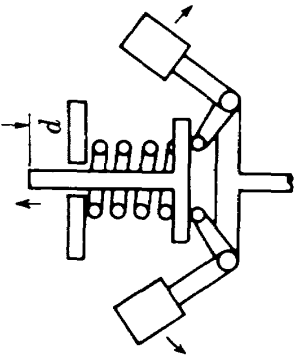
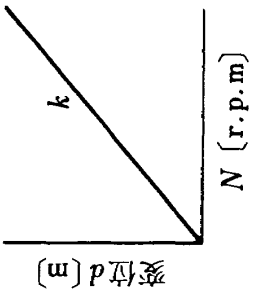
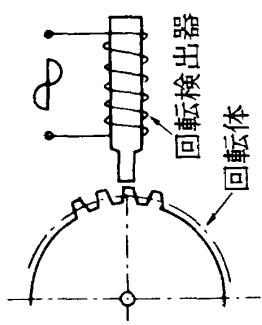
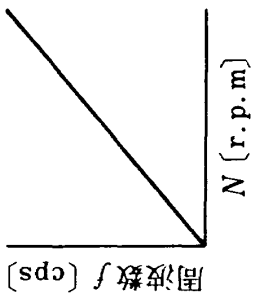
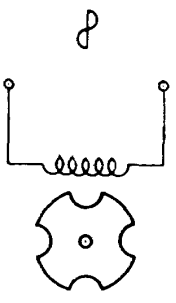
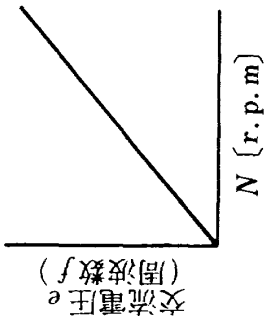
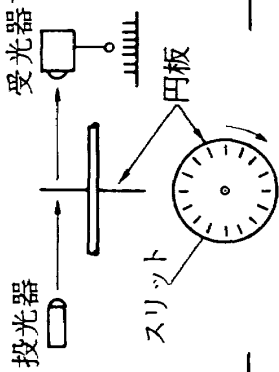
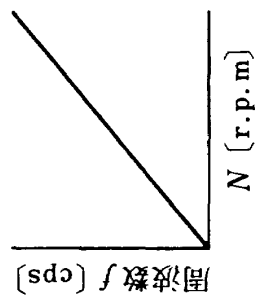
名称	原理図	回転計出力	動作原理及び特性	特徴
フライウェイト ガバナ			フライウェイト(W)が、回転数の2乗に比例した遠心力を受け、バネに抗して変位dを生じる。バネの抗力の調整によってkを変えることができ、精度は工作精度でさまる。応答性は良い。	機械的変位を出力とする回転計としては、最も精度が高く、現在ほとんどのエンジンに装着されている。
電磁式 回転検出器			回転体に付けられた歯車の歯によって検出器の磁束が変化する事によりコイルに誘起電力を生じる。精度は歯数によって決まるが、実際には回転体の歯車の径、検出器先端の磁性体の幅に左右される。応答性は良い。	回転体と非接触で使え、電源が不要であり、また耐振性、耐熱性に富み、エンジンに装着したまま半永久的に使用できる。精度を上げるため、歯数を多くすると出力が減少し、波形も乱れ易くなる。歯の工作精度、回転軸への取り付けに注意を要する。
速度発電機			一般の交流発電と同じである。発電された交流の周波数は、極数と回転数に比例する。精度は回転子によって異なり、図例の单相4極のものでは1%程度であり、応答は良い。	出力電圧が大きく、正弦波で、安定している。出力として、周波数変化を取り出すこともできる。軸を回転体と直結する必要がある。
光電式 回転検出器			投光された光が、回転体に着けられた円板のスリットを通過する回数を測ることから、回転数を計測する。精度はスリット数で異なり、電磁式の場合と同様である。応答性は良い。	低い回転数でも精度が高く、容易に精度をあげる事ができる。回転体から離れた状態で充分な測定が可能。装置が複雑で、振動などに弱い。

表 16 圧力計

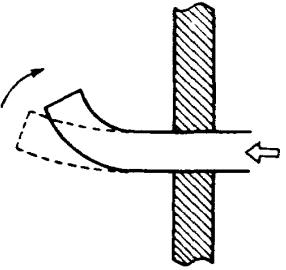
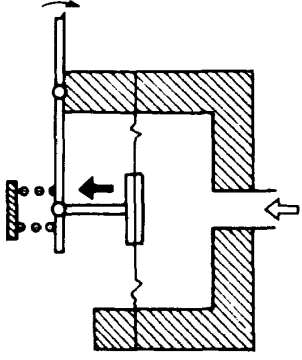
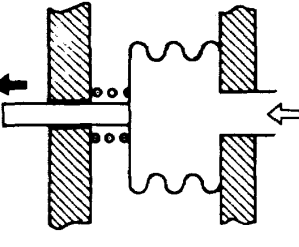
名称	原理図	動作原理	特性	特長
ブルドン管		加わる圧力に対する、ブルドン管自由端の変位によって圧力を計測する	測定範囲 0.5 ~ 3000 kg/cm 精度 0.5 ~ 2%	構造が簡単で精度が比較的高く、一般指示計器の構成は容易である。出力変位は小さい。検出端を測定対称に接触させる必要がある。
ダイヤフラム		加わる圧力に対する、ダイヤフラムの伸びによる。	測定範囲 (金属膜) 0.01 ~ 20 kg/cm 精度 ±1 ~ 2%	構造が非常に簡単で、形状も小さくできる。電気式圧力変換器の受圧部に多く用いられる。出力が比較的小さく、振動衝撃などに弱い。
ペロロ		加わる圧力に対する、ペロロの伸縮の変位による。	測定範囲 0.1 ~ 10 kg/cm 精度 ±1 ~ 2%	受圧面積が大きく、大きい力が得られまた流体内の塵埃などに影響されにくい。比較的形状が大きく、また構造が複雑である。

表17 圧力変換器

名称	原理図	動作原理と特性	特徴と種類
ストレンゲージによる圧力変換器		<p>ストレンゲージはaのように抵抗線を増やしたもので、これをbのダイヤフラム上に付着して圧力検出ブリッジを構成する。</p> <p>ダイヤフラムが圧力を受け、変位するとストレンゲージはその抵抗値を変え、ブリッジに出力を生ずる。</p> <p>ストレンゲージの精度は導体及び半導体の線の性質で決まり、比較的高い。変換器の応答性は良い。</p>	<p>ストレンゲージには主にニッケル線を主とした導線によるものと、シリコン半導体などの半導体線によるものがある。</p> <p>ストレンゲージによる変換器は非常に小型で軽量のものが得られ、また直線性が良く、安定度も高い。</p> <p>検出ブリッジが必要である。温度に対する抵抗変化の補正を必要とする。</p>
ピエゾ圧力変換器		<p>水晶などの結晶に圧力を加えると電位差を生ずるピエゾ電気現象を利用したものである。</p> <p>精度は結晶の性質、ダイヤフラムなどによって異なる。</p> <p>応答性は良い。</p>	<p>ピエゾ電気現象を有する結晶には、水晶、チタン酸バリウム、ロッシェル塩などがある。</p> <p>非常に小型で、電源が不要である。</p> <p>静圧測定には不向きで、出力の抵抗及び容量で出力電圧が変化し易い。</p>
差動トランスによる圧力変換器		<p>ダイヤフラムの圧力による変位を、差動トランスの磁束変化に変換するもので、図ではP<sub>2</sub>とP<sub>1</sub>との差に対する出力が得られる。</p> <p>精度はトランスの動作、ダイヤフラムで決まり、0.5～1%と高く、応答性も良い。</p>	<p>差動トランスによる圧力-電流量変換は精度及び応答性が比較的高く、また微小変位で大きな出力が得られる。</p> <p>構造が複雑で、交流電源が必要である。また振動に弱く主に固定された状態で使用される。</p>

表18 抵抗温度計と熱電対温度計

	測定原理	測定回路図	特徴
<p>抵抗温度計</p>	<p>温度の変化に対して、ある一定の導体抵抗変化を持つ金属線及び半導体線によって温度計を構成する。温度に對する各抵抗体の抵抗変化特性を図182に示す。測温抵抗体による温度計の構成は、主にaのようにホイートストンブリッジの一邊に抵抗体を挿入してそのブリッジ出力電圧を温度計出力とする。bは抵抗体へのリード線の温度による誤差を補償した例で、cはブリッジによらず直接抵抗体の電位降下を出力としている。</p>		<p>測温抵抗体には白金抵抗体が主に用いられる。白金抵抗体は-200℃～1100℃の測定温度で±0.3～0.5℃以上の精度を持ち応答性は抵抗体の保持の方法で異なるが比較的速い応答を示す。測温抵抗体は図のように温度検出ブリッジが必要で、回路構成が複雑であるが常温付近では熱電対より精度が高く、また分解能も良い。半導体の測温抵抗体には主にサーミスタが利用されている。サーミスタはその温度-抵抗特性が図182のように非直線であるが負の温度係数を持ち、またその値は-2～5% degと金属抵抗体より約一桁大きい。しかしサーミスタは抵抗値及び温度係数の不揃いが大きく測定温度も-100℃～800℃程度である。抵抗温度計では、自己加熱による誤差、ブリッジによる誤差などに注意する必要がある。</p>
<p>熱電対温度計</p>	<p>ゼーベック効果による熱起電力を測定することによって温度を測る。温度に對する各熱電対の起電力特性を図183に示す。熱電対の基準接点には、aのように一定温度にするものと、bのように基準接点の温度を検出して零度との差に對する電圧を熱電対出力に加えてやるものがある。</p>		<p>熱電対の精度は表19のように常温以上で高いが、常温付近では白金抵抗体より低い。また応答性は測温抵抗体と同様に熱電対の保護の方法で異なる。熱電対による温度計は、測温抵抗体と較べ直接起電力を得ることができるのでその構成が容易である。また基準接点の補償精度は基準接点温度が0～50℃の範囲内で0.5%程度である。熱電対の出力電圧は、図5で明らかかなようにmVの単位で非常に小さく、その出力を増幅する場合ノイズ、ドリフトなどの影響で誤差を生じやすい。特に常温付近では出力が数mVなので注意が必要である。</p>

表 20 機械式温度計

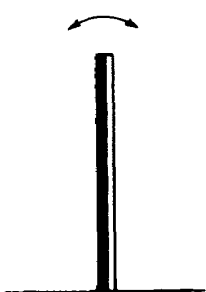
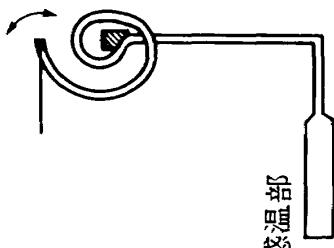
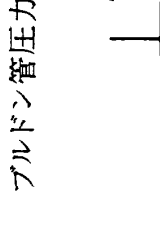
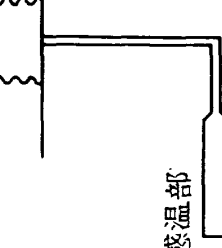
名称	原理図	動作原理	特徴
バイメタル温度計		固体の熱膨張を利用したもので、異種の金属を張り合せ、温度によるその変位を温度計出力として検出する。	バイメタル温度計は構造が簡単で経年変化も少なく、堅牢であり、耐圧、耐振性に富んでいるが、精度、分解能及び応答性などの点で他の温度計より劣り、一般指示計に多く用いられる。 測定温度域は構成している金属によって異なり、一般には-70～550℃の範囲である。
液体圧力温度計		圧力温度計は図のように感温部と圧力受感部とからなり、感温部には温度によって圧力が変化する液体または気体が封入されている。圧力受感部にはブルドン管、ペロ一などが用いられ圧力を変位に変換し、これを温度計出力として検出する。	液体圧力温度計は、ケロシン、エチルアルコール(80%)+プロパノン(20%)が感温部への封入物質として使われ、測定温度域は-180～310℃、精度は1%程度であり、応答性は封入物質の比熱が大きく、かつ熱伝導率が悪いため比較的低い。
水銀圧力温度計		この種の温度計は圧力受感部内の封入物による誤差が生じ、この補正が必ず必要である。	水銀圧力温度計は液体圧力温度計の一種で、測定温度域は-38～550℃、精度及び応答性は液体圧力温度計と同程度である。 水銀圧力温度計は液体の膨張と温度との関係が、他のものに較べもともと直線に近く、指示計器では均等目盛のものが得られる。
気体圧力温度計		これには圧力受感部の温度をバイメタルなどで検出して補償するものと、補正用の感温部を別に設け、これによって系全体を補償しよとするものがある。	蒸気圧力温度計は揮発性の液体を感温部に充満しない程度に封入し、温度上昇に対する液体の飽和蒸気圧力の増加を検出するもので、測定温度域は、-40～300℃、精度は1%程度である。応答性は機械式温度計の中では一番高く、周囲温度に対する補償が不要であるが、温度と出力の関係は非直線である。 ガス圧力温度計は、不活性ガスを封入し測定温度域はヘリウムを使用したものは、-270～+125℃、窒素を使用したものでは-125～550℃と低温の測定が可能である。

表 2 1 水晶温度計と流体温度計

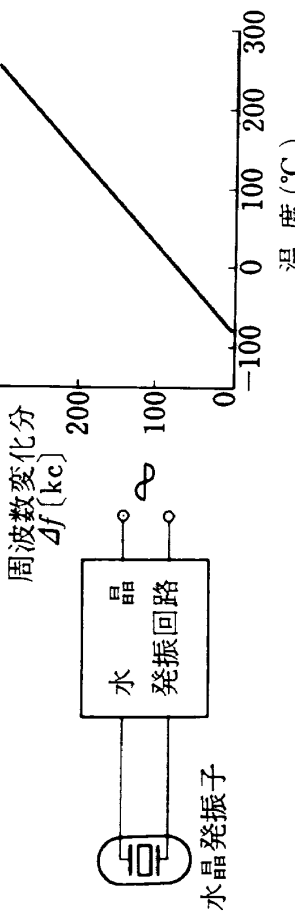
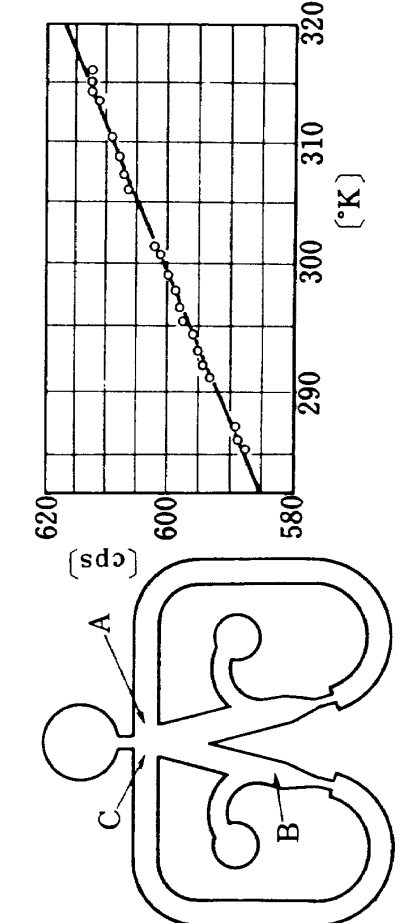
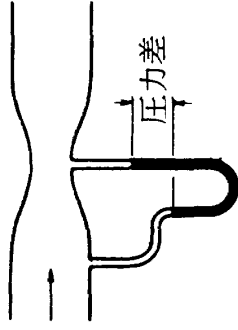
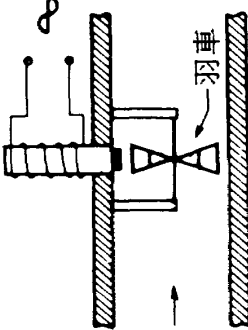
	原理図及び温度計出力特性の例	動作原理と特徴
水晶温度計	 <p>The diagram shows a quartz oscillator circuit with a quartz crystal and a feedback loop. Below it is a graph showing the frequency change <math>\Delta f</math> (in kc) versus temperature in degrees Celsius. The frequency change is linear, increasing from 0 at 0°C to approximately 200 kc at 300°C.</p>	<p>水晶の結晶片はそのピエゾ電気効果を利用して標準周波数の発振素子として用いられるが、水晶片のカットの方法で共振周波数が温度に敏感なものも得られ、これによって発振器を構成すれば発振周波数を出力とする温度計が得られる。図の温度計の出力特性は、測定範囲が<math>-80 \sim 250^\circ\text{C}</math>のもので、周波数変化は <math>1 [^\circ\text{C}/\text{KHz}]</math> でその分解能は <math>10^{-4}</math> と非常に高い。しかし同様な水晶片を得ることがむづかしく、装置も複雑であり、また水晶片は振動に弱くその保持には注意が必要である。</p>
流体温度計	 <p>The diagram shows a fluid oscillator with a flow tube and a feedback loop. Below it is a graph showing the period in seconds versus temperature in degrees Kelvin. The period increases from approximately 580 seconds at 290K to 620 seconds at 320K.</p>	<p>流体素子による流体発振器の作動流体に被測定流体(ガスタービン入口ガスなど)を使い、そのガスの温度変化に対する流体発振器の発振周波数を圧力ピックアップなどで検出してデジタル信号を得る。図はフィードバック形流体発振器の構造を示したもので、A及びC点の流量波形は互いに<math>180^\circ</math>の位相差を持ち発振が持続される。またその発振周波数 <math>f_r</math> は、作動流体の音速を <math>C_s</math>、流体発振器のフィードバック路長を <math>l</math> とすれば、<math>f_r = C_s / 4l</math> となり、音速は温度の平方根に比例するから温度計出力として、温度の平方根に比例した発振周波数が得られる。</p> <p>流体温度計の実験例(文献106)による温度計の特性を左図に示す。またこの温度計の特長は、流体発振器の作動流体が被測定対称であることから、文献106に述べられるように多くの利点がある。</p>

表 2 2 流 量 計

名 称	原 理 図	測 定 原 理	特 徴
絞り流量計		<p>流体が絞りの部分を通過するときベルヌイの式に従って圧力が減少する。従って絞りの前後の差圧と流量との間には一義的な関係があり差圧の検出から流量を計測する。</p>	<p>絞り流量計は現在もっとも多く利用されている流量計で、その精度及び応答性は差圧検出の圧力計の特性で決まる。この方式の流量計はベルヌイの定理を応用したものであるから、粘性の無い、定常流の流体について利用すべきで、そうでない場合には補正を要する。またその測定にはあらかじめ流体の密度がわかっていないといけない。</p>
翼車流量計		<p>流体内におかれた羽車が流速にほぼ比例した速さで回転することから、その回転速度の検出によって流量を計測する。</p>	<p>翼車流量計は小形で大容量の測定ができ、流量を電気量に変換して出力することが容易である。精度は回転速度の検出方法で決まり、図の電磁式回転検出器によるものは、高い精度が期待できまた応答性も非常に良い。この方式の流量計は翼車を流体内に挿入するため、微少な流速には応答せず、ある流量より大きくなって正常に作動する。</p>



用した温度計を表20に、その他特殊なものとして水晶<sup>107)</sup>、<sup>108)</sup>温度計、流体温度計<sup>106)</sup>の原理及び特徴を表21に示した。

(IV) 流量の検出

流量の測定対象は主に燃料流量で、これの検出には次に示すように多くの方法がある。<sup>109)</sup>

- a ベルヌイの定理を応用したもの(絞り流量計)
- b 運動量の法則を利用したもの
- c 容積流量計
- d 翼車流量計

このなかで比較的多く用いられている絞り流量計と翼車流量計の測定原理とその特徴を表22に示す。

(V) その他の制御用変数の検出

以上述べた他に、エンジンの制御に用いられる変数には機械的位置、飛行速度などがある。

機械的位置については直接機械的のリンケージで作動器に結合される場合が多く、それが困難な場合にはセルソシオン機構や、シャフトエンコーダなどが用いられる。また飛行速度の検出にはピトー管が用いられる。

(3) デジタル方式による検出器

電気量を出力とする検出器には、その出力がアナログ量であるものとデジタル量(ここでは交流信号も含む)

であるものとに分けることができる。

デジタル量を出力とする検出器(以後デジタルセンサという)は一般のアナログ式のものに較べ多くの利点があり、特に検出した信号を伝送する場合、誘導、雑音などの影響を受けにくく、またその信号の増幅、変換などが容易である。

一般に検出器の測定対象はアナログ量である為、デジタルセンサは何等かの形でA-D変換を行なう必要があるが、図179に示す計測系のどの点で行なうかによってデジタルセンサを次のように分類することができる。(図184参照)

- a 増幅器出力電圧をA-D変換する。
- b 検出器の段階でA-D変換を行なう。

現在多く用いられているデジタルセンサは、aの方式のもので、この場合検出器の特性を維持するためにはA-D変換器に対する要求が厳しいものとなる。しかし最近の集積回路を用いたA-D変換器は高い精度、信頼性を有するものがあり、これによって検出器の特性を維持することができる。

またbの例としては、スロットル角度検出などのシャフトエンコーダ、電磁式回転検出器などがあり、温度、

表19 熱電対の精度

熱電対	測定温度	許容差
P R	0℃～600℃	±3 deg
	600℃以上	測定温度の±0.5%
C A	0℃～400℃	±3 deg
	400℃以上	測定温度の±0.75%
I C	0℃～400℃	±3 deg, ±6 deg
	400℃以上	測定温度の±0.75, ±1.5%
C C	0℃～300℃	±2.8 deg, ±4.5 deg

(常用限度以内)

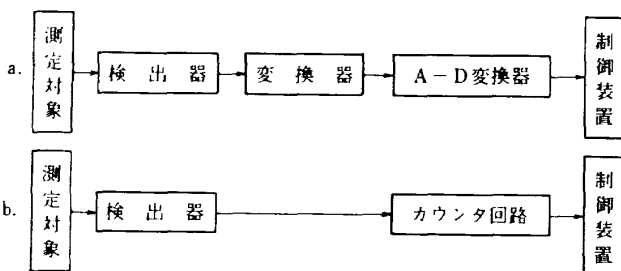


図184 デジタルセンサの構成方法

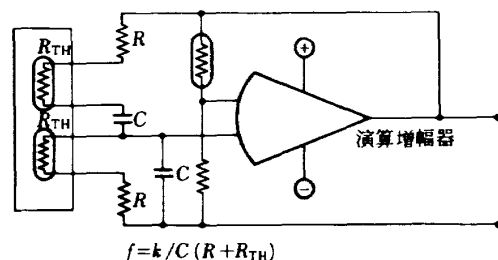


図185 サーミスタによるデジタル温度計

圧力計でこれを行なうには検出器(検出素子)を発振回路の可変定数として挿入し、その発振周波数変化をセンサ出力とする方法が考えられる。この方式はaのものに較べ、回路構成が簡単であり信頼性の面からみて有利であると思われる。次にこの方式による温度、圧力検出器の実験例を示す。

(i) サーミスタを使ったデジタル温度計

サーミスタの非直線と負の温度系数を利用して、温度の変化に比例した周波数変化を得る温度計の実験例を示す<sup>110)</sup>

一般にCR発振器の発振周波数 $f$ は、 $f = k/CR$ である。(kは定数)ここでCを一定としてRに温度と双曲線の関係を持ち、かつ負の温度系数を持つ感温抵抗素子を用いれば、発振周波数は温度に比例して増加する。従ってサーミスタの抵抗特性のある範囲(双曲線に近似できる部分)がこれに利用できる。

図185はその実験回路で、ウィーンブリッジ発振回

路にサーミスタ( $R_{TB}$ )を挿入したものである。ここで増幅器には集積回路による演算増幅器を用い、サーミスタにはガラスに封入された普通のものを用いた。またRはサーミスタに流れる電流を制限するもので、これは同時に適当な発振周波数に設定する目的も有している。これによって得られた温度計の特性を図186に示す。これによれば直線性を維持できる温度範囲は狭いが、その分解能は高く0.01℃の検出も容易である。

(ii) シリコン膜によるデジタル圧力変換器<sup>111)</sup>

シリコン半導体によるダイヤフラムを圧力感受素子として、そのシリコン膜自体の抵抗成分と分布容量とを利用して、デジタル出力(周波数変化)を得る圧力変換器の実験例を示す。

シリコン膜の抵抗と分布容量(以後RCエレメントと言う)は、等価的に図187に示すように二次遅れに近い特性を示す。これは位相特性と振幅特性から明らかのように、ある一定の周波数のとき-180°の位相差を持

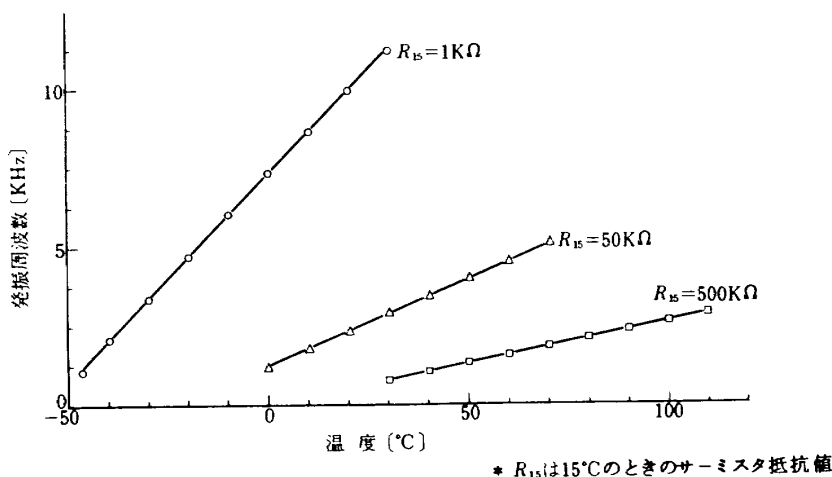


図 186 サーミスタによるデジタル温度計の特性

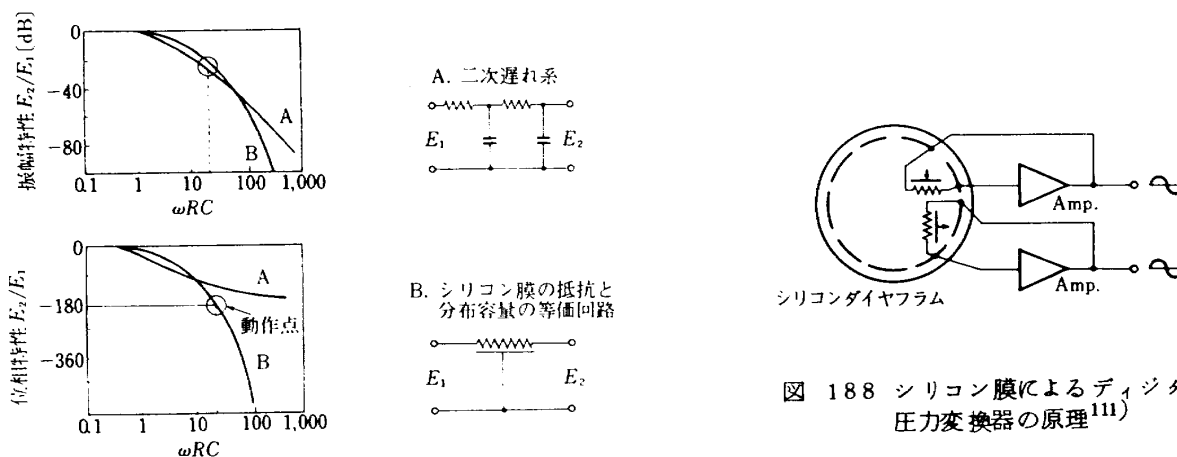


図 187 シリコン膜の等価回路とその特性

図 188 シリコン膜によるデジタル圧力変換器の原理<sup>111)</sup>

ち、またその時の減衰度もその周波数によって決まる。従って、このRCエレメントを図188のように増幅器の入出力間に挿入して位相差発振器を構成することができる。

今、シリコン膜が圧力を受けひずみを生ずると、RCエレメントの抵抗成分はピエゾ抵抗効果によってその抵抗値を変化する。しかし分布容量は一定の印加電圧のもとでは変化せず、これから位相差発振器の発振周波数 $f$ は、 $f = k/CR$  ( $k$ は定数)から抵抗変化だけで決まり圧力変位に対するデジタル出力(発振周波数出力)を得ることができる。このシリコン膜による圧力変換器の精度は、大気圧の測定(0~32 inHg)に対して0.01% (フルスケールに対して)と非常に高い値が示されている。

(iii) 固体殻による圧力、温度の検出

これは固定形状の殻の固有振動数が、たわみに応じて変化する事を利用したもので、殻としては圧力検出にはダイヤフラム、温度検出にはバイメタルなどが利用される。文献112)によれば、これ等の圧力、温度変化に対する殻のたわみと、これによる固有振動数の変化との間には図189、190に示す様に直線の関係性を有する範囲が存在する。この固有振動数の変化を発振器出力として取り出すには、この殻の両側に電歪変換器を接着して(これは一種の狭帯域機械型フィルタとみなす事ができる。)これを発振回路に挿入する事により容易に実現できる。

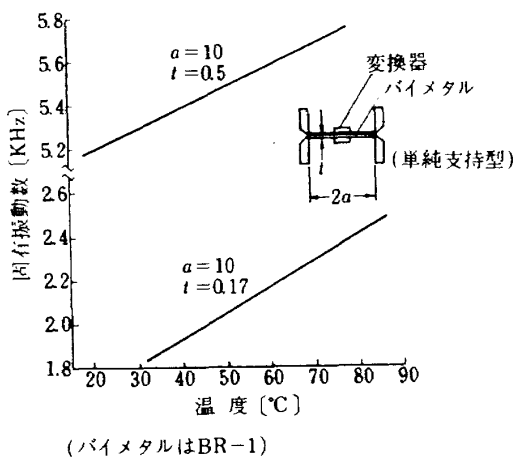


図 189 温度に対する殻の固有振動数

この種の検出器は構造が簡単であるから衝撃に強く、半導体によるものより容易に扱える事、発振回路に挿入して圧力、温度変化をそれに比例した周波数変化として取り出せる事などの特徴がある。また実用化された例としてはF100ターボファンエンジンの制御装置に使用されているエンジン入口圧力検出器がある。<sup>115)</sup>これは殻にニッケル合金の薄い円筒を用い、円筒内外の空気圧力差によって生じるたわみを上述の原理に従って周波数として取り出している。

10. 電子式エンジン制御装置

6.において現在の代表的フロントファンエンジンの油圧-機械式エンジン制御装置を例に挙げて説明した。これより、最近の高度に発達したエンジンの制御装置がいかに複雑なものであるかがわかる。これらの制御装置を製作するための技術は現在ではほぼ完成の域に達し、小形軽量化、高信頼性化を目標とし計算機と直結した設計製作が行なわれている。しかしながらこの技術的な発達にもかかわらず油圧-機械方式の制御装置には、いくつかの大きな欠点がある。その1つは融通性の問題である。制御装置に要求される機能の数が増せば重量、容積を少なくするために設計を合理化し、小形化する必要が生ずる。このことは、一度できあがった制御装置をエンジン側あるいは機体側からの要求に応じて修正する必要が生じた時には多大の時間と費用を費やすことにつながる。

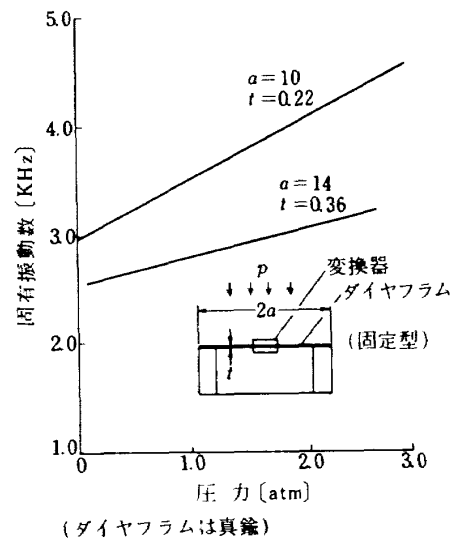


図 190 圧力に対する殻の固有振動数

\*\* ここで電子式とか油圧-機械方式とか言うのは、エンジン制御装置の主要部である演算部分を構成する要素が電子回路であるか、油圧機械であるかによっている。従ってエンジ

ン制御装置の他の部分すなわち検出器や作動機については電子式であるか油圧-機械式であるかを問題にしない。

第2に開発に必要な時間と費用、製作のための設備、保守に要する人員と経費が多であるということである。この欠点を補うために注目されたのが電子式のエンジン制御装置である。表23に電子式の制御装置と油圧-機械式制御装置の比較を示す。これによって、電子式は油

圧-機械方式にくらべ融通性、保全性、精度において非常にすぐれた特長を有していること、一方油圧-機械方式は長い経験によって実証された高信頼度と周波数応答、パワー等においてすぐれた特長を示すことがわかる。これを図178に示したエンジン制御装置の概念図にあて

表23 油圧-機械方式と電子方式の比較

	油 圧 方 式		電 子 方 式
応 答 性	高い(10サイクル以上)		数サイクルまで(モータ使用) 電気油圧式の操作部を用いれば油圧式と同じになる。
操 作 力	強 力		応答性とのかねあいとなる(モータ使用) 電気油圧式の操作部を用いれば、油圧式と同じになる。
耐 久 性 信 頼 性	油による防錆効果と耐摩耗効果により信頼性高い。		部品数が多いので検討が必要 半導体集積技術により飛躍的に上昇している。
融 通 性	エンジンに対する融通性に乏しい。		融通性に富む。
制 御 参 数 検 出	圧 力	ベローズ	タコメータ, 電磁ピックアップ 使用。 電送容易。
	温 度	熱膨張などにより機械的に検出。 精度低い。	
	回 転 数	ガバナ使用, 高精度の工作方を必要とする。	
演 算 部	油圧噴射管, パイロット弁などを用いる。 操作部の特性との関連から積分動作を基調としたものとなる。 構造簡単, 耐久性, 再現性にすぐれている。ヒステリシスの影響により, 精度は電子式にくらべて落ちる。演算動作は三次元カムなどの技術を必要とする。		高精度。演算回路は融通性に富む。部品互換性あり。
操 作 部	操作シリンダを用いるので強力であり, 周波数特性はすぐれている。 ヒステリシスは避けられぬ。		電気モータを使用する場合, 動特性は油圧に劣る。電気油圧式操作部を用いれば油圧と同じになる。
補 助 動 力 源	油ポンプ及び油タンクを必要とし, 油のろ過に留意せねばならぬ。		電源のみで簡単である。電気油圧式の場合は必要。
環 境 条 件	影響少ない。		部品により影響を受けるので設計に際して十分考慮せねばならぬ。

はめて考えるならば、電子式は演算部に、油圧-機械式は作動機に用いることが最も有効であることがわかる。検出部と演算部との情報交換という見地からすれば検出器は電子式のものが望ましいが、耐環境性を考えると機械式のものの方が有利な場合もあるので、総合的に判断決定する必要がある。

このようにエンジン制御装置の演算部を構成する目的からは電子式が多くの利点をもつにもかかわらず従来本格的に採用されなかった理由としては、これまで電子部品の信頼性が機械的なものに比較して低かったこと、過去長年にわたってその信頼性を実証してきた油圧-機械方式がエンジン側や機体側から歓迎されたこと、などを挙げる事ができる。しかしながら、この情勢はマイクロエレクトロニクスが発達による電子回路や電子制御装置の信頼性の飛躍的な向上によって変化しつつあると言える。

(1) 電子式エンジン制御装置の実例

電子式エンジン制御装置を大別すれば、演算に用いられる電子回路がアナログ方式のものかデジタル方式のものかによってアナログ方式とデジタル方式に分けられる。現在までに製作され使用されたものはほとんどがアナログ方式のものである。デジタル方式のものは最近急速に注目され研究され始めたものでその例も少ない。以下にはこの両方式の代表的なものを取りあげて説明する。

(i) アナログ式エンジン制御装置の例

エンジン制御装置に電気的な方法を取り入れたのは英国が最初であり、1940年代末にMambaエンジンのE

GTを制限するために採用された。その後Avonエンジン用の制御装置が製作された。これは回転数制御、加減速制御、EGT制限を電氣的に行なったものであり英スミス社が開発した。その制御ブロック図と加速スケジュールを図191, 192に示す。これは全部トランジスタで製作された。電気回路の出力はピストンポンプのストロークを変える電気駆動弁に与えられる。 $P_2$ を検出して作動する機械的制御器が電気駆動弁と並列に入っており、電気部が故障したときの補助動作を行ない、飛行時アイドルリング最小燃料流量を確保している。この制御装置を装着したCaravel機機の記録によれば、MTBF(付録7参照)は156700時間であった。この形の制御装置を発展させたものにRolls-Royce Conwayエンジン(Boeing 707, DC-8, Vickers VC10機に装着)用の制御装置があり、EGTを $\pm 10^\circ\text{C}$ 、回転数を $\pm 1.25\%$ (エンジン入口空気温度 $-40^\circ\text{C} \sim +125^\circ\text{C}$ の範囲で)の精度で制御している。表24に上記2つの制御装置の故障率に関するデータを示す。このデータを見るとMTBFがAvonでは156700時間であるのに対して、Conwayにおいては13300時間と短くなっている。これは、Conwayにおいては制御装置がAvonよりも多くの機能を有し複雑であるためと、制御装置がエンジンに装着されたためによるものと思われる。

図193はProteusエンジン(Bristol Britanniaに装着)の制御系ブロック図を示す。制御機能としては、EGTをスケジュールすることによる加速制御、EGT制限、巡航時回転数制御等がある。スラストレバーと制御装置はセルシンによって電氣的に結合されている。この

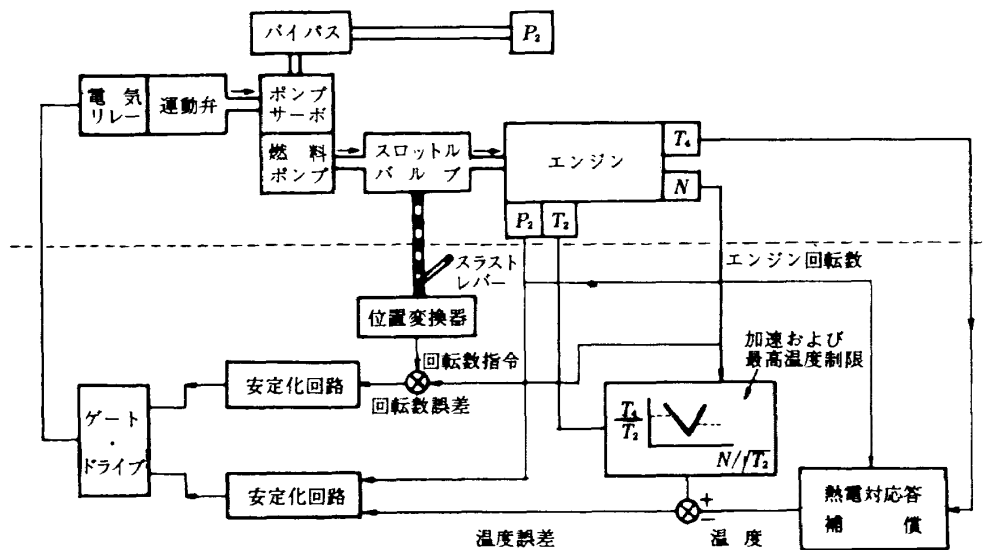


図 191 Avon エンジン制御装置ブロック図

制御装置の特徴は、主制御チャンネルにモニタリング回路を備え、故障時にはスロットル指令を無効にし、パイロットに警告する。同時に機体側からの直流電源により作動する待機 (stand-by) チャンネルを備えている。表25にこの制御装置の故障率を示す。

図194はOlympus 320 2軸超音速エンジン用の制御装置のブロック図である。制御機能としては、回転数制御、加減速制御、タービン出口温度制限、燃焼室圧力制限、アフタバーナ制御がある。スロットルによる燃料の制御は次の3つの領域に分かれている。即ち(a)スラストレバーの位置が燃料流量に対応する領域、(b)スラストレバーの位置が燃料流量および回転数に対応する領域、(c)エンジン回転数を最大に保って、アフタバーナに燃料を供給する領域である。図195にスラストレバー位置

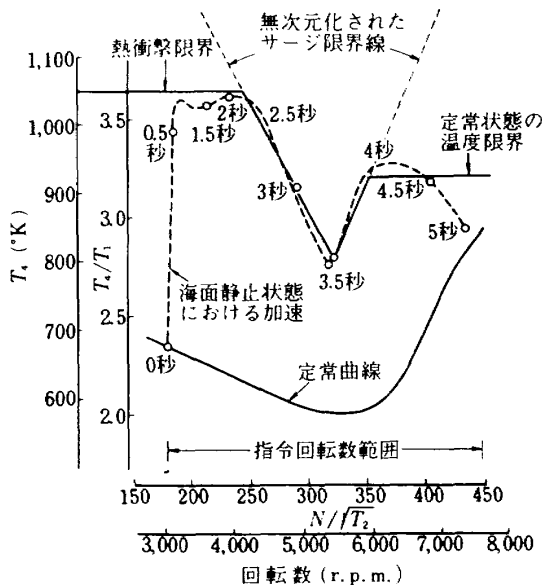


図 192 Avon 208 エンジンを用いて行った加速特性

表 2 4 Avon 及び Conway エンジン制御装置の故障率

	TYPE A. 133	TYPE A.605, A.608
制御器の有する機能	温度制限及び調整	温度, 回転数の制限及び調整
エンジン	Rolls-Royce RA 29 Avon	Rolls-Royce Conway
取付場所	機体	エンジン
観察期間	1964年2月まで	1963年5月~1964年3月
飛行時間 (時間)	1,566,700	272,000
1000時間における予定外取りはずし率	0.089	0.239
1000時間における確認故障率	0.0064	0.084
M T B F	156,700	13,300
オーバーホール期間	5-6000	3000

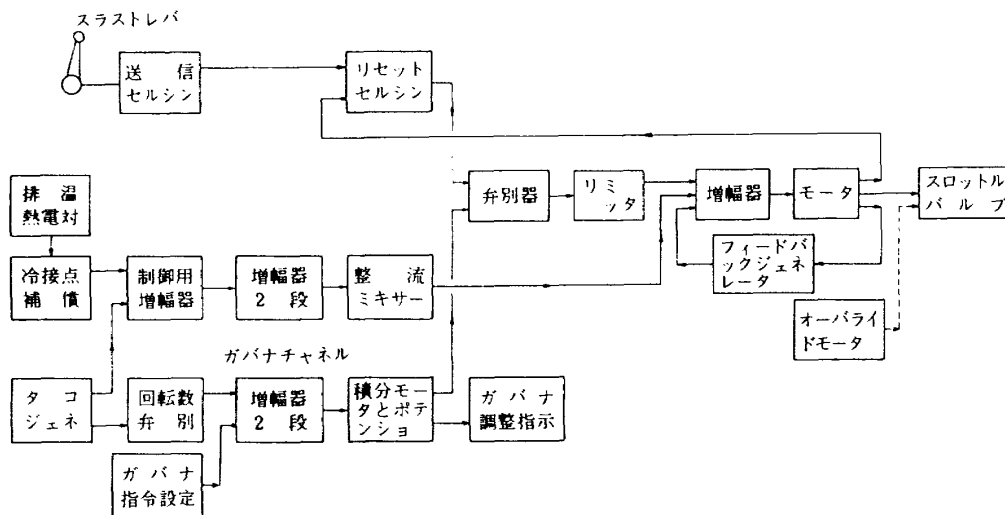


図 193 Proteus エンジン制御装置ブロック図

表25 Proteus エンジン制御装置の飛行記録

制御システムを構成するユニット	制御用増幅器 変換器 スロットルモータ リレーユニット 制御セレクトスイッチ	ガバナ指令器 ガバナトリム指示器 故障警報器 冷接点補償器 オーバライド制御スイッチ
制御機能	電気信号による全作動範囲制御	
観察期間	1957年8月～1963年9月	
飛行時間	277,700	
1000時間における予定外取りはずし率	0.39	制御増幅器のみ
MTBF (時間)	3,850	
オーバーホール期間	6000時間	
飛行中の確認故障率 (1000時間毎)	0.07	
飛行中故障間隔	14,600時間	
1964年2月までの全飛行時間	3,500,000	
MTBF	約3800時間	
エンジン損失例	1件 (Stand-byシステムを使えば避けられた)	
インテグリティ	900,000時間 (最低限界)	
	2,100,000時間 (最も良く見積って)	

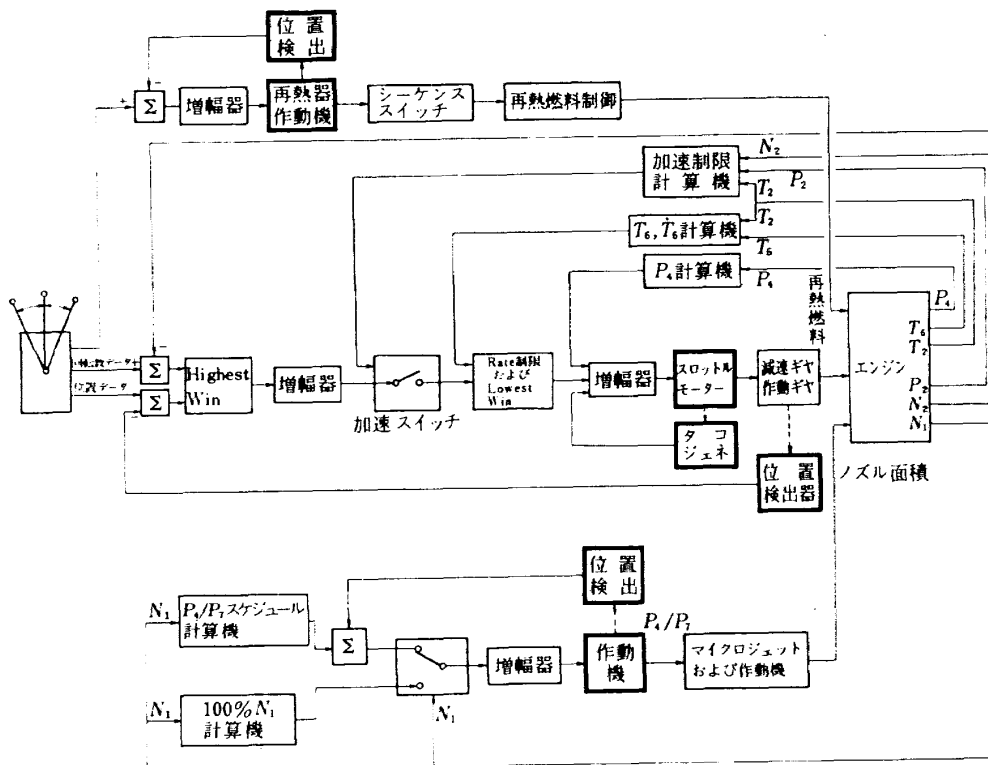


図 194 オリオン320エンジン制御装置ブロック図

とエンジン回転数の関係を示す。加減速制御は表4中Vの方式を用いている。前にも述べたように(4.(4))この方式ではサージングに入った時に自動的に復帰する能力がないから、タービン出口温度の変化率を制限する機能を備えることによりこの目的を達している。この制御装置にも半導体を使用したモニタリングシステムが備えられており、故障検出時にはすべての作動機を凍結しパイロットに警告する。パイロットは直流電源で作動する制御系に切り換える。Olympus 593エンジン用電子式燃料制御装置もほぼ同様な方式を採用している。図196にそのブロック図を示す。

図197に防衛庁が開発したSJ3エンジン用の電子式燃料制御装置のブロック図を示す。制御系は回転数制

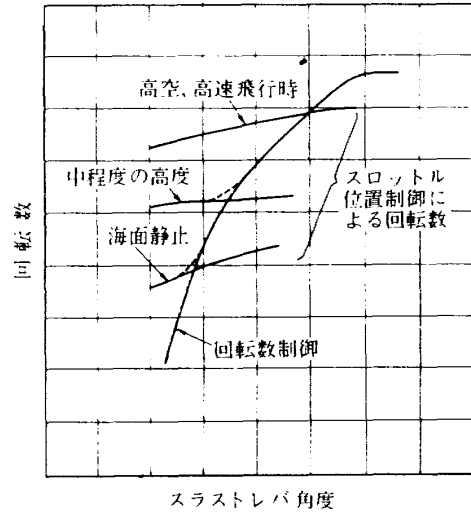


図 195 飛行条件によるスラストレバー角度と回転数の関係

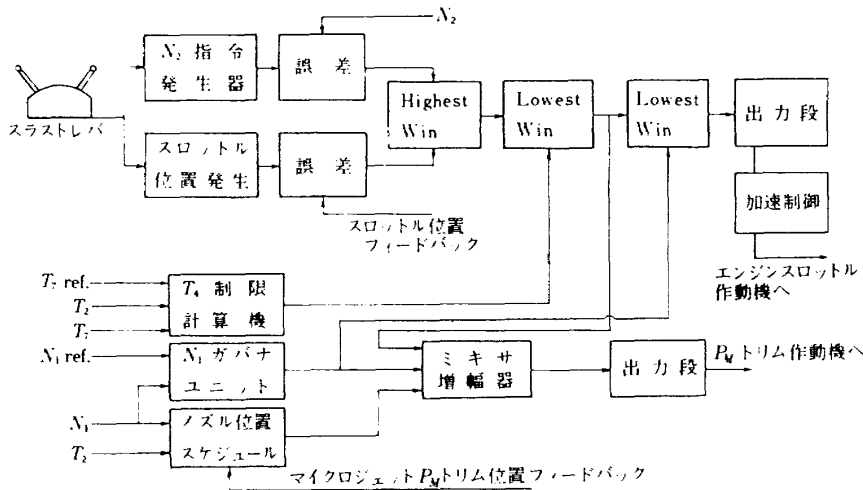


図 196 オリンパス593エンジン制御装置ブロック図

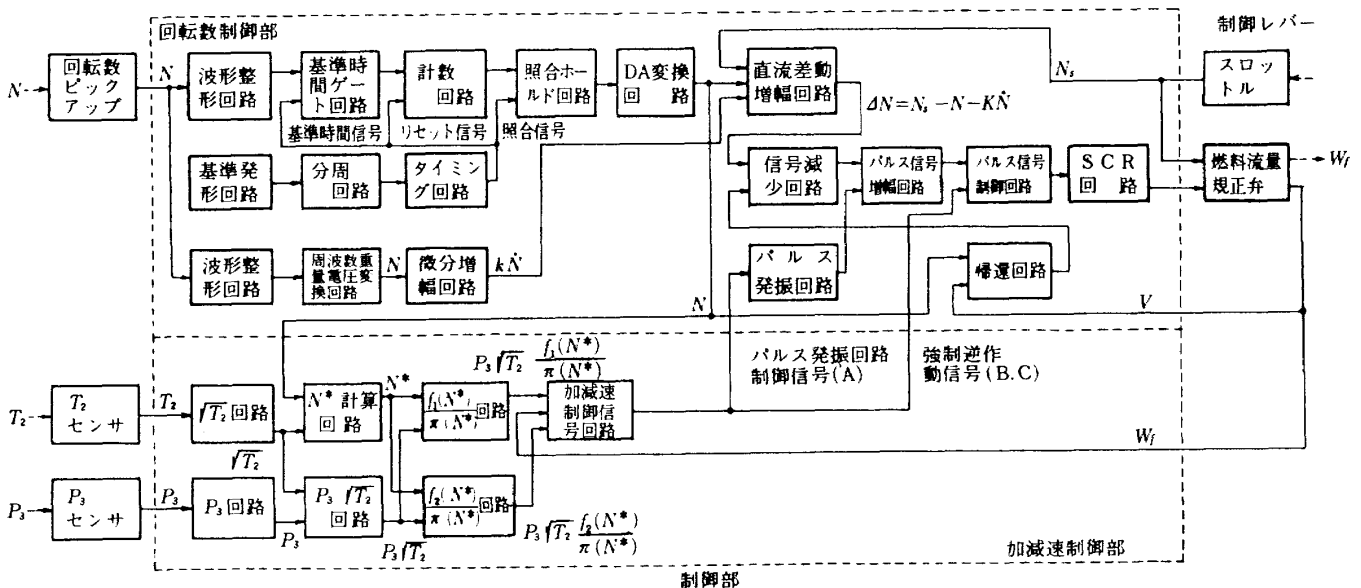


図 197 電子式燃料管制装置ブロック線図



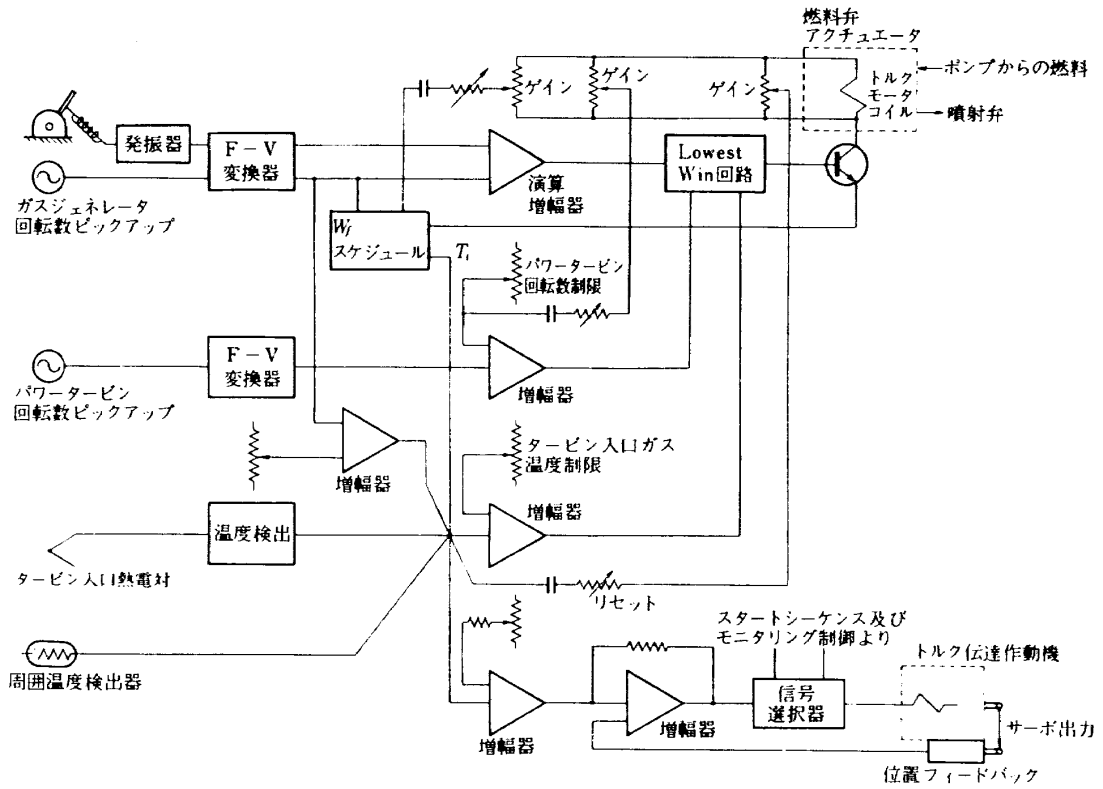


図 198 Wood Ward 社の自動車用ガスタービン制御装置

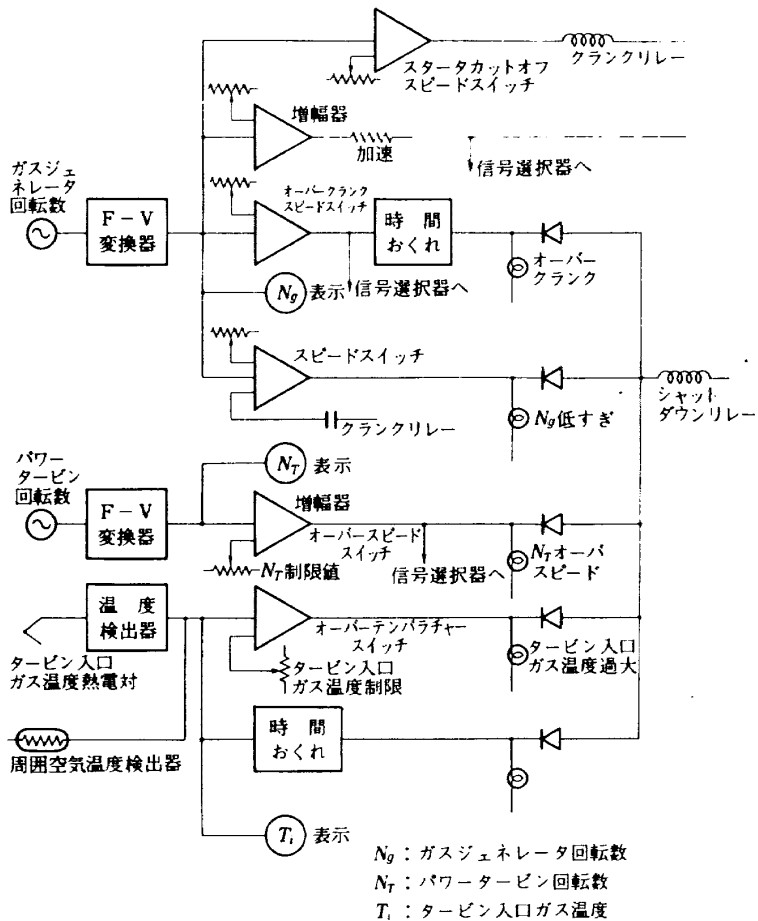


図 199 起動シーケンスとモニタリング機能

御部と加減速制御部に大別される。回転数制御部は回転数ピックアップからの正弦波状信号をもとに回転数に比例した直流電圧と回転数の微分に比例した直流電圧を発生する部分と、燃料規制弁をパルス幅比例制御方式によって駆動する部分とから成る。加減速制御部は  $T_2, P_3$  (SJ3 エンジン単軸エンジンである)、燃料規制弁からのフィードバック信号  $W_f$  をもとにサーボモータ、ポテンショメータを用いた演算を行ないパルス幅制御回路に制御信号を送る。この制御装置の特徴は表4中方式Ⅲに従った加減速制御を行う時に必要な  $N/\sqrt{\theta_2}, P_3\sqrt{\theta_2}$  の計算にサーボモータを用いた計算回路を用いていることである。

図198はWoodward社が開発した自動車用ガスタービン燃料制御装置である。制御対象であるエンジンはガスタービンとパワータービンとから成る。制御機能

としてはガスタービン回転数制御、加減速制御、パワータービン最大回転数制限、タービン入口ガス温度制限、パワータービンノズル面積制御等がある。

ガスタービンの回転数はアイソクロナス方式であり、その積分時定数およびそのゲインは可変である。回転数指令は運転室のペダルによって発振回路の定数を変えることにより発振周波数を変えて行なわれる。またパワータービンの回転数制限は最大制限値がポテンショメータで与えられるだけで、その制御方式はガスタービン回転数制御とほぼ同じである。タービン入口温度も、積分と比例を用いて制御している。加減速制御は各回転数に対してスケジューラされ、タービン入口ガス温度によってシフトされた供給燃料流量制限という形で行なわれている。図199にエンジン起動時の制御回路を示す。この制御装置によって、定常時ガスタービン

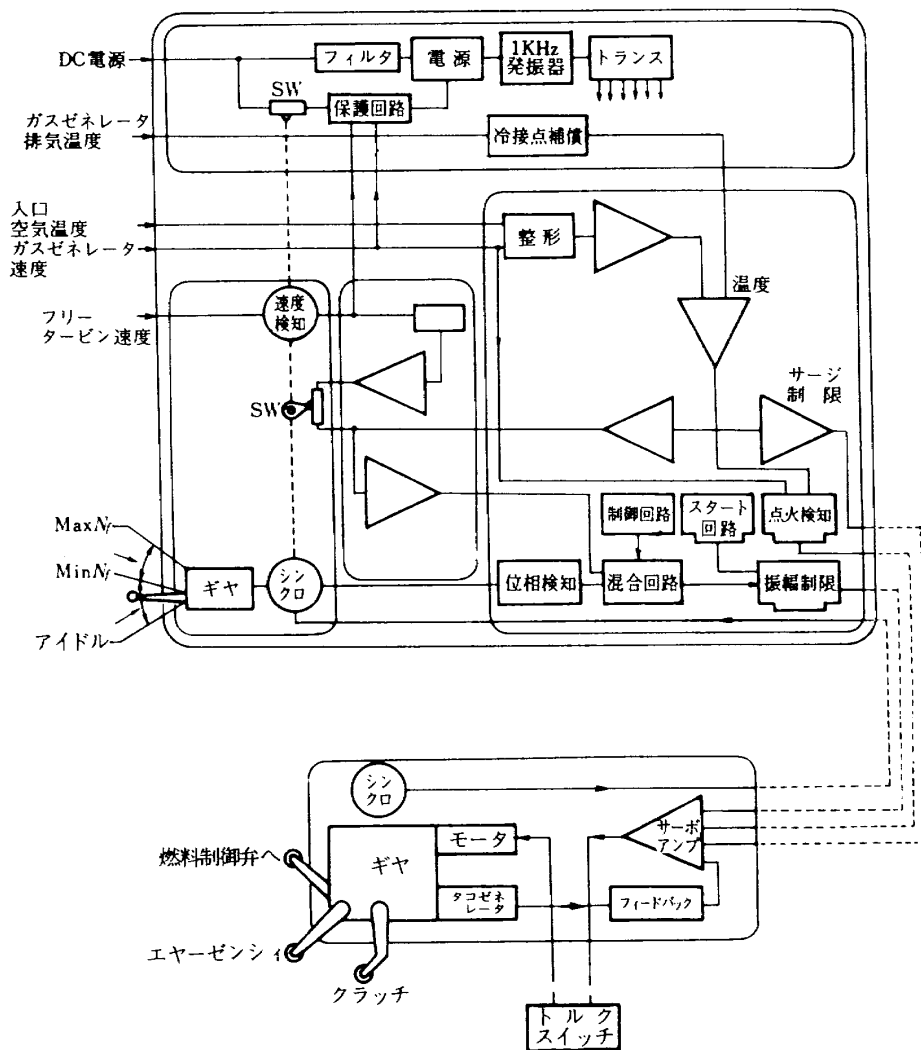


図 200 ノームH1200エンジンの燃料制御装置ブロック図

回転数設定精度±0.25%, 最大負荷時, パワータービン回転数最大制限が働いているときで±0.5% の回転数設定精度, タービン入口温度制限精度±10°F の制御が行なえる。周囲環境温度は-40°F~150°Fである。

図200はBristol SiddeleyのGNOMEヘリコプター用エンジンの燃料制御装置のブロック図である。このエンジンはガスジェネレーターとパワータービンから成る。電気的な制御部が有する機能としては, アイドリングまでの自動スタート, パワータービン回転数の全作動範囲制御, アイドリング状態から回転数制御範囲への移行, サージング防止, 燃焼吹消えのない加減速制御, タービン出口温度過大防止, 最大出力トルク制限, 待機トップスピードガバナ, 異なる変速ギヤシステムやロータ・アセンブリを有するヘリコプターに対する周波数応答性の調整, 複数エンジン間の負荷の分配, 電気的な制御から手動制御への移行, 負荷変動の予知等が含まれる。加速時のサージング防止にはタービン出口温度を制御することによって達成されている。アクチュエータ駆動用の増幅器としては2段の磁気増幅器を用いている。アクチュエータは2相サーボモータである。計算機部は高度30,000 ft, 温度範囲-54℃~85℃の範囲で, アクチュエータ部は-54℃~125℃の範囲で作動可能である。

この外に, J47-GE-17の制御装置(図201)があるが, これに関する詳しい資料がないので省略する。

(Ⅱ) デジタル式エンジン制御装置の例

以上に挙げた例はアナログ形電子回路から構成された制御装置であるが, デジタル形電子回路から構成された制御装置は実用化が公表されるに至っておらず, ほとんどが現在研究中のものである。デジタル形制御装置をさらに大別すれば, 制御に使われる信号をAD変換器によってデジタル化し, その数値をもとにデジタル計算機により計算し, その結果をもとに制御するものと, 主に回転数制御に採用されているもので, 制御変数のパルス状信号によってフリップフロップを直接に駆動し, パルス幅制御あるいはパルス数制御を行なうものがある。後者の例として図202に回転数パルス幅制御を示す。図202中パルス幅増幅器というのは図203に示すワンショットマルチバイブレータにおいて入力パルスが時間 $T_1$ のあいだ'ON'のときにその出力が時間 $T_0 = \frac{Rb_2}{Rc_1} T_1$ だけ'ON'の状態であるように使用した場合の名称である。図において $G_1$ と $G_2$ は

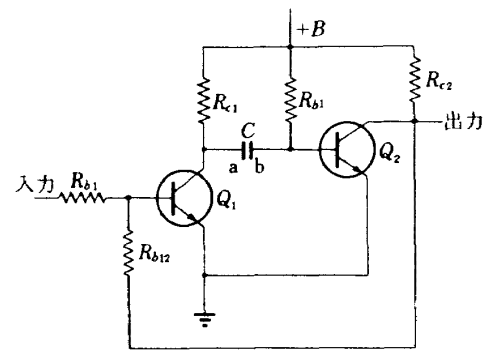


図 203 ワンショットマルチバイブレータ

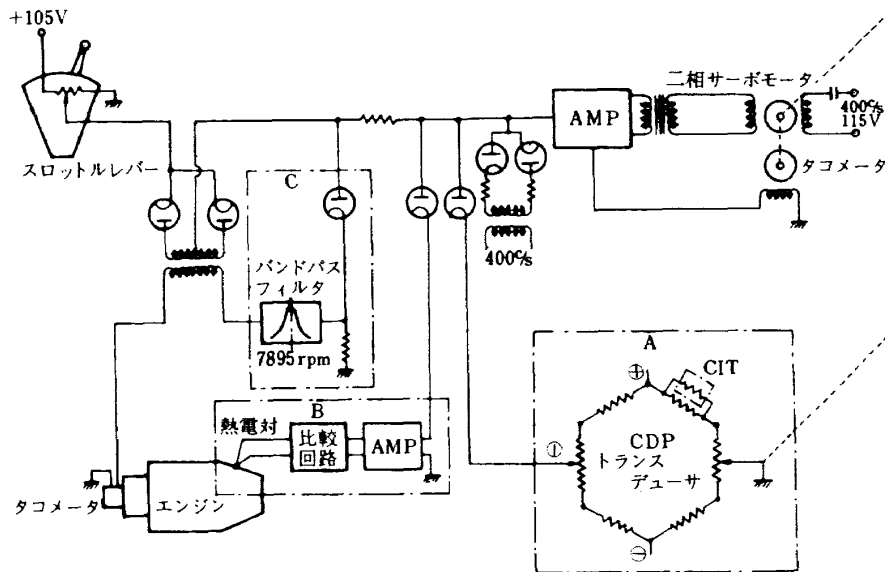


図 201 J47-GE-17主燃料制御装置系統図



ジョメータによって変わる（反比例）ところのワンショットマルチバイブレータを駆動する。その出力  $T_N$  は  $N_3$  によってその否定  $\bar{T}_N$  に変えられる。一方  $\bar{T}_N$  はパルス幅増幅器  $K_1$  を駆動して  $K_1 T_N$  を発生する。ここに  $K_1$  は  $G_2$  の位置の変化  $X$  が回転数になおしてどの程度に当るか、即ちドループを決定するものである。 $N_4$  は、 $T_N, K_1 T_N$  の和をとり、出力  $T_{EX}$  を出す。 $T_{EX}$  は  $N_5$  により反転され  $K_2$  により増幅される。出力  $T_{EX}$  は低レベルの論理信号でありそのパルス幅はインピーダ

ンスマッチング用の増幅器  $K_3$  を経て直接比例形の電気磁気作動機に送られる。この信号には基本周波数とその高調波が含まれているが、作動機が応答し得る直流レベルはパルス幅に比例する。

もう1つの例として図204に文献82が挙げている例を示す。回転数指令は直流電圧で与えられ、回転数検出器出力を直流に変換した電圧との差の計算および加速制限のための演算をアナログ形式で行なった後にこれを周波数に変換する。このパルスは  $180^\circ$  の位相をずらして2組のANDゲートに送られる。一方回転数パルスピックアップからのパルス信号は  $120^\circ$  の位相をずらしてANDゲートに送られる。これによって正および負の周波数差が検出される。このパルスはステップモータを駆動する。

次にデジタル計算機を用いてエンジンの制御を試みた例を示す。図205にNGTEがOlympus 320エンジンをTRW130デジタル計算機(8K, 15ビット, サイクルタイム  $3 \mu s$ ) を用いて行なった制御系を示す。また図206にその計算の流れをブロック図に表わして示す。この制御において特色あることは、エンジン性能の最適化のためのノズル面積をデジタル計算機によってオンラインで求める操作をしていることである。

図207はHamilton Standard社がエンジン制御方式や加減速燃料スケジュール, 可変静翼スケジュールを決定する目的で製作したHamilton Standard Digital Electronic Breadboard Control System と呼ばれるもののブロック線図である。機能

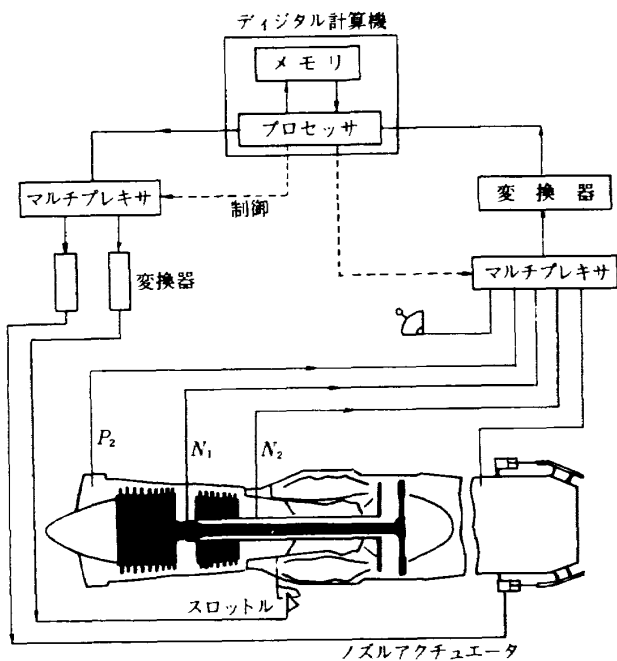


図 205 デジタルエンジン制御システム

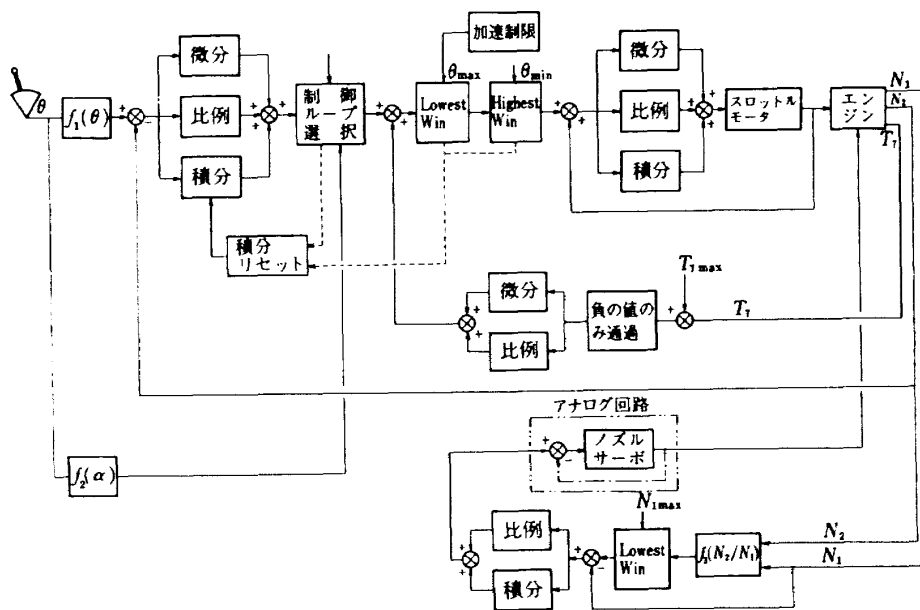


図 206 デジタルエンジン制御装置ブロック<sup>86)</sup> (NGTE)

は上の2つの例と同じようなものであるが、屋外で使用したり、離れた施設へも運べるようにトレーラー内におさめられている。図208は著者等がリフトジェットエンジン JR100H をテスト用エンジンとしてジェットエンジンのデジタル制御に関する実験を行なった系統図である。また図209に計算の流れ図を示す。この実験においては、加減速制御方式の違いによる加減速制御特性の変化(図210)回転数制御のパラメータの値による回転数制御特性の変化等が、プログラムをえることにより、す速く、正確に知ることができた。これは従来油圧機械方式のものでは考えられないことである。

次にデジタル計算機を直接エンジンに装着できる程度に小形化し、エンジン制御装置の演算部分として用いた例を示す。<sup>15)</sup> この制御装置は F100, F401 ターボ

ファンエンジン用に開発された。作動部はパルスモータによって駆動される油圧機械である。図211に演算部のブロック線図を示す。入力信号としては、レゾルバ出力信号、アナログ信号、デジタル信号、パルス信号等があり、これらは各種の変換器により計算機内部で使い得る2進16ビット語に変換される。プロセッサ、メモリ、インターフェイス論理回路はモノリシックな大規模集積回路、PMOS、バイポーラ素子等から構成されている。メモリとしては16ビット、2816語のリードオンリーメモリ(命令、データの格納用)、12ビットと16ビットのランダムアクセスメモリ(スクラッチパッドメモリ用)、128ビットから成るバッチボードと似た使い方をするメモリ(プログラム可能なメモリ)等がある。命令語は14種類ある。出力装置としてはパルスモータ駆

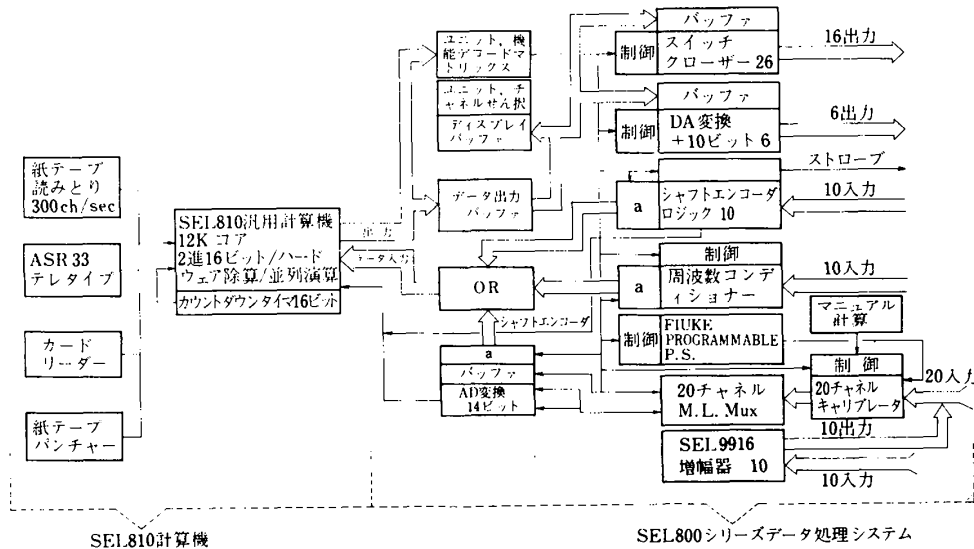


図 207 デジタルエンジン制御装置 (Hamilton Standard 社)

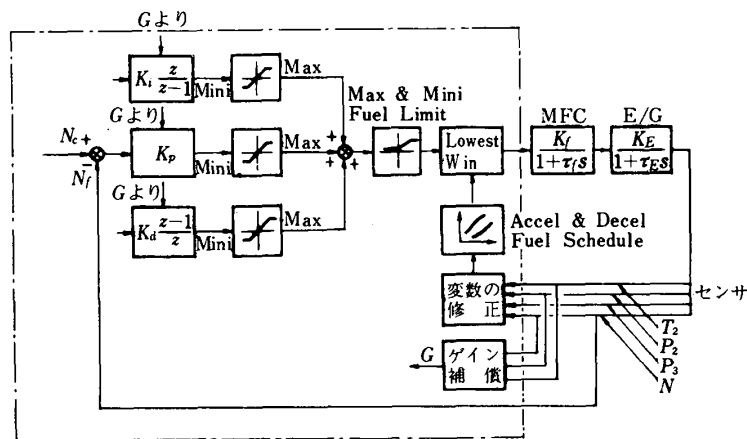


図 208 デジタル回転数制御系統図

動回路、ソレノイド弁駆動回路、警告表示用回路等がある。電源はエンジン装着の交流発電機より得ている。演算部全体は、17.2×11.6×6.2インチのアルミニウムの筐体に納められており重量は24.5ポンドである。電子回路の冷却のために筐体内部のフレームに管を設け燃料を流している。本制御装置は故障検出機能を内蔵しているほか、外部からも診断が行なえるように端子が設けられている。

(2) アナログ方式とデジタル方式の比較

以上現在すでに実用化されエンジンに装着されているもの、実験室でエンジンを運転し研究中のものを含めて電子式エンジン制御装置の実例を示した。これらの制御装置は演算部分に用いられている計算機と電子回路によってアナログ方式とデジタル方式とに大別された。歴史的にはアナログ方式が最初に採用され、デジタル方式が本格的に研究されるようになったのは最近のことである。この理由は、デジタル方式とくにデジタル計算機を用いる方法では用いられる電子部品の数が多く、

信頼性、重量、容積、価格などにおいてアナログ方式に劣っていたためと思われる。

アナログ方式とデジタル方式を特に区別して用いる理由はなく、それぞれ利点を生かすように使用するのが一般には得策であるが、AD変換器、DA変換器の数が増し、系全体としての信頼性を考えた場合不利となりどちらか一方の方式を貫いたほうが有利となる。表26にデジタル方式とアナログ方式の主な特性の比較を示す。この比較からもわかるようにデジタル方式はアナログ方式に比較して精度、融通性にすぐれており、価格についても制御機能数が増せばアナログ方式より安くなる(図212参照)。ただアナログ方式に比較して電子部品の故障の影響が急激に起りシステム全体に及ぶこともあるので、故障時の対策について十分な検討が行なわれなければならない。

(3) 電子技術

エンジン制御装置を構成する場合に電子回路で最も問題となるのは電子回路を構成する部品の信頼性とその

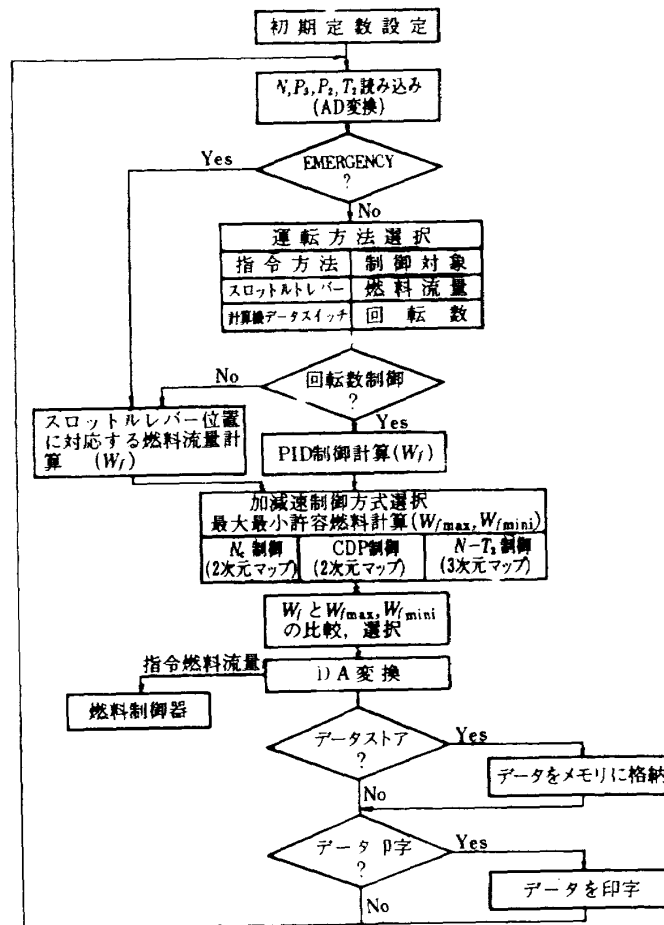


図 209 デジタル制御計算流れ図

表 26 アナログ方式とデジタル方式との比較

	アナログ方式	デジタル方式
精 度	ドリフト, 累積誤差, 温度の影響によりデジタル方式に劣る。	誤差の凍結により精度が維持される。
価 格	制御機能の数が少ない場合にはデジタル方式より有利だが多い場合は不利。	機能数が多いとアナログ方式より有利。
融 通 性	デジタル方式より劣る。	非常にすぐれている。
故 障 時	徐々に劣化する。	急速に起こる。

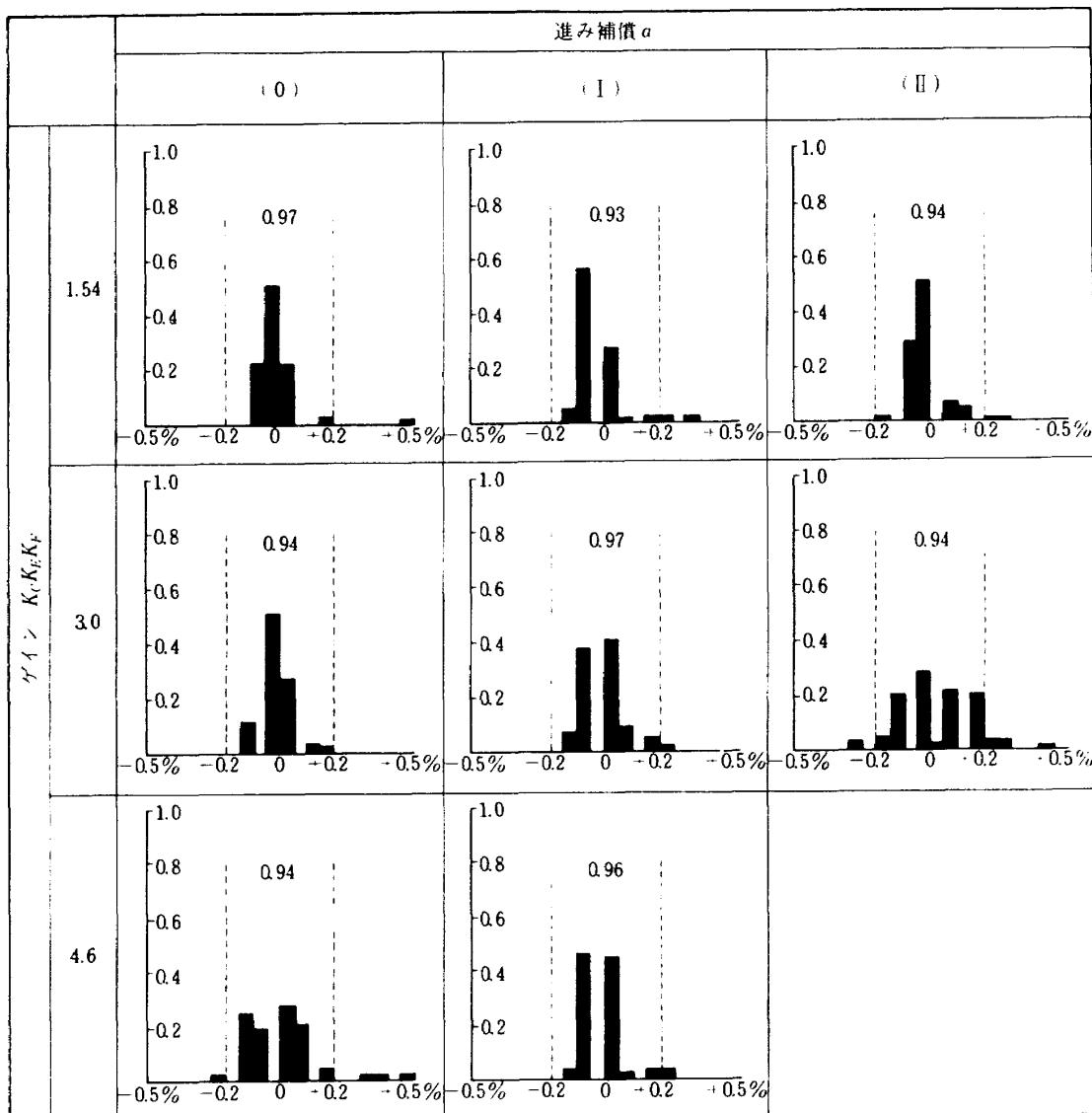


図 210 制御パラメータ ( $K_C K_E K_P, a$ ) と定常時回転数変動との関係 (指令回転数 11500 r.p.m)



パッケージの方法である。その他大切な問題が数多くあるが、ここではこの2つの事から注目して最近の電子技術についての概略を述べる。

(j) トランジスタ

電子式エンジン制御装置においては主として信頼性の観点から磁気増幅器が用いられることがある。しかし磁

気増幅器は一般に容積、重量ともに大きく、多くの機能を有する制御装置を作る場合には適さない。そこで考えられるのがトランジスタの使用である。表27に各種のトランジスタを示す。本章(1)で例示した電子式制御装置においても、初期のものを除いてはほとんどがトランジスタを使用している。トランジスタの初期のものは周囲

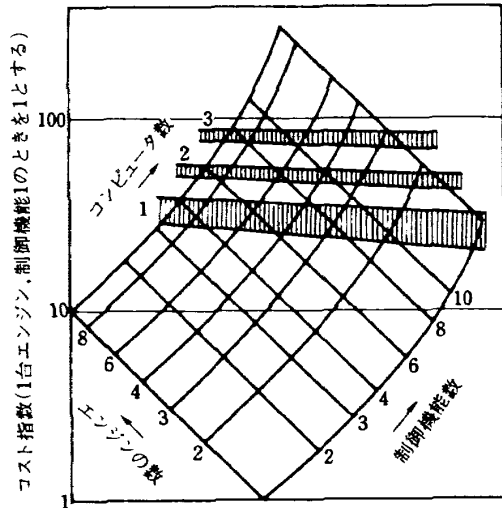


図 212 デジタル方式がアナログ方式とコスト的に等しくなる領域<sup>77)</sup>(たて線を施した部分)

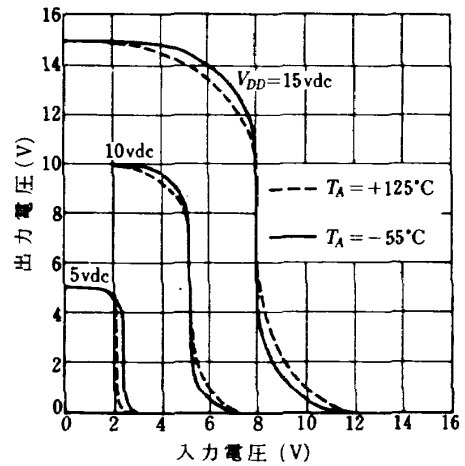


図 213 CMOSの周囲温度による特性変化 ( $V_{DD}$ :電源電圧,  $T_A$ :周囲温度)

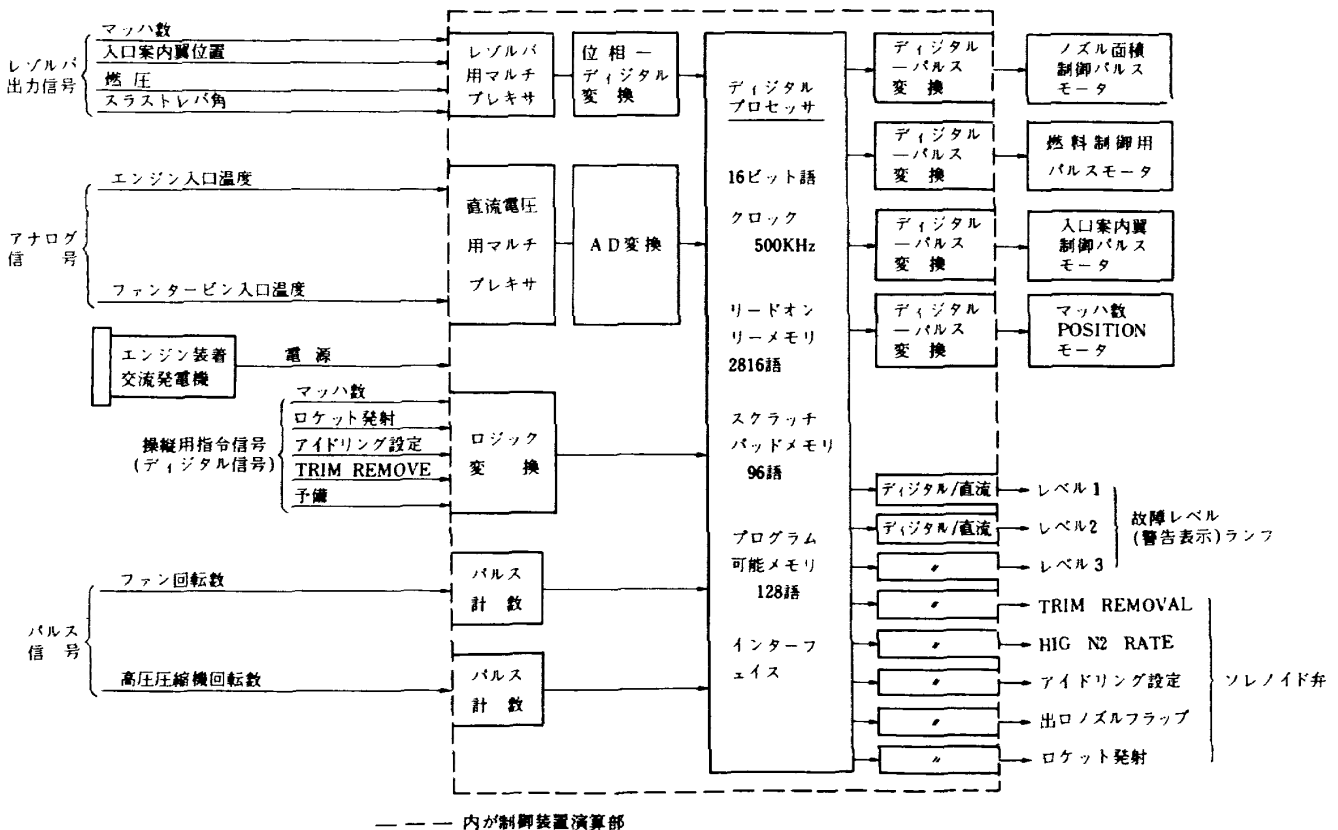


表 27 トランジスタの分類

動作の主要キャリアによる分類	構造	製造	キャリアの運動	実例	特徴	微	
ユニポーラトランジスタ (多数キャリア)	接合形	形	ドリフト	接合形電界効果トランジスタ	高入力インピーダンス, 低雑音, gm 小	gm 小	
	金属・絶縁物・半導体	薄膜	ドリフト	MOS 電界効果トランジスタ	超高入力インピーダンス, 雑音大, gm 小		
	金属・半導体接合	点接触	拡散	拡散	点接触トランジスタ	高周波特性良, 不安定, 雑音大	雑音大
		面接触	拡散	拡散	表面障壁トランジスタ	高周波特性良, 量産性なし	
バイポーラトランジスタ (少数キャリア)	接合形	成長接合	拡散	成長接合トランジスタ	小電力, 量産性なし	小電力	
			ドリフト	レーテグロントランジスタ・成長拡散トランジスタ・マルチバックトランジスタ・マルチバック拡散トランジスタ	高周波特性良, $f_T = \text{数十 MHz}$ , 小電力		
			拡散	合金接合トランジスタ	低周波用 ( $f_T$ の最大 $\approx 20 \text{ MHz}$ ), 量産性大, 電力用にも使用可		
	接合形	合金接合	ドリフト	合金接合ドリフトトランジスタ・合金拡散トランジスタ・マイクロアロイドドリフトトランジスタ	高周波特性良, $f_T \approx 100 \text{ MHz}$ , 小電力	小電力	
			拡散	メサトランジスタ・エピタキシャルメサトランジスタ	高周波特性良, $f_T = \text{数百 MHz}$ まで可能, 小電力 ~ 大電力, 量産性大		
			ドリフト	プレーナートランジスタ・エピタキシャルプレーナートランジスタ	高周波特性良, $f_T = 10 \text{ GHz}$ 以上可能, 小電力 ~ 大電力, 特性安定, 漏れ電流・雑音指数・増幅ひずみ小		

温度の変化に対して特性の変化が著しく信頼性も低かったが、シリコントランジスタの出現によってかなりの高温にも耐えられるようになり信頼性も向上した。図213に電界効果トランジスタの一種であるCMOSの温度に対する特性の変化を示すが、 $-55^{\circ}\text{C} \sim +125^{\circ}\text{C}$ の温度変化範囲に対してもその特性はほとんど一定している。一方では温度の変化によるトランジスタ特性の変化を補

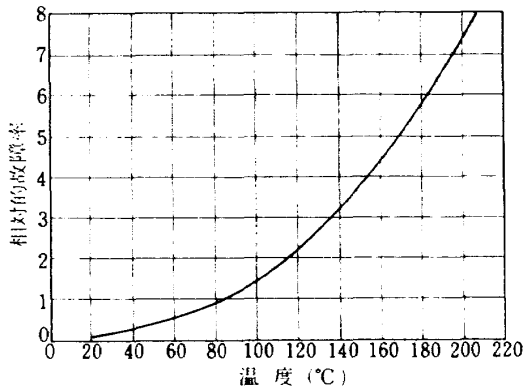


図 214 半導体の故障率の温度による変化

償する回路技術も進んでいる。これらの発達はあるが、トランジスタが周囲温度（とくに高温）に対してあまり強いものではないことには変わりはない。図214に周囲温度の変化による半導体の故障率の変化を示すが、周囲温度の上昇につれて故障率が急速に増加している。この温度の上昇を防ぐには電力消費の少ない素子を用いた回路を構成したり、発生した熱を運び去る冷却装置を備えたりする必要がある。これを適当に行なえば磁気増幅器程度の信頼性を得ることができる。

(ii) マイクロエレクトロニクス

宇宙開発のためのロケットや人工衛星、軍事目的のための航空機やミサイルなどに載せる電子機器には、小形、軽量で信頼度の高いことが要求される。一方、電子工学の発展に伴って、電子計算機のような非常に大規模な電子機器が作られるようになった。これは数万～数十万の部品で構成されるため、部品の小形化、高信頼度化が必要となる。このような要求から非常に小さい部品（素子）を高密度に組み立てて電子回路や電子機器を作る技術すなわちマイクロエレクトロニクス (microelectronics)

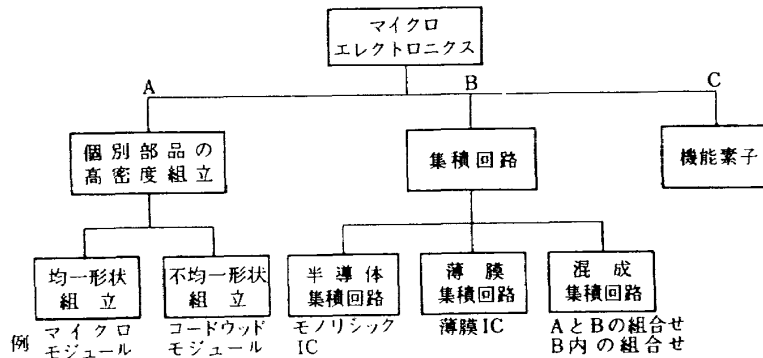


図 215 マイクロエレクトロニクスの分野<sup>(120)</sup>

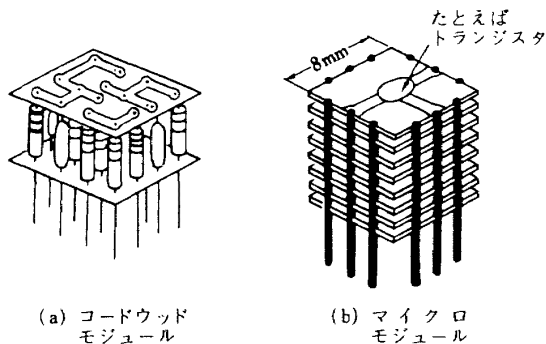


図 216 高密度組立法<sup>(120)</sup>

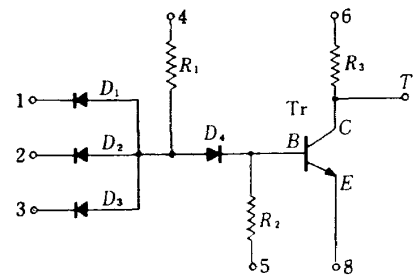


図 217 3入力DTL回路

が発展してきた。最近では、超小形になり価格も安くなることがわかり、一般民需用にも使用されつつある。マイクロエレクトロニクスを分類すると図215のようになる。

電子機器の小形化にはトランジスタの発明が大いに役立った。トランジスタは、それ自身が小形であるばかりでなく、印加電圧が低く、消費電力も少ないので、回路に使用される抵抗器やコンデンサなどの受動部品も小さいのでよい。また高密度に組み立てた時の温度上昇も少なく、機器の小形化が可能となる。高密度組み立てには種々の方式がある。たとえば図216(a)のように、抵抗器やコンデンサなどの部品を2枚の絶縁板の間に差し込み、絶縁板の穴から出た端子を板上のプリント配線で結ぶコードウッドモジュール (Cordwood Module) や、平面状の小形部品を一定寸法の磁器製の板の上に蒸着法などで作り、それらを重ね合わせて絶縁板の板の端に設けたみぞの部分で配線した図216(b)のようなマイクロモジュール (micromodule) がある。

集積回路 (Integrated Circuit) とは回路の機能を得るために一つの基板の上または内部に多数の回路素子を作りつけて一体に構成したものを言う。集積回路には薄膜集積回路 (Thin-film Integrated Circuit) や半導体集積回路 (Semiconductor Integrated Circuit) などがある。前者は、絶縁基板上に抵抗体および誘電体などを蒸着法または印刷法によって付着させた薄膜だけで回路が構成される。後者は1枚の半導体基板の上または内部に回路を構成したICである。図218は図217に示す3入力DTL回路に相当する半導体ICの製造過程の一例を示す。半導体集積回路や薄膜集積回路においてはこのように数多くの素子が小さな場所に高密度に構成されている。通常のICでは1個のチップ中にせいぜい数十個のゲート回路を含むにすぎないが、最近のLSI (Large Scale Integrated Circuit) と呼ばれるものでは数百個のゲートを含む。

次にこれらのマイクロエレクトロニクスを信頼性の観点から見てみる。回路をIC化すれば電子機器の信頼度が高くなる。その理由として次のような事があげられる。従来の電子機器の故障の原因はまず回路部品の接続部にあった。この接続個所がICによって大幅に減少するから、信頼度が向上するのは当然である。次に、個別部品を使うよりもICを使うほうが機器全体としては部品に使用される材料の種類、工程が少なくなる。したがって生産管理が行き届き信頼度が上がる。さらに、IC化するにわち小形化により軽量となるので、振動や衝撃の影響を受けることが少なくなる。また、IC化により価格が

下がるので材料や工程にじゅうぶん費用をかけることができる。その結果、信頼度が向上する。集積回路にはバイポーラ形トランジスタを集積化したものと、ユニポーラ形トランジスタを集積化したものがある。後者に属するものとして、MOS集積回路やCMOS集積回路等がある。これらは作動電圧レベルが高いのでノイズに強く、かつ電力消費量がきわめて少ないので制御用としては最適である。MOSの故障率  $\lambda_M$  は次式で表わされる。

$$\lambda_M = \lambda_B \pi_T \pi_P \pi_E \pi_Q \pi_F \pi_C + \lambda_W \pi_T \dots \dots \dots (4)$$

ただし  $\lambda$  は故障率でその添字  $M$  はマイクロエレクトロニクスを、 $B$  はある定められた工程、構造、設計方法で製作された回路形式の故障率、 $W$  は配線の結合方法を示す。

$\lambda_B$  は普通  $0.01\%/1000$  時間程度である。また  $\lambda_W$  は  $w$  をパッケージ内の異なる点およびリードへの配線の数とすれば、 $\lambda_W = (2 \times 10^{-6}/1000 \text{ 時間}) w$ 。  $\pi$  は調整ファクターでその添数  $T$  は回路の動作温度を示し、 $P$  はパッケージ形式、大きさ、材質、シール条件、リード

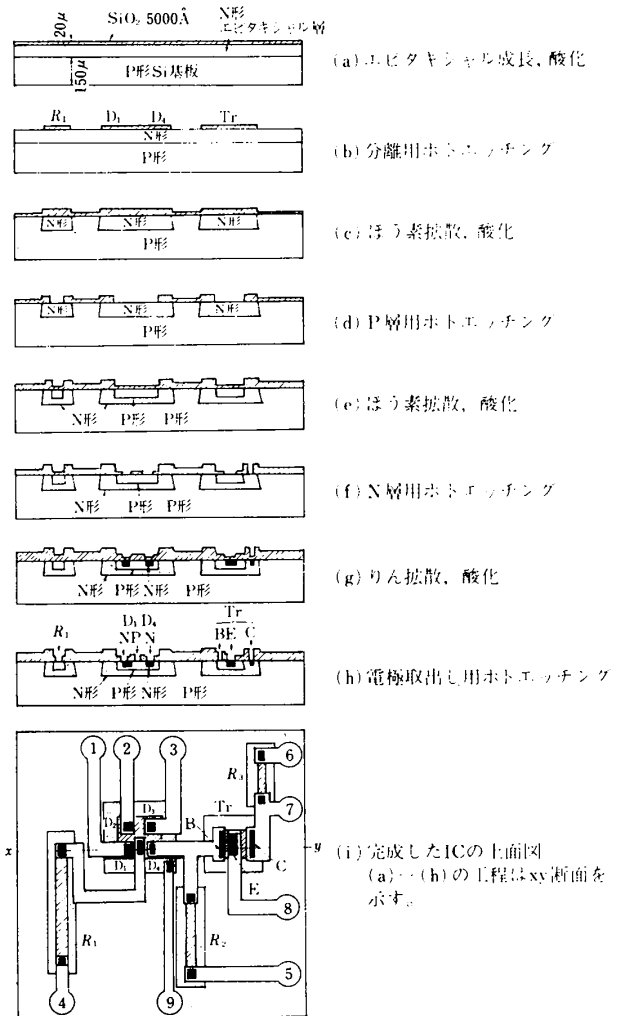


図 218 半導体 IC の製作工程 (120)

の数等を示し、 $E$ は環境条件を示し、 $Q$ はスクリーニングの厳しさ、 $C$ は回路の大きさ、エレメント数で決まる回路の複雑さ、1ビットの占める面積等を示す。図219に $\pi_T$ と温度との関係を、表28に $\pi_E$ を、図220に $\pi_C$ を示す。

電子式エンジン制御装置への応用という観点から、最近のマイクロエレクトロニクスの発達のなかでも注目さ

れるのは、マイクロコンピュータと呼ばれている超小形デジタル計算機である。これはMOS大規模集積回路技術の粋を集めて作られたものであり、セントラルプロセッシングユニット、リードオンリーメモリ等のチップから成っている。性能は通常のミニコンピュータと呼ばれる小形計算機と同等であり、容積はエンジン制御装置の演算部匡体の中に楽におさまるほどである。従って機

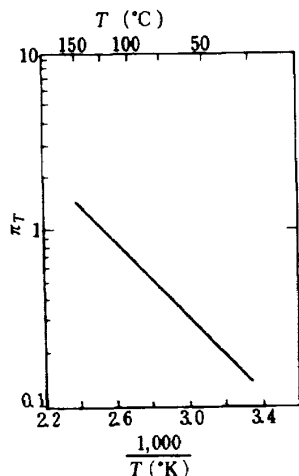


図 219 温度の調整ファクター $\pi_T$

表 28 環境調整ファクター

環 境	$\pi_E$
実 験 室	1.0
衛 星(軌道上)	1.5
地 上(固定)	2.0
地 上(携帯)	5.0
地 上(移動式)	7.0
機 上(人間同乗)	5.0
機 上(人間無)	7.0
衛 星(打上げ時)	8.0
ミサイル	10.0

表 29 市販されているマイクロコンピュータ

メーカー名	東芝	インテル	MIL	NSC	AMI
システム名	LCS-12	MCS-8	CPS/1	GPC/P	7200
処理方式	12ビット並列	8ビット並列	4ビット並列	16ビット並列	8ビット並列
基本サイクル	10 $\mu$ s	20 $\mu$ s	3.2 $\mu$ s	5.5 $\mu$ s	—
マイクロステップ・サイクル	1.0 $\mu$ s	4.0 $\mu$ s	—	1.0 $\mu$ s	0.6 $\mu$ s
命令の種類	108	48	57	43	—
CPUチップ数	1	1+1C	1+1C	4+1C	4+1C
接続可能メモリー容量	ROM 4K×12ビット RAM 4K×12ビット 拡張可能	ROM 16K×8ビット RAM 16K×8ビット	ROM 4K×4ビット RAM 4K×4ビット	ROM 64K×16ビット RAM 64K×16ビット	— —
割り込み	8本8レベル	1本8レベル	—	—	—
タイミングジェネレータ	内	外	外	外	外
許容周囲温度	-40~+125°C	0~+70°C			

能的にはエンジン制御用としてじゅうぶん用い得る。しかし現在のところ、信頼性に関するデータが発表されていないこと、自己診断機能を備えていないこと、等の理由からこれをそのまま用いることはむずかしい。しかしマイクロコンピュータは今後ますます発展するものと考えられ、エンジン制御用として最も期待できるものである。表 29 に現在市販されているマイクロコンピュータを示す。<sup>\*</sup>

### 11. 電子式エンジン制御装置の構成

第 3 章においてエンジンとくにフロントファンエンジンを構成する要素の作動原理、特性を述べ、更にエンジン全体としての種々の環境下における挙動を述べた。そしてエンジンが広い環境範囲において作動するために必要な制御機能とその設計に必要となるデータの種別を明らかにした。第 4 章においてはエンジンを実際に航空機に装着してその推力源として用いるときに、主にパイロットの操縦性という観点から必要とされる制御機能とそれを設計するとき必要とされるデータの種別を具体的な例とともに示した。また第 5 章においては、第 3 章、第 4 章で述べた以外の制御装置について説明を加えた。第 6 章においては現存する代表的フロントファンエンジンである 2 A 形、2 B 形、3 A 形の各エンジンの制御装置の説明をすることによってそれまでに述べた事が実際にどのような形で組織化され、実現されているかを示した。次に第 7 章では最近急速に注目され実用化されているエンジンモニタリングシステムについて触れ、エンジン制御システムとの関連性を考察した。第 8 章においては、それまでの検討によって明らかとなったフロントファンエンジン制御装置の具備すべき制御機能を整理し、それをもとに制御装置の一般的概念を示した。以上 8 章までの検討、考察によって、フロントファンエンジンの制御とは何か、それを実現するためにはどのようなデータや解析を必要としどのような手法が用いられているの

か、現在どのような形で実現されているのか、等が明らかになった。そこで第 9 章以下では、フロントファンエンジン制御装置をこれから研究開発する場合に採用可能な既存技術及びこれから発達すると考えられる技術の比較検討を、第 8 章までに得た資料をもとに行なった。まず第 9 章では検出器に関する調査を行い、第 10 章では電子技術の発達について述べた。そして制御装置のうち演算部分については電子式のもの油圧—機械式のものより多くの点で優れており、作動部分においては油圧—機械式が優れていることを示した。

この章ではこれまでの検討を総合して得られる電子式制御装置の基本的構想を示し、その実現に際して特に問題となる点を取りあげて考察した。

#### (1) 電子式エンジン制御装置の基本的構想

エンジン制御装置の設計にあたってその評価の基準となる事項として次のようなものが挙げられる。

- (a) エンジンの設計変更、出力増強、操作方法の変更あるいはまた制御対象エンジン形式の変更等に対して速かに対処できる能力（融通性）。
- (b) 容積、重量。
- (c) 耐環境性。
- (d) 価格。
- (e) 信頼性、インテグリティ。
- (f) 取付けの容易さ。
- (g) 保守の容易さ。

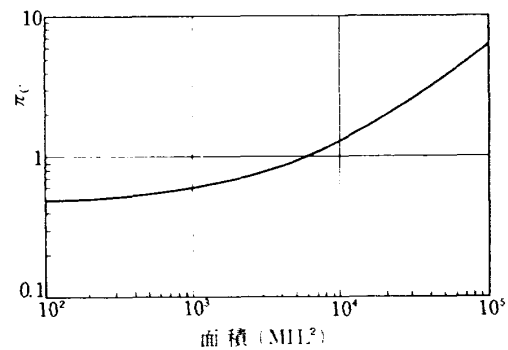


図 220 回路の大きさ、複雑さのファクター

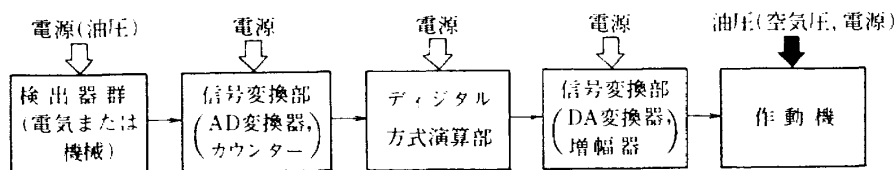


図 221 エンジン制御装置の基本的構想

<sup>\*</sup> その後急速にメーカー、機種ともに増えたので文献(118)を参照されたい。

これらの事項のうち(c)と(e)は密接に結びついているために、以後(c)は(e)に含まれるものとして検討する。

上に挙げた設計基準項目のすべてが大切ではあるが、(a)と(e)を除いては制御装置の基本構想に沿って形状や構造を決める設計の最終段階に問題となる事項であり、本報告の範囲外であるので、ここでは電子式エンジン制御装置の基本的構想を描くという目的から、主として(a)の融通性の問題と(e)の信頼性、インテグリティの観点から検討する。

第10章において油圧機械方式<sup>\*</sup>は信頼性、パワー、周波数応答の点ですぐれている<sup>\*\*</sup>ので作動機に適しており、電子式は融通性の点ですぐれているので演算部に適していることを述べた。電子式のうちでもデジタル方式のものがアナログ式よりも有利であることは10において述べた。演算部は電気的信号を扱い、作動機部は油圧信号を扱うから、電気信号を油圧信号に変換する装置が必要となる。検出器については電気的なもの、機械的なもののいずれでもよいが、最終的には電気信号に変えなければならない。このような考えにもとずいたエンジン制御装置の基本的構想を図221に示す。

## (2) エンジン制御装置の信頼性、故障対策、完全性

図219に示すエンジン制御装置の基本的構想は電子回路の融通性、油圧—機械方式の信頼性、周波数応答性という利点に注目して構成された。しかしこの考えが正当と認められるのは、(i)検出器、作動器に対する融通性の要求はあまり厳しいものではないこと、(ii)演算部(信号変換部を含む)、検出部の信頼性がじゅうぶんに高いか、そうでない場合にはそれを補う故障時の対策が用意されていること、という2つの条件が満たされた時であることに注意する必要がある。何故ならばエンジン制御装置の融通性、信頼性等は検出器部、演算部、作動機部を含めた全体を対象として評価されるべきものであるからである。

まず条件(i)について考えてみる。作動機は一般にエンジンの機種に合わせて製作しなければならない要素が非常に強い。それはそれぞれのエンジンの構造や大きさに合わせた最も合理的な作動機が、重量、容積、取り付けの容易さ、保守性などの観点から要求されるからである。また同種のエンジンの場合について言えば、一旦エンジ

ンに合わせて製作してしまえば、エンジン制御方式の変更があっても作動機はほとんど影響を受けずにもとのままで使い得る場合が多い。このように考えると作動機に関しては融通性への要求はそれほど厳しいものではない。検出器についても作動機と同様な傾向にある。従って図218に示す基本的構想によって制御系を構成しても融通性に欠けることはない。

次に条件(ii)について考察する。これについてまず明らかにしておかなければならないことは、安全性に関連して我々はエンジン制御装置に何を期待すべきかということである。例えば、エンジン制御装置を構成する部品の故障率をある一定の範囲内におさえることにより、全体の故障率を規定範囲内にするのも1つの方向である。この点に関して我々は次のような基本的思想にもとずいて以下の検討を進める。すなわち、エンジン制御装置は、航空機が離陸してから定められた環境条件の範囲内を飛行してそのミッションを成し遂げ再び着陸できる確率が最も高くなるように設計されるべきである。このような特性を以後エンジン制御装置の完全性と呼ぶ。この考えは普通に用いられる信頼性の問題と異なっている。すなわち普通信頼性と言った場合には部品なり、システムなりの一定期間内の故障率を問題にするものであるが(付録7参照)、完全性が高いということは必ずしも故障率が低く信頼度が高いということと一致しない。たとえシステム内の一部が故障しても、それに対する対策が整っていればシステムに課せられたミッションを成し遂げられるから完全性は高いと言える。とは言え、信頼性が高いことは完全性が高いことの不可欠の要素である。以上をまとめれば、完全性は、信頼性に故障時における対応策によって得られるエンジン制御装置のミッション遂行能力の増加分を加えたものである。従って完全性を高めるためには制御装置の信頼性をあげるか、故障時の対策を確実にするかして、その全体としての安全性を増せばよい。この両者のどちらに重みを置くべきかは用いる部品の信頼性や故障時対策装置自体の信頼性に依存する。

### (1) 信頼性

まずエンジン制御装置の信頼性について検討する。エンジン制御装置を図222に示すように検出器部、信号変換部、演算部、作動機部を直列に結合したシステムと

\* 作動機の周波数応答としてあまり高いものを要求されない場合には、空気機械式あるいは電気式の作動機を用いる場合もある。

\*\* 推力10000lbクラスのエンジン用の制御装置の場合、初期の制御装置の精度は±5%、重量60~70lb、オーバーホール時間は数百時間であった。1965年に到って精度は±3%、重量は30lb、オーバーホール間隔は5,800時間、制御装置の予定外取りはずし時間間隔は40000時間以上である。現在では精度±2%のものが製作されている。

してモデル化する。この場合、各部の信頼度が  $P_1, P_2, \dots, P_5$  であり、そのMTBFはすべて同一であるとすると、システム全体としての信頼度  $P$  および平均故障間隔 (MTBF)<sub>s</sub> は、

$$P = P_1 \cdot P_2 \cdot \dots \cdot P_5 \quad (5)$$

$$(MTBF)_s = MTBF / 5 \quad (6)$$

となる。このようにエンジン制御系全体の信頼性は個々の部分の信頼性の積で表わされるから、制御装置の信頼度を上げるためには各部の信頼度を高いものにしなければならない。各部の信頼性を高めるためには、それを構成する個々の部品の信頼度を高めるか又は、部品に故障が起きても外見上故障のないものと同等の働きをするような構造にしておく必要がある。

部品の信頼度を決める要素は数多く考えられるが、ここでは部品固有の信頼性と使用の信頼性に分けて考えるのが有効である。部品固有の信頼性とは、メーカー側が部品に作り込んだ信頼性であり、ある定められた使用条件内で用いられれば部品はそれだけの信頼性を示すことになる。また使用の信頼性はメーカーから固有の信頼性をもって作り出された部品が組み立てられた後エンジン制御装置として用いられるときに周囲環境条件、メンテナンス技術、メンテナンス方法等によってその固有の信頼性を変えたものを言う。部品固有の信頼性を高めるためには、部品の作動原理、設計方法、製造過程、検査方法等の広い範囲にまたがって計画的に管理された工程に

よって製作する必要がある。エンジン制御装置に用いられる部品もこのような考えのもとに製作されることが望ましいのは言うまでもない。しかしこれに関して詳しく述べることは容易なことではない。先に本報告の主旨外に属するのでここでは扱わない。次に使用の信頼性について述べる。部品固有の信頼性がいかに高くても、その部品を用いて製作された装置の設計がまず各部品に無理なストレスがかかったり部品に定められた範囲外の周囲環境条件で用いたり、メンテナンスの方法に誤りがあったりしたのでは信頼性の低い部品を用いたのと同じことになる。すでに10.(3), (ii)において電子部品を例にとって説明したように使用方法によって部品の信頼度は非常に大きく変化する。従ってエンジン制御装置を構成する各操作部については使用の信頼性を考慮した設計を行ない、定められた環境条件を確保し、正しい方法によってメンテナンスを行なうことを留意する必要がある。ここでは例として、電子式エンジン制御装置の演算部の電子回路の周囲温度を下げるために演算部の構造に工夫を施したものを説明する。図223は電気的な演算部と燃料ポンプ、燃料供給装置を一体に組み立てたものである。演算部の電力はポンプに取りつけられた交流発電機によって供給される。電子部品は図224のような構造のアルミニウム鋳造わくに取りつけられる。この鋳造わくはゴムでシール、絶縁されてアルミニウムのふたで密封されている。このわくの底部には絶縁材が用いられ、これが燃料供給装置をおおっている。この絶縁材はバイパス燃料によって常に洗われているためほぼ燃料の温度と同じであり、電子部品の周囲温度が高くなるのを防いでいる。

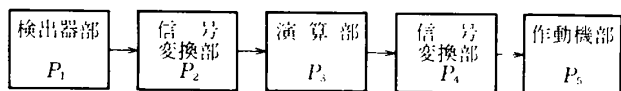


図 222 エンジン制御装置信頼度モデル

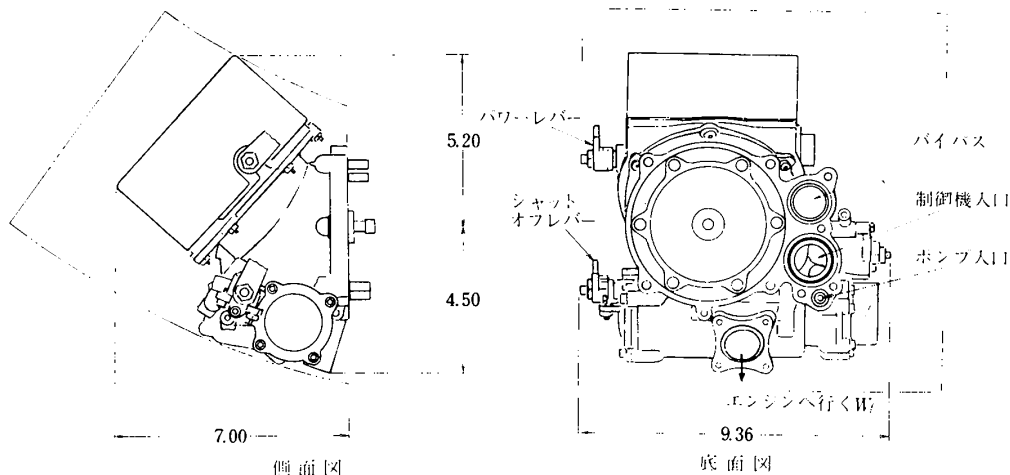


図 223 一体化された電気油圧制御装置<sup>113)</sup>



(ii) 故障時対策

次に故障時の対策について考える。すでに10.(3), (ii)において示したように現在の電子回路の信頼性は相当に高く、これを正しく用いれば相当の信頼度の高い装置が構成されるはずである。しかしながらエンジン制御装置の場合、検出器においてはその置かれる周囲環境条件が厳しいこと、演算部においては制御機能が多いため用いられる電子部品数が多いこと、等の理由によって現状では油圧機械ほどの信頼性を期待するのは困難である。そこで検出器、演算部の故障時対策を施すことにより制御系全体の完全性を高める必要がある。作動機部の故障対策には、故障時にはエンジンを停止する等のフェイルセーフ機構を採用し、航空機全体としての安全は他のエ

ンジンによって確保するものとする。

故障時の安全対策として通常用いられるものに、フェイルセーフ (fail-safe) 機構や冗長要素 (redundancy) がある。フェイルセーフ機構とは、装置と構成する部品が故障した時に装置の動作が安全側に移動するか又は、装置の有する最少限の機能を確保するようにした機構を言う。例えば作動機の入力側にあらかじめ許し得る程度のバイアス誤差を与えておき、制御ループが切れた時は常に安全な方向に移動するようにしたものがある。またエンジン制御装置について言えば、検出器や演算部が故障で動作不能になった時でも作動機部がエンジン制御装置として最少限の機能を果せるようにしておくのもその1つの例である。この最少限の機能としてどの

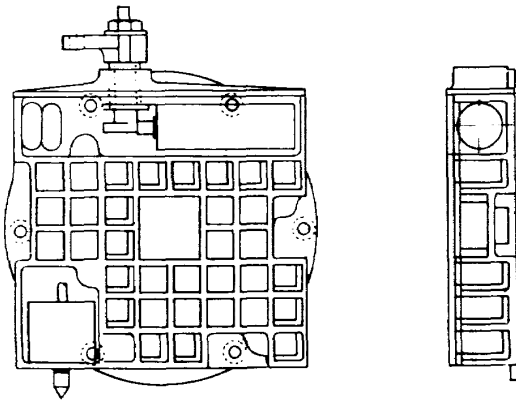
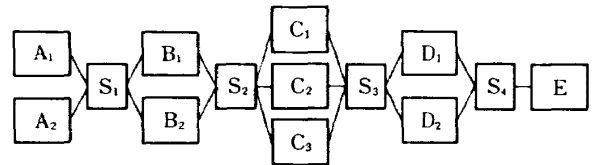
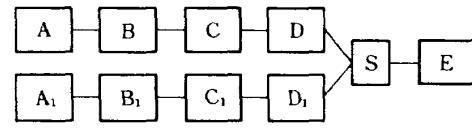


図 224 燃料冷却形電気回路パッケージ



(a) 直列方式



(b) 並列方式

A: 検出器部 B: 信号変換部 C: 演算部 D: 信号変換部  
E: 作動機部 S: 故障検出及び処置回路

図 225 冗長要素の取り入れ方の例

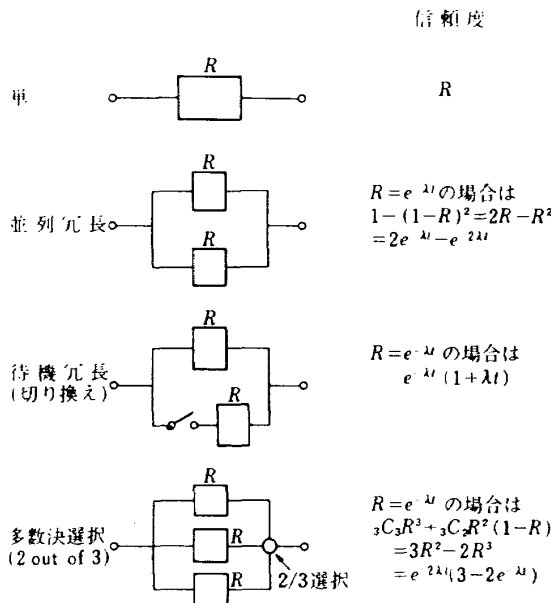
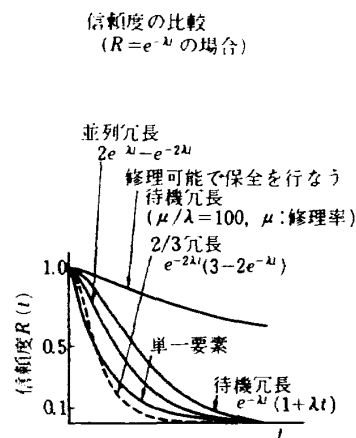


図 226 代表的な冗長要素とその信頼性



ようなものをえらぶかは、エンジン自体の安全な作動および操縦という観点から決められる。演算回路の場合には、回路に故障が発生したり電源に故障が起きたときに回路出力を安全側に凍結する方式が考えられる。

次に冗長要素の採用について述べる。これは基本的エンジン制御装置以外に、それと同様の機能を有する制御システムを用意しておき、基本制御系の故障を発見したり基本制御系に代わって動作したりするものである。これには数多くの方法が提案されており各々の方法を採用した時の信頼性の向上に関する計算方法も示されている。冗長要素の採用に当たってまず問題となるのは制御系のどのレベルに冗長要素を用いるべきかということである。例えば演算部内の回路や検出器の各々に冗長要素を設けるか、あるいはまた演算部と検出器とを合わせた全体の冗長要素を採用するかということである（図225参照）。これには各部を構成する部品の信頼性と制御系の構造等が関係するので、冗長要素を正しく使い分けるためには解析的な手法を用いて検討しなければならない。これについては多くの文献が発表されているからここでは扱わない。図226に代表的な冗長要素とそれを用いた時の信頼度の変化の様子を示す。図226中待機冗長は基本制御系が正常に作動している時は作動せず待機しており、故障時には人間が手動的に切り換えることにより作動するものである。また多数決選択は並列に配置された複数個の制御装置の出力を比較して多数決により誤りを検出し、正しい出力を撰択して出力するものである。並列冗長は通常の制御装置では実現困難な場合が多い。図より待機冗長が最も信頼度が高く、次いで多数決選択（3重系）、単一要素の順になる。しかしこれは次のような条件のもとに言える。

- (イ) 待機冗長において、基本制御系が故障した時に待機制御装置への切り換えが確実に速に行なわれる。
- (ロ) 制御装置の使用期間が単一要素の平均故障間隔MTBFより短い。

もし条件(イ)が成立しなければ待機冗長の信頼度は急速に低下する。また条件(ロ)が成立しない場合、すなわち制御装置を単一要素のMTBF以上の時間用いるときには、多数決選択方式は単一要素よりも信頼度が落ちる。

冗長要素の使用に関して更に注意すべきことは、故障時に基本制御系に代わって作動する補助制御装置（冗長要素）の性質である。まず第一に補助制御系は故障に関して基本制御系と独立していなければならない。例えば電源を共有していたり（電源の信頼度を特に高くとっている場合は別である）、基本制御系の故障が補助制御系の故障を誘発したりしてはいけない。次に補助制御系はいつでも作動できる状態に維持されていなければならない。そのためには補助制御装置のモニタリングを必要とする。

以上検出器部、演算部の信頼度の不足（油圧—機械式作動機部に比較した）を補うための手段としてのフェイルセーフ機構、冗長要素についてその要点を説明した。

**(3) 完全性を考慮した電子式エンジン制御装置の基本的構想**

(2)において、図221に示した基本的エンジン制御装置の完全性を増すための方法について検討した。図227はこの検討にもとずいて図221に示した制御系を修正したものであり、その完全性を増すために種々の対策がとられている。以下にその主要部分を説明する。

(a) 検出器部、信号変換部（入力側）

検出器、ケーブル、信号変換部（マルチプレキサー、

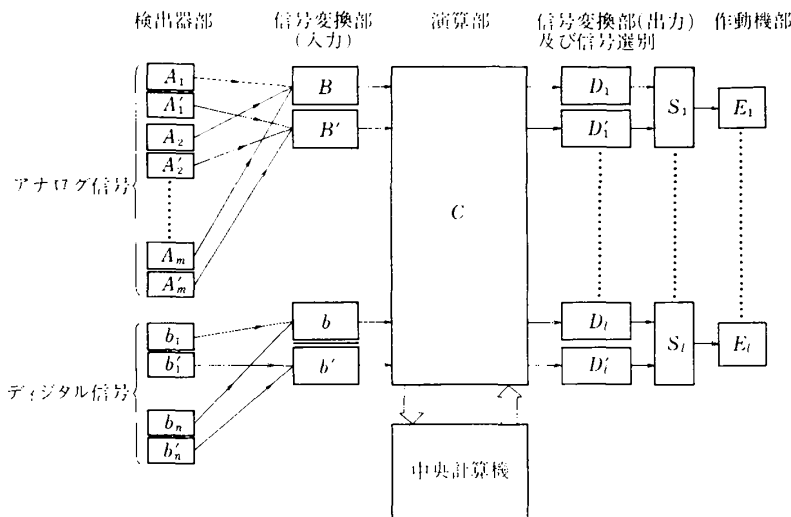


図 227 完全性を考慮したエンジン制御装置

A/D変換器、カウンタ等より成る)は2重系又は3重系を採用することにより信頼性を増している。故障の検出は演算部が行なう。

(b) 演算部

演算部は入出力装置を制御する部分、演算部分、中央計算機とのデータの交換を制御する部分等から成る。冗長要素を用いたロジック回路を用いることにより信頼性を高めたり、ハードウェア上で回路の故障の診断、通告を行なう。この目的のためにはマイクロエレクトロニクスを主体とした設計を必要とする。演算部分の機能としては制御系の完全性を増すために、検出器や信号変換器の故障の発見と処理、自分自身が故障した時の中央計算機との交替又は作動機部と演算部との電気的な切り離し等も含まれる。

(c) 信号変換部 (出力側)

これはD/A変換器、サーボ増幅器等から成り、入力側と同じく図226における並列冗長又は多数決選択が採用される。故障の検出は演算部が行なう。

(d) 作動機部

作動機には図227に示すものが含まれる。作動機部は油圧一機械によって非常に信頼度を高く製作されるものとし、冗長要素は用いない。またその動作は中央計算機によってモニタリングされており、万一故障した場合にはフェイルセーフ機構により作動機の動作部分の位置を安全側に移動するとともにエンジンをストップする。検出器、信号変換部あるいは演算部に故障が発生し動作不

能になった場合には作動機は電氣的にこれから切り離され、パイロットにより手動操作される。この場合完全性を高める目的から作動機には、エンジンを安全に作動させしかも航空機がミッションを成し遂げて無事着陸することができるに必要な最少限の制御機能が組み込まれている。この機能には、スラストレバー位置に対応した燃料供給機能、最大回転数制限機能、アイドリング回転数維持機能、可変静翼および抽気制御機能等が含まれる。

(e) 中央計算機

中央計算機は機体内部に設置され、信号伝送ケーブルによってエンジン制御装置に結ばれている。この計算機はエンジン制御専用にも設置されることもある。飛行制御装置用、自動スロットル用、モニタリングシステム用の計算機のいずれかが用いられることもある。その機能は検出器、演算部、信号変換部、作動機、冗長要素等の故障を検出して演算部を通して適当な処置を行なうのが第一である。また場合によっては演算部が故障した時にその代わりにすることも考えられる。図228は英国スミス社が研究中のデジタルエンジン制御装置の系統図である。検出器から信号変換部、演算部までが2重系になっている。論理回路にはMOS-LSIが用いられ、プログラムやデータはリードオンリ(read only)MOSメモリーに記憶されている。回路素子は6インチ3インチの多層プリント配線板上に置かれている。MOS素子はラバーバックで包装されている。

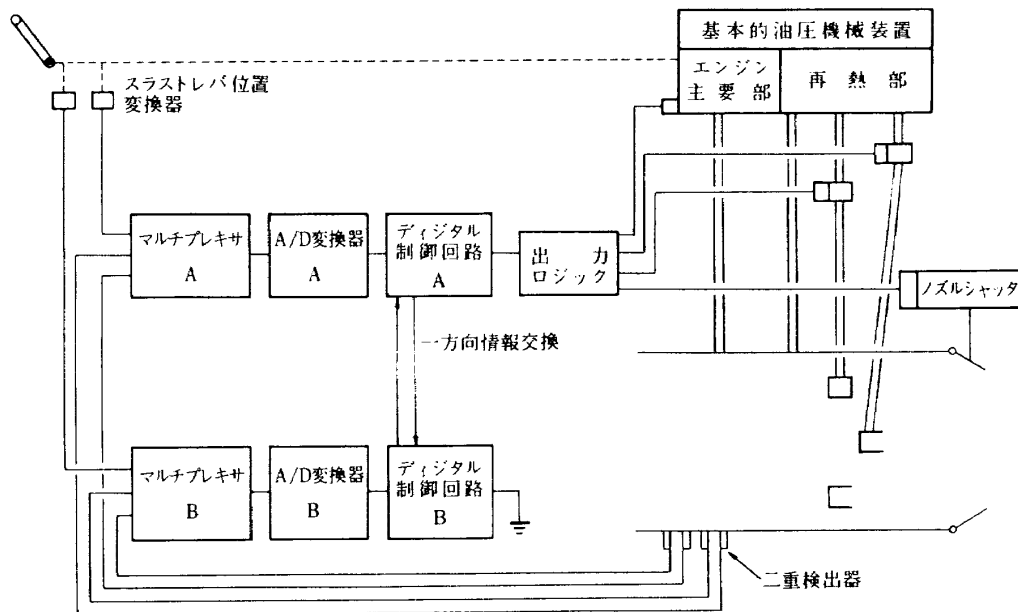


図 228 2重デジタルエンジン制御システム

\*\* これには Error Correcting Code , Quaded logic , 3重系等数多くの方法が提案されている。

## 12. 結 論

フロントファンエンジンのデジタル式エンジン制御装置の基本的構想を決定するために、本報告の冒頭で述べた項目(1)~(5)の各段階にわたる検討を行ない、フロントファンエンジンの制御とは何かを明らかにした(図178)。またデジタル計算機の融通性、油圧-機械方式の高信頼性、速い応答性等のすぐれた特性を生かしたエンジン制御装置の基本構想を示した(図221)。更にこれをエンジン制御装置の完全性という観点から修正し、図227に示すデジタル式エンジン制御装置の基本構想を示した。

## 参考・引用文献

- 1) 財団法人 機械振興協会経済研究所；世界航空用エンジンの歴史と現況(昭和43年6月)
- 2) O. E. Lancaster ; Jet Propulsion Engines (1959), Princeton University Press.
- 3) 八田, 高田, 松木ほか；ガスタービン・ジェットエンジン・ロケット(昭和31年), 山海堂
- 4) 守田公正；ボーイング747機用JT9Dエンジン(上), 内燃機関9巻7号
- 5) 守田公正；ボーイング747機用JT9Dエンジン(下), 内燃機関9巻8号
- 6) J. J. Kramer et al.; Noise Reduction, Aircraft Propulsion NASA SP-259
- 7) 松木, 鳥崎；ファンエンジンの動向, 日本機械学会誌 Vol-73, №617. (Jun 1963)
- 8) 鳥崎, 森田, 関根；ファンエンジンの性能に関する考察, 航技研報告 TR-317
- 9) H. H. Ellerbrock et al.; Turbine Cooling Research, Aircraft Propulsion NASA SP-259
- 10) 高原ほか；タービンの研究, 内燃機関 Vol11, №2 (1972)
- 11) 藤井, 西脇, 五味ほか；フロントファンの研究, 航技研報告 TR-267
- 12) Melvin J. Hartman et al.; Fan and Compress Technology. Aircraft Propulsion NASA SP-259
- 13) ベ・エス・ステーチキン編；ジェットエンジン理論, コロナ社
- 14) 藤原源吉；ジェットエンジンの性能無次元表示, 航空技術 №114
- 15) A. J. Sobey, A. M. Suggs; Control of Aircraft and Missile Power Plants, John Willy & Sons Inc., (1963).
- 16) J. R. Moorehead; Development of the Boeing SST Inlet, Control and Power System, SAE Paper 670318.
- 17) J. B. Taylor; Inlet Duct-Engine Exhaust Nozzle Airflow Matching for the Supersonic Transport, The Aeronautical Journal of the Royal Aeronautical Society, (June, 1968).
- 18) David N. Bowditch et al.; Supersonic Cruise Inlets, Aircraft Propulsion SP-259.
- 19) 大鳥行男；新しい航空工学入門, 航空技術, №189-201
- 20) W. S. Viall; The Engine Inlet on the 747, ASME Publication 69-GT-41, GTR-2191.
- 21) C. C. Higgins, J. N. Smith, W. H. Wise; Sonic-Throat Inlets, NASA SP-189
- 22) J. H. Povolny et al.; Effects of Engine Inlet Disturbances on Engine Stall Performance, Aircraft Propulsion NASA SP-259.
- 23) R. J. Lubick, L. E. Wallner; Stall Prediction in Gas-Turbine Engines, Trans. of the ASME series D, vol. 81 (1959).
- 24) H. W. Emmons et al.; A Survey of Stall Propagation—Experiment and Theory, Trans. of the ASME series D, vol. 81 (1959).
- 25) Gino Sovran; The Measured and Visualized Behaviour of Rotating Stall in an Axial-Flow Compressor and in a Two-Dimensional Cascade, Trans. of the ASME series A, vol. 81 (1959).
- 26) 須之部量寛, 藤江邦男ほか；ガスタービン, 共立出版
- 27) 中西正義；JT3エンジンとその整備(7) 航空技術 №52
- 28) 鈴木邦男ほか；ガスタービン燃焼器, 航技研報告 TR-208
- 29) 大山耕一；高圧力比多段軸流圧縮機の研究(I) 可変静翼及び抽気について, 日本機械学会関西支部第225回講演会論文集(昭和45年11月)
- 30) 大山耕一；高圧力比多段軸流圧縮機の研究(II) 空力設計について, 日本機械学会第50期全国大会講演会論文集(昭和47年8月)
- 31) 森田光男；航空機用多軸ファンエンジンの設計点

- 外性能計算 (第1報) 定常運転性能計算法, 日本機械学会第46期通常総会講演会論文集
- 32) W. R. Hawthorne, W. T. Olson; Design and Performance of Gas Turbine Power Plants, Princeton University Press, 1959.
- 33) V. L. Larrowe, M. M. Spencer; Analogue Computer Simulation of Gas Turbine Engines for Control Study, Gas Turbine Fuel Control Analysis and Design, SAE paper PT-9.
- 34) H. I. H. Saravanamuttoo; Analog Computer Study of the Transient Performance of the Orenda 600 Hp Regenerating Gas Turbine, ASME Paper 63-AHGT-38, (1963).
- 35) J. F. Dugan, Jr.; Compressor and Turbine Matching, NASA SP-36 (1965).
- 36) H. I. H. Saravanamuttoo, A. J. Fawke; Simulation of Gas Turbine Dynamic Performance, ASME Paper 70-GT-23 (1970).
- 37) A. J. Fawke, H. I. T. Saravanamuttoo; Experimental Investigation of Method for Improving the Dynamic Response of a Twin-Spool Turbojet Engine, ASME Paper 71-GT-14, (1971).
- 38) A. J. Fawke, H. I. H. Saravanamuttoo; Digital Computer Methods for Prediction of Gas Turbine Dynamic Response, SAE Paper 710550 (1971).
- 39) 西尾, 杉山, 越沼, 大畑, 橋本; エンジン動特性の実時間シミュレーション, 航技研報告TR-283
- 40) E. H. Davison; Analysis of Two-Spool Turbo-prop Engine Characteristics, NACA RM E57C21(1957)
- 41) W. B. Gist, L. R. Woodworth; Approximate Method for Determining the Performance of Gas Turbine Engines, RAND RM-1205 (1954).
- 42) J. F. Dugan, Jr.; Component Operating Trends during Acceleration and Deceleration of two Hypothetical Two-Spool Turbojet Engines, NACA RM E54L28.
- 43) J. J. Rebeske, Jr., J. F. Dugan, Jr.; Acceleration of High-Pressure-Ratio Single-Spool Turbojet Engine as Determined from Component Performance Characteristics II—Effect of Compressor Interstage Bleed, NACA RM E53E06 (1953).
- 44) Engine Control Systems Study as Applied to Inter-Engine Thrust Control, AD 709411.
- 45) R. W. Koenig, L. H. Fishbach; A Program for Calculating Design and Off-Design Performance for Turbojet and Turbofan Engines, NASA TND-6552.
- 46) L. H. Fishbach, R. W. Koenig; A Program for Calculating Design and Off-Design Performance for Turbojet and Turbofan Engines, NASA TND-6553.
- 47) 大鳥行男; 新しい航空工学入門, 航空技術 66 192
- 48) 樋口一雄, 百名盛之ほか; ジェット輸送機の操縦のタスク・アナリシス, 航技研報告 TR-215
- 49) A. A. Shevyakou; Automation of Aircraft and Rocket Powerplants, AD 696298
- 50) A. Sadley, S. Tweedy et al.; The Electronic Control of Gas Turbine Engines, J. of the Royal Aeronautical Society, (July 1965).
- 51) 西尾, 遠藤, 杉山, 越沼, 大畑; リフトジェットエンジン JR100Hの動特性について, 航技研報告 TR-238
- 52) B. C. Kuo; Automatic Control Systems, Prentice-Hall, Inc. (1963).
- 53) L. A. Zalmanzon, B. A. Cherkasov; Control of Gas-Turbine and Ramjet Engines, NASA TT F-41.
- 54) Automatic Control of Aircraft Engines, AD-426674.
- 55) 佐藤陽, 川島 司; タービンエンジン, 航空技術 66 153-179
- 56) Pratt & Whitney Aircraft ; JT9D Commercial Turbofan Engine Installation Handbook, (March 1967).
- 57) 航技研原動機部; 高温タービン試験設備及びその計測装置, 航技研報告 TR-282
- 58) G. M. Babic, L. A. Urban; Engine Vane Control, ASME publication 69-GT-14, GTR-2164.
- 59) Theodore F. Gerus et al.; A Temperature-Schedule Acceleration Control for a Turbojet Engine and its Use with a Speed Control, NACA RM E57I18a.
- 60) P. M. Steglic et al.; Experimental and Analytical Investigation of Acceleration Regulating Control NACA RM E56C07.
- 61) R. J. Bussolari; The JT-9D Engine Control Systems. SAE paper 690405.
- 62) D. A. Evens; Control Concepts for a High Bypass Aircraft Turbofan Engine, SAE paper 690403.
- 63) E. H. Warne; Lucas Fuel System and Electric

- Applied on the RB-211 Engine, SAE 690404.
- 64) 航空工学講座Ⅻ 航空用タービン発動機(Ⅱ), 社団法人 日本航空整備協会
- 65) 航空工学講座Ⅻ 航空用タービン発動機(Ⅲ), 社団法人 日本航空整備協会
- 66) R. L. Paquette; Fuel System, Controls, Instrumentation and Accessories, Sawyer's Gas Turbine Engineering Handbook Gas Turbine Publications, Inc. pp. 122~
- 67) K. B. Kochanski, D. W. Leiby; Design Integration The Key To Effective Engine Condition Monitoring, SAE paper 710447.
- 68) H. J. Moses; Electronic Engine Condition Analysis System, SAE paper 710488.
- 69) E. S. Barc, R. Wellington; A Gas Turbine Laboratory with Computer Controlled Data Acquisition, SAE paper 680564.
- 70) William Brenner; On-board Checkout Approach to Engine Diagnostics—It can work, AIAA paper No. 71~651.
- 71) R. F. Brown et al.; Monitoring Equipment for Turbine Engine Development, Instrumentation in the Aerospace Industry, vol. 14, ISA.
- 72) K. B. Kochanski, D. W. Leiby; A Systems Approach to Engine Condition Monitoring, AIAA paper No. 71~652.
- 73) M. S. Edwards, A. P. Pennock; Development of C-5A Propulsion System Monitoring, Instrumentation in the Aerospace Industry, vol. 15, ISA.
- 74) W. J. Mozak, Jr.; Airbone Integrated Data System Instrumentation in the Aerospace Industry, vol. 14, ISA.
- 75) J. S. Howell; Howell Engine Hot Section Analyzer and Its Applications, Instrumentation in the Aerospace Industry, vol. 14, ISA.
- 76) E. L. Elswood, D. B. Gish; Vibration Monitoring as a Fool for Turbine Engine Malfunction Detection, Instrumentation in the Aerospace Industry, vol. 15, ISA.
- 77) E. S. Eccles; Flight Management by Digital Computers, World Aerospace System, vol. 2, No. 1 (June, 1966).
- 78) D. A. Rush; Electrical Control of Gas Turbines, FLIGHT (June, 1962).
- 79) 西尾, 遠藤, 杉山; エンジン制御の研究(Ⅱ), 内燃機関, Vol. 11, No. 4 (1972)
- 80) C. E. G. Payne, Olympus 593 Control System, Aircraft Engineering (April, 1967).
- 81) 浜谷博ほか; 電子式燃料管制装置の試作研究, 鳥津評論, 第27巻第2号
- 82) B. E. Blackaby; Electrical Controls for Gas Turbines, SAE Paper 804A.
- 83) Kenneth A. Teumer; Electronic Versatility for Fuel Economy in Turbine Powered Vehicles, Woodward Company.
- 84) Ronald Falk; Digital Techniques Applied to the Control of Gas Turbine Engine, SAE paper 650528.
- 85) E. S. Eccles, A. G. Shutler; Digital Computer Control of Gas Turbine Engines, ASME 70-GT-40.
- 86) W. G. E. Lewis, J. E. Munns; Digital Control of Aircraft Powerplants, The Aero. Jour. of the Royal Aero. Society, vol. 782 (Nov., 1968).
- 87) H. J. Goodfriend, W. B. Gaillard; Digital Electronic Programmable Turbine Engine Control System, 21s Annual Instrumentation Society of America Conference and Exhibit, 24~27 (1966).
- 88) 西尾, 遠藤, 杉山, 越沼, 松田; ジェットエンジンのデジタル制御, (I)設備および予備実験, 航技研報告 TR-281
- 89) 西尾, 遠藤, 杉山, 越沼, 松田; 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回転数および加減速制御, 航技研報告 TR-
- 90) 塩見弘; 信頼性入門, 日科技連出版社
- 91) R. A. Short; The Attainment of Reliable Digital Systems through the Use of Redundancy—a Survey, IEEE Computer Group News (March, 1968).
- 92) E. J. Nalos, R. B. Schulz; Reliability and Cost of Avionics, IEEE Trans. on Reliability.
- 93) G. L. Schnable, H. J. Ewald et al.; MOS Integrated Circuit Reliability, IEEE Trans. on Reliability vol. R-21, No. 1 (Feb., 1972).
- 94) D. O. Baechler; Aerospace Computer Characteristics and Design Trends, IEEE Computer (Janu./Feb., 1971).
- 95) E. H. Bersoff, M. E. Hope; Modular Computer Research, IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, vol. AES-6, No. 1 (Janu., 1970).
- 96) L. C. Hamiter Jr.; How reliable are MOS IC's. As good as bipolars, says NASA, Electronics

- (June 23, 1969).
- 97) Rein Teoste; Digital Circuit Redundancy, IEEE Trans. on Reliability (June, 1963).
- 98) I. E. Marvin; Temperature Indicating Means for Gas Turbine Engines, United States Patent 3,377,848.
- 99) 竹矢一雄ほか; ハイブリッド計算機によるガスタービンシミュレータの開発, 三菱重工技報, Vol. 9, No. 5, Sept. 1972
- 100) C. E. Bentz; Propulsion System Controls Capabilities and Future Requirements, ASME 68-GT-62.
- 101) 工業計測技術大系編; 圧力・真空・レベル測定, 日刊工業新聞社
- 102) Ronald Eckard; Strain Gage Transducers and Applications, Fundamentals of Aerospace Instrumentation, ISA vol. 1 (1968).
- 103) F. J. Walker; Variable Reluctance Type Pressure Transducers or Devices using Magnetic Effects, Fundamentals of Aerospace Instrumentation, ISA vol. 1 (1968).
- 104) 山家, 紫田; 超音波による気体温度測定法, 第1報, 日本機械学会論文集 31巻225号(昭40-5)
- 105) 工業計測技術大系編; 温度, 日刊工業新聞社
- 106) 西尾, 遠藤(征), 遠藤(篤); ガスタービン用流体温度検出器, 航技研報告, TR-265
- 107) Alvin B. Dugar; C. I. T. Sensors—A Design Evolution, ASME 69-GT-18.
- 108) Donald J. Curtis; Temperature Transducers and Measurement, Fundamentals of Aerospace Instrumentation, ISA vol. 1 (1968).
- 109) 工業計測技術大系編; 流量(上), (下), 日刊工業新聞社
- 110) 二木久夫; サーミスタとその応用, 日刊工業新聞社 (1969)
- 111) Ernest R. Peake et al.; Solide-State Digital Pressure Transducer, IEEE Trans. vol. ED-16, No. 10 (1969).
- 112) 加川, 坪田; 圧力, 温度, 湿度を周波数変化で測定するための振動子, 日本音響学会誌 29巻3号
- 113) W. C. Peck; Microelectronics in Fuel Controls, SAE PT-9.
- 114) 高田 ; AC-8-62型のエンジン, 航空技術, No. 157
- 115) K. J. Stein; Digital Control Mounts on Jet Engine, Aviation Week & Space Technology, January 1, 1973.
- 116) A. Marshall Gaylord, W. A. Compton; High Temperature Sensors for Small Gas Turbines, AD-866979.
- 117) K. Grahl, et al.; Off-Design Behavior for Axial Flow Compressor Stages with Invariable and Variable Geometry Blades, AD-767265.
- 118) 日経エレクトロニクス, 11-17, 1975
- 119) E. M. Greitzer; Surge and Rotating Stall in Axial Flow Compressors, ASME Paper No. 75-GT-9, 10.
- 120) 石田, 清水, 半導体素子, コロナ社
- 121) R. J. Lubick, L. E. Wallner, Stall Prediction in Gas-Turbine Engines, ASME TRANS, Journal of Basic Engineering Sep. 1959.

## 付録1 ジェットエンジン性能 の無次元表示<sup>(13),(14)</sup>

産業用ガスタービンと異なり航空用ガスタービンにおいては、その周囲環境条件は飛行高度、機速、飛行経路などにより広範囲に変わる(付図1)。このような状態ではジェットエンジンの圧縮機の作動はどのような影響を受けるかを考えてみる。

飛行条件と大気条件の変化の範囲が比較的小さいときには、エンジン回転数一定は流入空気容積流量一定に対応するものと考えてよい。いま圧縮機入口の空気圧力が変化したとすると、圧縮機のすべての断面の圧力は入口に比例して変化するが、温度と速度は変化しないことが実験的に確かめられている。この場合は明らかに圧力比と効率は変化しない。しかし空気の重量流量と圧縮機を回転するのに必要な動力は入口圧力に比例して変化する。圧縮機入口温度の変化は、その仕事に対して最も著しい影響を及ぼす。それは特に圧縮機の圧力比と効率に変化をきたす。したがって圧縮機特性は変わってくる。圧縮

機に流入する空気温度が低下すれば圧力比は増大し、空気温度が上昇すればその逆の影響を及ぼす。これは次のように説明される。回転数と流入空気容積が一定であれば圧縮機を駆動するのに必要な仕事は実際に変化しない(圧力一定)。この条件は近似的にはあるが成立する。このとき  $kT_1(\pi^{0.286}-1)$  に等しい断熱仕事は大たい一定である(ただし  $k$  は定数、 $T_1$  は圧縮機入口温度、 $\pi$  は圧縮機圧力比)。そのため入口空気温度が低いほど、その圧力比は大きくなる。

飛行状態の変化は、圧縮機に流入する空気の圧力と温度の変化をきたし、圧縮機の仕事に影響を及ぼす。飛行速度が増大すれば、圧縮機入口の圧力、温度および空気密度が同時に変化する(空気のもつ運動エネルギーにより圧縮機前で空気の圧縮が起こるため)。圧縮機に流入する空気温度の上昇は圧力比の減少を起こすが、空気密度の増加は重量流量の増大と所要動力の増大を伴う。飛行高度が増大すれば圧縮機入口の空気温度と空気密度は減少する。これは圧力比の増加をひき起し空気重量流量の減少と圧縮機所要動力の減少を伴う。

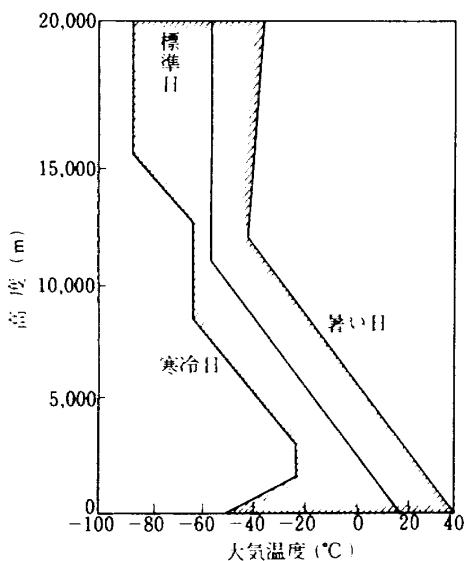
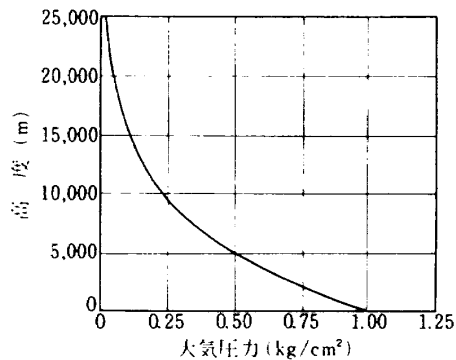
以上のように圧縮機入口における状態量、特に温度の変化が圧縮機の基本データにいちぢるしい影響を及ぼすことがわかる。それゆえ入口の条件をいろいろ変化させた場合の、空気流量に関する特性は、それぞれ別個に考えなくてはならない。このような事情から圧縮機のデータを同一の大気状態のデータに修正する必要がある。あるいはまた、大気条件と飛行条件が変化しても変化しないような普遍的な無次元パラメータによって特性を表示する必要がある。圧縮機の特性表示に用いられるこのような量を作るためには、流体力学の相似則におけるガス流れ(空気流れ)の相似に関する問題を調べてみる必要がある。

相似論における  $\pi$  定理とは次のようなものである。即ち、「ある問題において測定量(次元定数を含む)  $x_1, x_2, \dots, x_m$  が  $m$  個よりなるとし  $f(x_1, x_2, \dots, x_m) = 0$  なる式で表わされるとする。基本単位の数  $n$  個とすると、 $x_1^a, x_2^b, \dots, x_m^c$  の積によって無次元量  $\pi$  を作れば、無次元量の数は  $(m-n)$  個であり、 $f=0$  なる式は  $F(\pi_1, \pi_2, \dots, \pi_{m-n}) = 0$  なる式に置きかえられる」というものである。この  $\pi$  定理にもとづく考察によれば、幾何学的に相似な機関の力学的相似はそれぞれの機関の対応する点における無次元数である  $R_e$  数、 $F_r$  数、 $M$  数、 $P_e$  数が等しいときに達成される。ここに

$$R_e \text{ 数 (レイノルズ数) とは } R_e = UD/\nu,$$

$$F_r \text{ 数 (フラウド数) とは } F_r = U^2/D_g,$$

$$M \text{ 数 (マッハ数) とは } M = U/a,$$



付図1 高度と大気圧力および温度との関係<sup>(15)</sup>  
(全変化の90%)



$P_r$  数 (ペクレ数) とは  $P_r = xU/\alpha_T$ , のことである。ただし  $U$ : 流体の速度,  $D$ : 代表寸法,  $\nu$ : 動粘性係数,  $g$ : 重力の加速度,  $a$ : 音速,  $x$ : 流れに沿う路離,  $\alpha_T$ : 空気の温度伝導率, である。さらにこれをジェット機関における実際の流れにあてはめて考えた場合には,  $R_g$  数が比較的大きく無視でき,  $F_r$  数は重力の影響を示す変数であるから無視でき, 空気の場合は  $P_r$  数  $\doteq R_g$  数であるからこれも無視でき (このことは機関内部の熱交換及び外周との間の熱交換が無いと仮定したことになる), さらに対応する点の比熱比は一定であると仮定すると結局, 次のことが言える。

「幾何学的に相似な機関通路内のガスの相似流れはただ, 通路のどれか一致した断面, 例えば圧縮機入口 (ファンエンジンの場合はファン入口) あるいは出口におけるそれぞれの  $M$  数が等しいことだけで保証される。」

ジェットエンジンのような回転機関の圧縮機あるいはタービンなどの場合には, 流体は回転している通路内を流れることになるから, 流れの力学的相似を保つためには圧縮機あるいはタービンに直角な方向 (軸流方向) への流れのマッハ数  $M_a$  と, 回転周速度のマッハ数  $M_u$  が同一でなければならない。即ち  $M_a = U_i/a_i$  と  $M_u = u/a_i$  が同一でなければならない。ところで

$$M_a = U_i/a_i \propto AU_i/\sqrt{T_{t_i}} \propto W_a\sqrt{T_{t_i}}/P_{t_i}$$

$$M_u = u/a_i \propto N/\sqrt{T_{t_i}}$$

となるが,

$$T_{t_i} = T_{t_i} f_1(M_a), P_{t_i} = P_{t_i} f_2(M_a) \quad \text{であるから,}$$

$$M_a \propto \frac{W_a\sqrt{T_{t_i}}}{P_{t_i}} f_3(M_a), M_u \propto \frac{N}{\sqrt{T_{t_i}}} f_4(M_a) \text{ となり,}$$

$W_a\sqrt{T_{t_i}}/P_{t_i}, N/\sqrt{T_{t_i}}$  を与えれば  $M_a, M_u$  が決まり力学的相似が成立する。その結果圧力比  $P_{t_0}/P_{t_i}$ , 効率  $\eta$ , 温度比  $T_{t_0}/T_{t_i}$  が一義的に決まる。なお, 通常は  $T_{t_i}$  の代わりに  $\theta_i = T_{t_i}/T_{SR}, P_{t_i}$  の代わりに  $\delta_i = P_{t_i}/P_{SR}$  を用いている。故に圧縮機及びタービンにおいては

$$P_{t_0}/P_{t_i}, \eta, T_{t_0}/T_{t_i} = f(N/\sqrt{\theta_i}, W_a\sqrt{\theta_i}/\delta_i)$$

と表わされる。

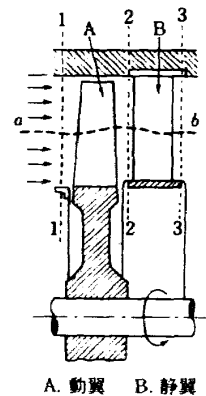
以上は  $\pi$  定理からジェット機関の力学的相似条件を導き, それをもとに修正変数を求めたのであるが, これらは  $\pi$  定理から直接求めることができる。付表1の3番目の欄にはこのようにして求めた無次元数 (エンジン性能を表わす無次元燃料流量, 無次元推力も示してある) を示した。\* また修正変数の欄には相似なエンジンの特別な場合として同一のエンジンの異なる環境下での性能の比較検討に用いられる修正変数を示した。

付録2 速度三角形, 流量係数, ひねり

付図2は軸流圧縮機の1つの段を示す。付図3は動翼

付表1 各種変数の無次元表示量と修正量

性能量	測定値	無次元表示量	標準大気状態への修正量 (同一型式エンジン間)
推力	$F$	$\frac{F}{PD^2}$	$\frac{F}{\delta}$
空気流量	$W_a$	$\frac{W_a\sqrt{T}}{PD^2}$	$\frac{W_a\sqrt{\theta}}{\delta}$
燃料流量	$W_f$	$\frac{W_f}{PD^2\sqrt{T}}$	$\frac{W_f}{\delta\sqrt{\theta}}$
回転数	$N$	$\frac{ND}{\sqrt{T}}$	$\frac{N}{\sqrt{\theta}}$
燃料消費率	$sfc$	$\frac{W_f}{F\sqrt{T}}$	$\frac{W_f}{F\sqrt{\theta}}$
温度	$T_n$	$\frac{T_n}{T}$	$\frac{T_n}{\theta}$
圧力	$P_n$	$\frac{P_n}{P}$	$\frac{P_n}{\delta}$
トルク	$Q$	$\frac{Q}{PD^3}$	$Q/\delta$



付図2 軸流圧縮機段

\*\*  $\pi$  定理にもとずいた次元解析の結果によれば, 定常状態においては単軸エンジンの場合 (複軸エンジンの場合はコアエンジンを単軸エンジンと見なす)

$$F_g/\delta_2 = h_1 (N/\sqrt{\theta_2}, M)$$

$$W_f/\delta_2\sqrt{\theta_2} = h_2 (N/\sqrt{\theta_2}, M)$$

$$T.S.F.C./\theta_2 = h_3 (N/\sqrt{\theta_2}, M)$$

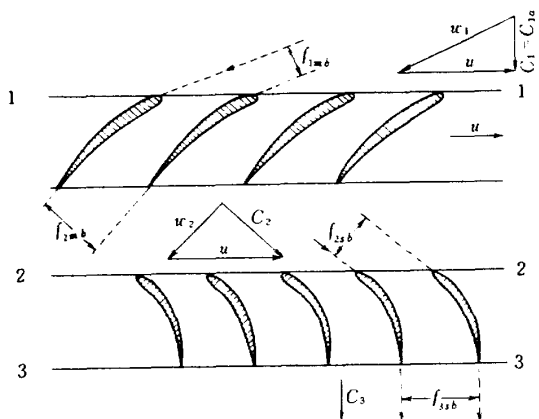
と表わせる。ただし T.S.F.C. (燃料消費率) は燃料流量を推力で除したもので即ち単位推力を出すのに必要な単位時間当りの燃料流量である。

を通過する空気の相対運動と、静翼を通る流れの絶対運動の流線を示す。図からわかるように2つのとなり合った翼の間の通路断面積は流れの方向に大きくなっている。すなわち  $f_{2ab} > f_{1ab}$  となっている。このため動翼内の空気の相対速度は減少し ( $w_2 < w_1$ )、圧力は上昇する ( $P_2 > P_1$ )。通路断面積の増大は動翼を通る空気流れの転向に直接関連している。そのため、動翼出口の相対速度  $w_2$  は翼車の回転面にたいして速度  $w_1$  より大きなかたむきを成している。動翼後の絶対速度は、相対速度  $w_2$  と周速度  $u$  のベクトル和として求められる (速度三角形)。流れは動翼によって曲げられるから速度  $C_2$  は、翼車の回転方向にかたむいている。この速度をもって空気は静翼に流入する。そこで、流れは反対方向にむけられて、静翼後の速度  $C_3$  はふたたび軸方向に向けられる (予施回のない場合)。静翼内の流れは、動翼内の流れと同様に隣接する翼によって作られる。各通路断面積の増大によって流れの転向が行なわれる。面積は  $f_{3ab} > f_{2ab}$  となっている。したがって静翼内の空気

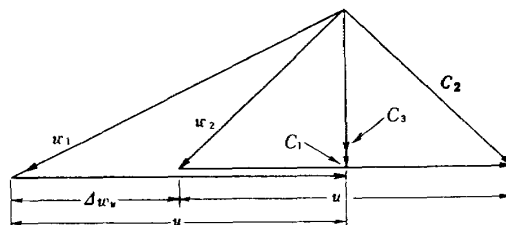
速度は減少し ( $C_3 < C_2$ ) 圧力は上昇する ( $P_3 > P_2$ )。付図3に示してある断面1-1と2-2の速度三角形を重ねて付図4のように書き、段の速度三角形と呼ぶ。これは静翼から流出する (動翼に流入する) 絶対速度が軸方向を向いている場合の図であるが、軸方向に対していくらかの角度をもつ一般の場合の段の速度三角形は付図5に示し、一般的に用いられている記号を示す。図中  $\Delta w_u$  をひねりと呼ぶ。また軸流速度  $C_a$  の周速度  $u$  に対する比 ( $\phi = C_{1a}/u$ ) を、流量係数と呼ぶ。このとき、動翼によって流れに与えられる有効仕事は  $L_c = u \Delta w_u / g$  となる。

### 付録3 軸流圧縮機のストール及びサージング

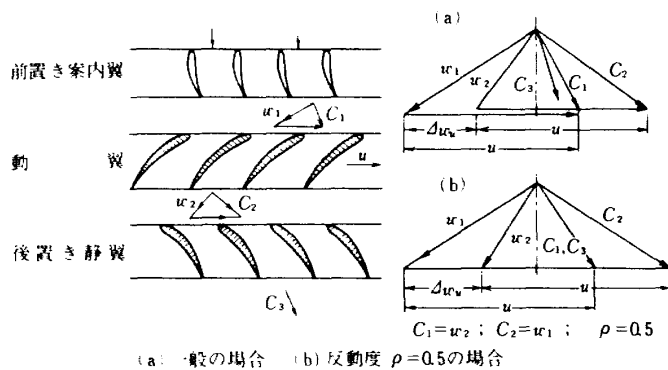
圧縮機の特性は普通縦軸に圧力比  $\pi$  および効率  $\eta$  をとり、横軸には圧縮機入口における修正空気流量  $\frac{w_a \sqrt{\theta_1}}{\delta_1}$  をとる。付図6において上の図は単段圧縮機効率の、下の図は圧力比の修正空気流量に対する関係を示す。それ



付図3 静翼と動翼における空気流れ



付図4 速度三角形



(a) 一般の場合 (b) 反動度  $\rho=0.5$  の場合

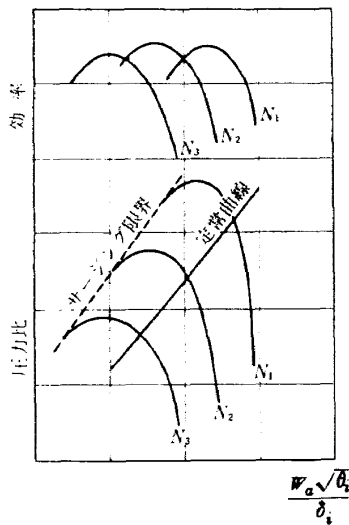
付図5 一般的速度三角形

それぞれの曲線は修正回転数一定の状態に対応するものである(付録1参照)。この図からわかるように修正回転数が一定の場合空気流量の減少とともに圧縮機の圧力比は増大し、ある流量において最大値を示し、それからふたたび降下しはじめる。このような場合 $\pi$ と $w_a\sqrt{\theta_i}/\delta_i$ の関係を示す曲線は2つの分枝から成っている。すなわち右の部分は空気流量の減少とともに圧力比も増大し、左の半分は空気流量の減少は圧力比の減少を伴っている。空気流量をある一定の値より小さくすれば圧縮機の作動は不安定になる。圧縮機を通過する空気流れはこの場合強い脈動をはじめ、ついに圧縮機に機械的な振動を引き起こす。この現象をサージングと呼んでいる。<sup>119)</sup>各回転数においてサージングを起こす空気流量の限界がある。付図7には各修正回転数においてサージングのはじまる点を結んだ線が示されている。この線をサージング限界と呼ぶ。付図7にはまた、定常曲線(作動曲線)が示されているが、これはエンジン系において圧縮機の運転が

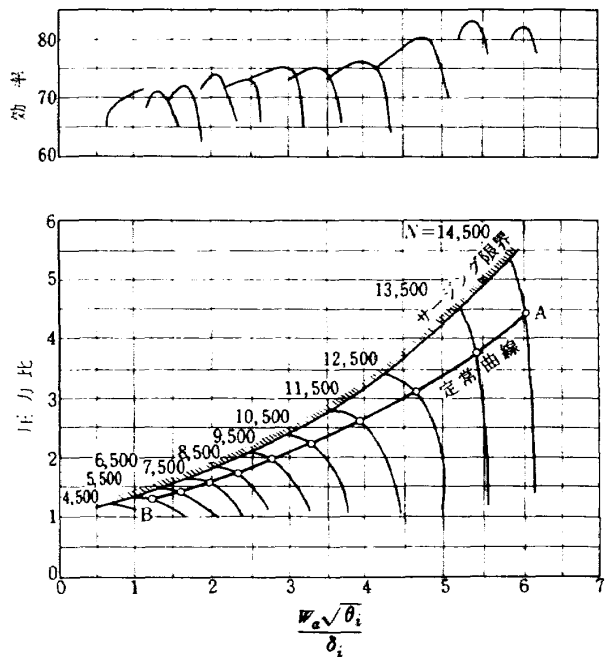
可能な状態点を結んだものである。

次にサージングについてももう少し詳しい説明をする。付図8に圧縮機の正常運転時とサージング時における出口空気の流れの圧力および速度のオシログラムのデータを示す。これより通常の運転状態においても高い周波数をもった弱い流れの脈動があることがわかる。これがサージングに入った時には圧力及び速度の大きな振幅と低い周波数の周期的振動が連続的に発生している。サージングにおいては圧縮機の平均空気圧力 $P_m$ が急激に低下するのが特徴的である。従ってサージング状態での圧縮機の運転は避けなければならない。

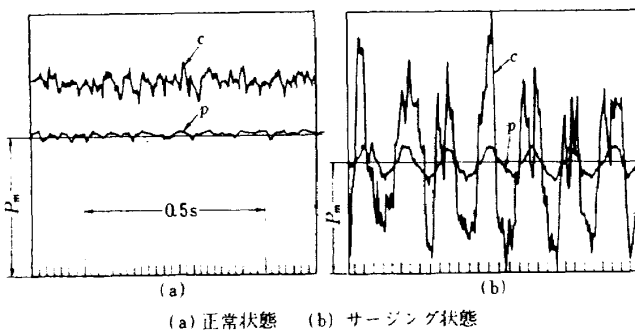
サージングの原因は圧縮機の各要素にはげしい空気流れのはく離(ストール)を生ずることに関連しているものであり、普通その結果として圧縮機の吸込系統において空気流れの中断をとまることが明らかになった。圧縮機が各回転数で2つの異なる特性曲線を有していると仮定する。1つの特性は普通の試験によって得られる



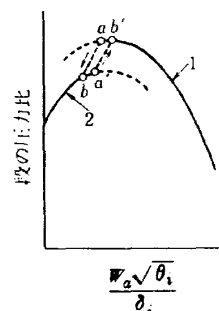
付図6 単段軸流圧縮機特性曲線<sup>13)</sup>



付図7 多段軸流圧縮機特性曲線<sup>13)</sup>



付図8 圧縮機出口の圧力Pと速度Cの振動<sup>13)</sup>



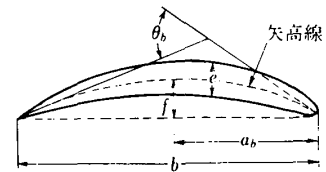
付図9 サージングにおける不安定特性

もので圧縮機内の正常な空気流れに対応するものである。もう1つのものは、はく離状態によって規定されるものである(付図9)。サージング現象は1つの特性から他の特性へ周期的に飛躍して自励振動の性質を表わすことに相当する<sup>119)</sup>もし圧縮機が完全にはく離特性に移るなら、それは再び安定した運転をする。しかし圧力上昇は非常に小さい。圧縮機出口の空気流れはこの場合弱い脈動を持っている。反対にはく離特性から正常特性への移行もまた飛躍的に行なわれる。しかしこの移行はいくらか遅れる。すなわちいくらか大きい流量において起こる。閉曲線  $abab'$  の存在はヒステリシスのあることを示している。このような2つの回転数一定の曲線は圧縮機に2つの流れの形、すなわちはく離していない流れ(あるいは不規則な弱いはく離を行なう流れ)と翼形の限界迎角前後の状態で起きるような完全にはく離した流れの2つの形がある結果現われる。

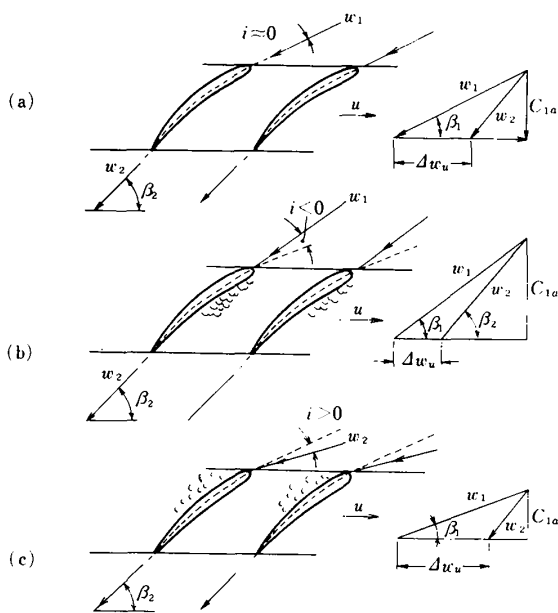
圧縮機において、はく離現象の発生とその成長過程は非常に複雑であってまだ十分に研究されていない。しかしこの圧縮機の正常作動を乱す流れの発生状態は簡単に次のように考えられる。軸流圧縮機においては空気流れのはく離は動翼においても静翼においても起こり得る。計画流量にくらべて非常に流量を増加した場合と減少した場合の動翼及び静翼まわりの流れの状態を付図10に示す。また付図11には翼とそれを流れる流れとの関係を記述するとき用いられる語句と記号の定義を示す。計画点より空気流量を増加した場合(正確には、軸流速度

の増加割合を周速度の増加割合より大きくした場合)角  $\beta_1$  は増大し、翼の入射角  $i$  は負になる(付図10(b))。この場合空気流れは翼前縁の背面につき当たる。そのため腹側にはく離を生じる。しかしこのような翼のまわりの流れの条件においてははく離の成長は起きない。この理由としてまず第一に、翼によって形成される通路が湾曲しているため、それに沿って流れる流れは慣性によって腹面におしつけられ、背面から離れようとする傾向にあるから、翼の腹面にあるはく離の成長にとって都合の悪い条件となっている。第二として入射角が負の場合翼列における圧力の低下は非常に小さいため、はく離の発生したときにおいても、はく離によって形成された空所を通して空気の逆流がない。

計画流量にくらべて空気流量が少ない場合(軸流速度の減少が周速度の減少より速い場合)角  $\beta_1$  は計画値より小さくなり入射角は増大する(付図10(c))。空気の

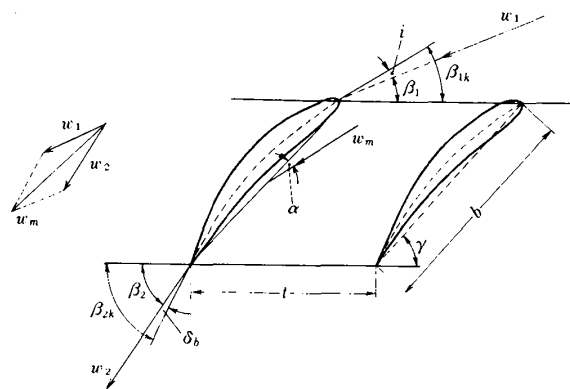


$b$ : 翼弦,  $e$ : 最大翼厚,  
 $e/b$ : 翼厚比,  $a_b$ : 翼の前縁から最大矢高までの距離,  $\theta_b$ : 反り角



(a) 計画状態 (b) 過大流量 (c) 過小流量

付図10 空気流量が変化した場合の軸流圧縮機まわりの流れと速度三角形<sup>13)</sup>



$\alpha$ : 迎角、幾何学的平均速度  $w_m$  と翼弦との成す角  
 $i$ : 入射角  
 $\delta_b$ : 偏向角  
 $\Delta\beta = \beta_2 - \beta_1$ : 転向角  $t$ : ピッチ  
 $\gamma$ : くい違い角  $\beta_{1k}$ : 入口角  $\beta_{2k}$ : 出口角

付図11 翼列のパラメータ<sup>13)</sup>

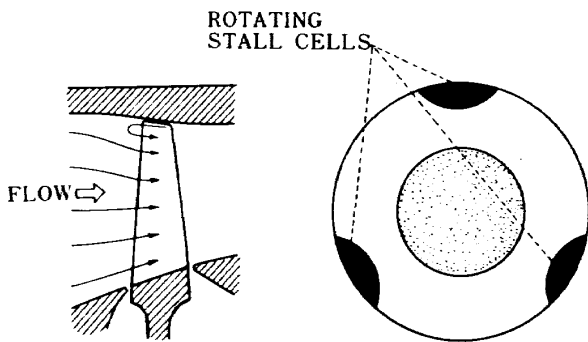
流れはこの場合翼の腹面につき当たる。そのため背面にははく離の可能性が生ずる。翼の背面にははく離が発達するために都合のよい条件になっている。またこの場合翼列翼形は大きな迎角ではたらいっている。したがって圧力の低下は大きい。そのため翼に空気流れのはく離が可能であり、またはく離領域を通して空気の逆流が可能である。

半径方向の各断面の翼形が同時にはく離をはじめるものではない点に注意を要する。長い翼をもつ（ボス比が小さい）軸流圧縮機（ファンとか多段圧縮機の前段）においては、はく離は最初から翼全体に起こりはじめるのではなく、ただその一部分からはじまるのである。空気流量を減少するとはく離は次第に広がってゆく。このような場合は段の圧力特性にはっきりしたはく離状態が表われない。正常特性からはく離特性への移行はゆるやかに行なわれる。さらにまた最近の報告によれば、はく離の領域は、はく離の起こり得る状態で作動している段の翼の一部分にのみ起こり得ることがある点が明らかに

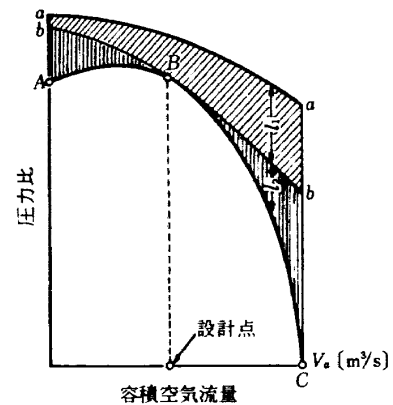
なった。これはとくに低回転数領域において顕著である。これははく離の領域が円周方向のすべての翼に伝搬されないで、ある一部分にのみ起きていることを意味する。そしてこのはく離の領域は翼車の回転方向に翼車より小さい角速度で回転している（旋回失速）。付図12にこのようなはく離がファンに発生している様子を示す。次にボス比が大きい場合、したがって翼の短い場合（多段軸流圧縮機の中、後段）空気流量の減少とともに翼の入射角は高さ全体にわたって一様に変化する。そのため、この場合はく離領域は翼の高さ全部に広がることになる。この場合の圧力特性にははく離が明瞭に現われる。

### 付録4 多段軸流圧縮機 の特性曲線 及びサージング

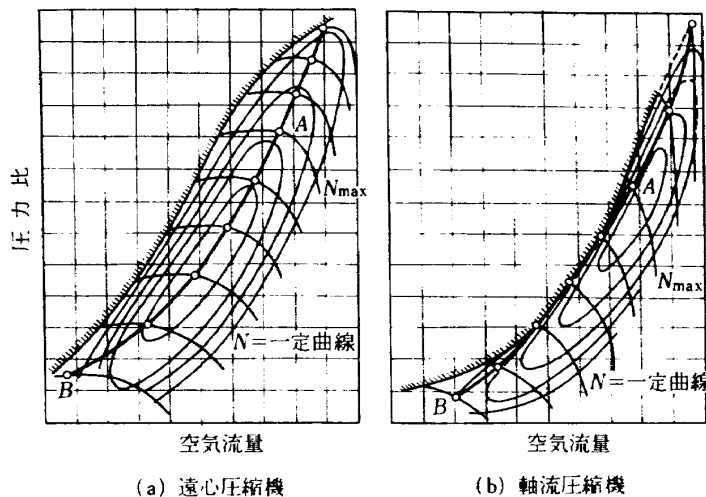
付図13に遠心圧縮機 の特性曲線と多段軸流圧縮機 の特性曲線を示す。この図から明らかなように多段軸流圧縮機においては高回転数領域で回転数一定の曲線が垂直に近くなっている。軸流圧縮機においては、回転数が与



付図12 旋回失速のモデル<sup>12)</sup>



付図14 軸流圧縮機段の特性と損失



付図13 ターボジェットエンジン用圧縮機の作動曲線とサージング限界

えられた場合、損失がないとしても（有効仕事の減少のために）吸込空気流量の増加とともに圧力比は低下する。このことは軸流圧縮機の1つの段の有効仕事はひねりの大きさ  $\Delta w_u$  に比例すること起因する（付録2参照）。すなわち速度三角形からもわかるように  $C_{1a}$  が増加すれば（ $u$ 一定のもとで）， $\Delta w_u$  が減少し有効仕事もそれに比例して減少する。したがって段の圧力比は低下する。実際には損失のぶんがこれに加わって全体の圧力比は付図14において曲線ABCで示されるようになる。更に最近のジェットエンジン用圧縮機は、計画点において動翼に流入する空気の相対速度は局部音速に近く設計される。空気流量が増大すれば翼によって形状の狭められている通路の狭い断面において非常に早く限界値に達する。これは圧縮機のすべての段において圧力上昇が低下することにより、空気の容積流量が前の段より非常に早く増大する最終段においてまず最初に起こる。流れの限界状態は最初翼根部に現われる。そこでは翼形が厚く、限界マッハ数  $M$  が他より小さい。それから、流れの限界状態は翼の大部分を占めながら外周方向に広がり始める。しかし翼の全高にわたって流れが限界状態になるまでは、空気流量は實際上ほとんど変化しない。そのため圧力比の空気流量に対する曲線は大きな回転数のときほど垂直に近い。

次に圧縮機の作動状態が計画状態とはなほ大きく異なる場合にサージング現象の起こる可能性のあることは次のように説明される。圧縮機を空気が通過する際その密度は増大する。そのため圧縮機出口の通過面積は入口より相当に小さくなければならない。このようにして圧縮機の長手方向に所要の軸流速度の分布を得ることができ、圧縮機各段の作動条件を最適にすることができる。しかし圧縮機の幾何学的形状が固定された場合、通過面積とそこを通過する空気密度との完全な適合は、ただ計画状態においてだけ達成することができるという点を注意しなければならない。計画状態以外においては、圧縮機出口の空気密度の入口密度に対する比が変化する。通過面積に変わりはないから、これは圧縮機の通路に沿って軸流速度に変化をきたし、各段における作動状態が最適条件からかたよる。まず多段軸流圧縮機の計画点以外の状態における作動を調べてみる。圧縮機の第一段と最終段における流量の式を書けば、

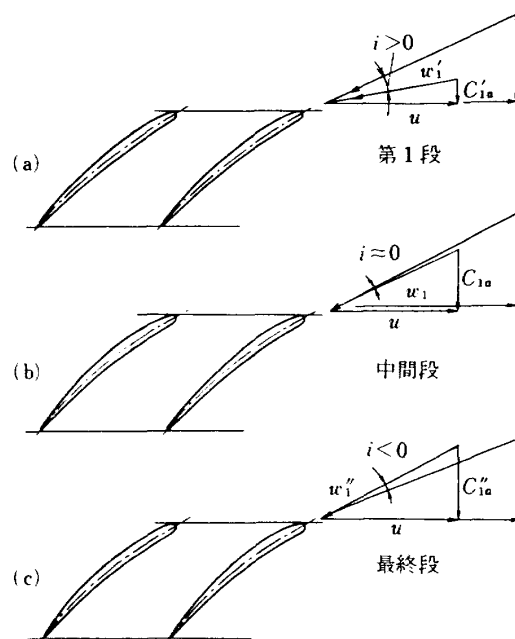
$$W_o = A_i C_{1a} \tau_i = A_o C_{2a} \tau_o$$

ただし  $A_i, A_o$  は圧縮機前段、最終段の面積、 $\tau_i, \tau_o$  は空気比重量、 $C_{1a}, C_{2a}$  は前段、最終段における軸流速度である。これより、

$$\tau_o C_{2a} / \tau_i C_{1a} = (P_o / P_i)^{1/n} C_{2a} / C_{1a} = \text{一定}$$

最後の式から明らかなように圧縮機内での圧力比の変化は必ず第1段入口と最終段における軸流速度の比に対応した変化を伴なう。その場合圧縮機の計画圧力比が大きいほどその変化は大きくなる。

圧力比が変わる原因として回転数が変わった場合、即ち計画回転数より極端に大きくなった場合と、極端に小さくなった場合を考える。圧縮機の回転数が計画点より小さい場合には圧力比は下がる。すると  $C_{2a} / C_{1a}$  は増加する。このことは  $C_{2a}$  の減少の割合が  $C_{1a}$  の減少の割合より小さいことを意味する。これは物理的には最終段においては空気の密度の減少によって通過面積が小さざることになり、第1段では不適當に大きいことになる。付図15にこの状態の圧縮機各部の速度三角形を示す。第1段では  $C_{1a}$  の急激な減少により入射角  $i > 0$  となりサージングの可能性を起し、最終段では  $i < 0$  となり圧力上昇と効率急低下する（付録3参照）。中間段はほとんど  $i \approx 0$  であり計画状態を維持する。次に回転数が計画点より大きくなった場合には圧力比は上がり、 $C_{2a} / C_{1a}$  は減少する。これは物理的には計画状態よりはなほ大きく大きい密度の空気に対して最終段の通過面積はあまりに大きすぎ、圧縮機の通過流量は第1段によって制限されていることを示す。この場合軸流圧縮機の各段の翼に流入する流れの様子は付図15に示したものと反対になる。第1段では迎角が減少し、圧力上昇は低下し、効率も低下する。最終段では迎角が増大し、原則的にはサージングの発生が可能になる。しかし実際の



付図15 動翼入口の速度三角形

運転で起こり得る回転数の計画状態以上の値においてはサージングは普通観察されない。付図16は回転数が計画状態よりも大きい場合と小さい場合において第1段と最終段の特性がどのように変わるかを示したものである。

$B_1, A_1, C_1$  と  $B_2, A_2, C_2$  が実際の作動線であり、一点鎖線は理想的な作動を示す。

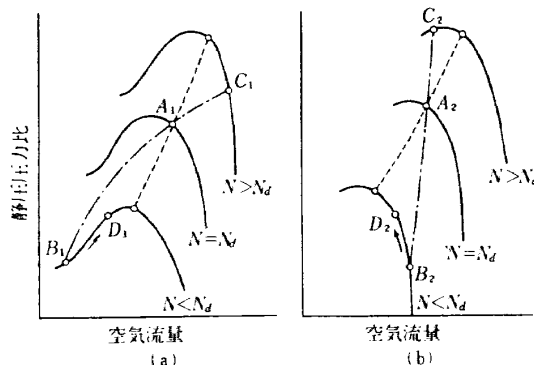
以上は圧縮機入口の空気の圧力や温度を一定として回転数を変えたときの話であった。次にこれらの値が変わった時に多段圧縮機のサージ特性がどのようになるかを検討してみる。圧縮機入口圧力については、付録1でも述べたようにエンジン回転数が一定であれば圧縮機の圧力比に影響を与えない。従ってサージング特性には関係しない。次に温度を上げた場合には、回転数一定の場合、圧力比の減少をもたらす。従って回転数を減じたときと同じように最終段階では軸流速度が増し、第1段では軸流速度が減じて極端な場合にはサージングを引き起こす。次に温度が下がった場合には、回転数一定の場合、圧力比の増大をもたらすから回転数を増大させたときと同じように、最終段では軸流速度が減じ極端な場合にはサージングの可能性を引き起こす。

以上の説明は幾何学的形状固定の多段軸流圧縮機において、圧縮機入口の温度を一定とした場合に、回転数を計画回転数より増加させた場合と減少させた場合のサージングの発生について述べ、次に回転数を一定として圧縮機入口温度を変えた時のサージングの発生について述べた。しかしながら付録1でも説明したように  $W_a \sqrt{T_{t1}} / P_{t1}, N / \sqrt{T_{t1}}$  を用いて記述すれば、圧縮機内の流れは入口条件のいかにかわららず相似となり従ってサージングの発生についても統一的に記述できるはずである。上の説明では  $W_a \sqrt{T_{t1}} / P_{t1}$  の影響が無視されたようにも見えるが、これは付録1でも説明したように空気の軸流マッハ数であり、これは軸流速度と温度とで決まるものであるから、検討に含まれていたのである。ただ上述の検討では、回

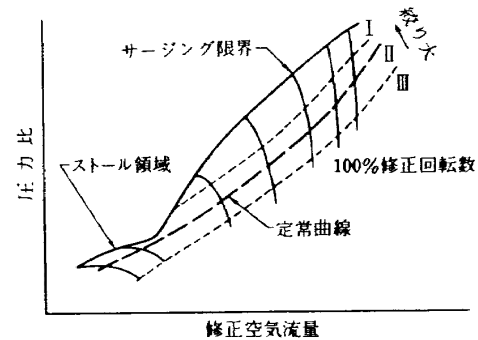
転数一定のときの軸流速度を一定として扱ったが、実際には回転数が一定であっても軸流速度は変化するので、厳密にはこの両方を変えて検討してはじめて普遍的なものとなる。このことは後述する可変静翼の設定角  $\xi$  を何の関数にすべきかを考えるときに重要である。即ち  $\xi$  は修正回転数  $N / \sqrt{T_{t1}}$ 、修正空気流量  $W_a \sqrt{T_{t1}} / P_{t1}$  の関数として決定される。

このようにして多段軸流圧縮機においては、その回転数、入口温度、軸流速度が計画点から大きく変わると前段、後段のどこかでサージングが発生し、圧縮機の正常な作動が妨げられる。従って圧縮機全体の性能曲線上には、前段あるいは後段で起こるサージングのために圧縮機全体がサージングに落ち込むいわゆるサージング限界線が引かれることになる(付図17)。実際に多段軸流圧縮機をエンジンに組み込んで作動させる場合には、圧縮機後流にあるタービンやジェットノズル等の絞りの具合によって作動曲線(定常曲線)は付図17に示すように変わる。そしてこの絞りを極端にきびしくしてゆくと(回転数一定のまま)サージングに入ることになる。あるいはまた、絞りをある程度きびしくして、回転数を減少させてもサージングに入る。付図17中定常曲線(■)は回転数がじゅうぶん低いところでもサージング限界を越えていないが、このような状態では圧縮機効率は極端に悪くエンジンの出力は小さい。

次に制御の立場から検討しておかなければならないことは、上の例のように絞りまたは回転数を徐々に変化させた時に発生するサージングと、エンジンを加速するために燃料流量を急激に増加させた時に起こるサージングは同一のサージング限界線上で起こるのかということである。これについて文献(23)に述べられていることを引用する。付図18は多段軸流圧縮機を備えたエンジンのジェットノズルを徐々にせげめた時の「静的なサージライン」と、約0.2秒間に燃料を増加させた場合に発



付図16 多段軸流圧縮機の(a)第1段(b)最終段の特性 (図中添数1は第1段と、2は最終段を示す)



付図17 多段圧縮機の作動曲線

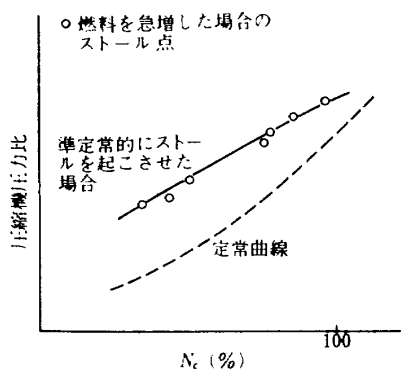
生じたサージングデータとの関係を示す。この2つの場合のサージング限界線がよく一致することを示している。付図19, 20に計画回転数に近い回転数のときの加速時におけるサージング突入時の各段における圧力及び圧力比変化の様子を示す。これより最終段におけるサージング突入現象が次第に前段に移動してゆく様子が見られる。このように高回転数領域におけるサージングは突然に流れに強い脈動を生じはげしいサージング現象を生ずる。しかし付図19, 20に示すデータは高回転数領域でのデータであり、低回転数領域においても後段からサージングが伝搬するのかどうかということは明らかでない(高回転数領域においても必ずしも最終段から起こるとはかぎらない)。なぜなら付録3でも説明したように低回転数領域では前段のボス比の小さい翼に旋回ストール、翼先端ストール、ハブストールなどの、どちらかと言えば徐々に発達するストールが発生するからである。更に付図17に示したサージング限界線も本文中で述べた諸々の条件によって変わり得ることに注意しなければならない。

多段軸流圧縮機の設計が、その作動範囲を広めるといふ意味で非常にむずかしいものであることがこれまでの説明で明らかになった。それでは実際にはどのようにし

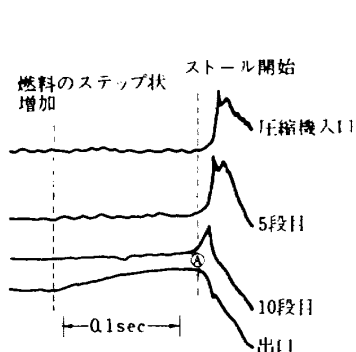
て作動範囲を広める手段を施しているのだろうか。その1つの方法は、静翼の取付角を可変にして空気の翼への入射角の変化につれて静翼を回転させてサージングや効率の低下を避けるものであり、他の1つの方法は圧縮機の後段から抽気して前段の軸流速の減少によって起こるサージングを防ぐものである。付図16の $D_1$ 点はこのようにして $B_1$ が $D_1$ に移ったものであり、 $D_2$ 点は $B_2$ 点が移動したものである。またもう1つの方法は2軸圧縮機を採用することである。この圧縮機は1つの圧縮機を連続して配置された2個の圧縮機に置き換え、それぞれを所属のタービンによって独立に駆動するものである。実際には以上の3つの方法のうちいくつかを適等に組み合わせて用いている。

### 付録5 EPR (Engine Pressure Ratio)

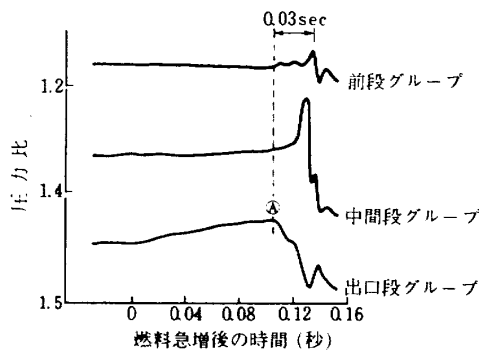
ジェットエンジンの推力設定のためには通常エンジン回転数を制御し設定している。これによってエンジンを一定の作動状態に固定し、その状態に応じた推力を得ようとするものである。しかしパイロットが航空機を操縦する場合、回転計の指示によって推力を制御したのでは不都合な事が多い。なぜなら通常のジェットエンジンにおいてはその推力と回転数との関係は図70に示すように、高回転数領域と低回転数領域における回転数変化分に対する推力の変化分が極端に異なり、パイロットはスラストレバーの操作に不必要な注意を払わなければならない。また回転数と推力の対応関係はエンジンを構成する要素特性の変化によって変わるうえに、圧縮機入口条件によっても変わる。従ってパイロットが推力を設定するときの指示計器への入力としては、エンジン要素特性の変化、圧縮入口条件の変化によらず推力とほぼ比例的な関係にある変数を用いる必要がある。普通この変数と



付図18 静的ストールと急加速時ストールとの関係<sup>(121)</sup>



付図19 ストール時の各段の圧力の時間変化<sup>(121)</sup>



付図20 ストール時の各段の圧力比の時間変化<sup>(121)</sup>



しては **EPR** が用いられる。**EPR** は、

$$EPR = P_{t7} / P_{t2}$$

で定義される。

これはまた、

$$EPR = P_{t7} / P_{t2} = P_{t4} / P_{t2} \cdot P_{t5} / P_{t4} \cdot P_{t7} / P_{t5}$$

とも書けるが、上式中の  $P_{t4} / P_{t2}$ ,  $P_{t5} / P_{t4}$ ,  $P_{t7} / P_{t5}$  は次のようなものである。

$P_{t4} / P_{t2}$  : 圧縮機圧力比でエンジンの出力に比例する。

$P_{t5} / P_{t4}$  : 燃焼器圧力損失で、ほぼ一定と考えられる。

$P_{t7} / P_{t5}$  : タービン膨張率。ほぼ一定と考えられる。

これより **EPR** がエンジンの出力を指示するものであることがわかる。次にターボジェットエンジンの **EPR** と全推力の関係を求めると、ジェットノズルにおけるジ

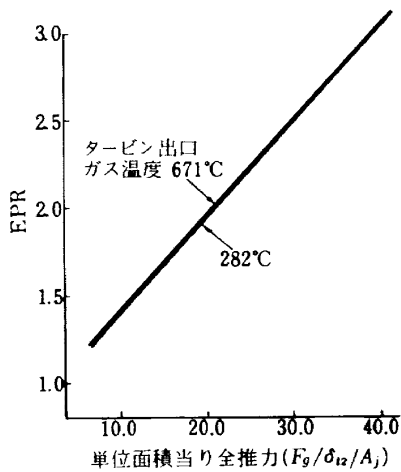
ェットのマッハ数  $M_j \leq 1$  の場合、

$$\frac{F_j}{A_j \delta_2} = a_1 \left[ b_1 \left( \frac{P_{t7}}{P_{t2}} \right)^{\frac{k_7-1}{k_7}} - 1 \right] - 1 \dots\dots\dots (1)$$

$M_j > 1$  の場合、

$$\frac{F_j}{A_j \delta_2} = a_2 \left( b_2 \frac{P_{t7}}{P_{t2}} - 1 \right) \dots\dots\dots (2)$$

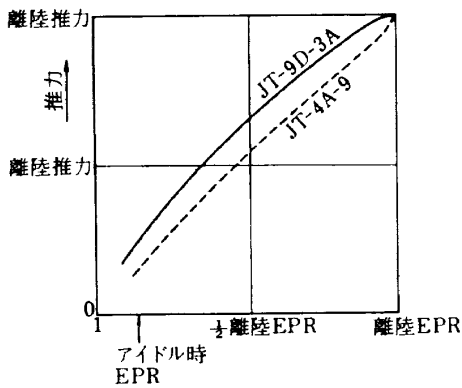
と求まる。ただし  $a_1, a_2, b_1, b_2$  は定数である。付図 21 に(1)式に従って計算した結果を示す。この図と(2)式の形から **EPR** と修正全推力にはほぼ直線関係にあることがわかる。しかしながら、バイパス比の大きいファンエンジンの場合には推力の大部分がファンで発生されているため、ターボジェットエンジンのように **EPR** と全推力との関係は直線からずれて、付図 22 のようになる。またファンエンジンにおいては **EPR** の値が小さいので、推力設定時における **EPR** 調整は綿密に行なう必要がある。付図 23 には圧縮機入口温度が変化したときの **EPR** と各種エンジンパラメータとの相関関係を示す。



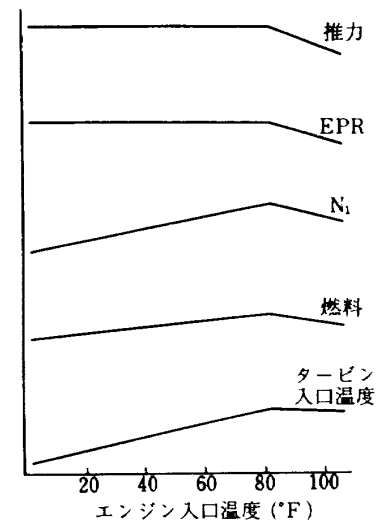
付図 21 修正推力と EPR の関係

付録 6 燃料供給装置の温度<sup>(15)</sup>

機体側からエンジンに供給される燃料の温度は、燃料タンクに入れる前の燃料の温度、外気温度、飛行時間等により決まる。亜音速機においては通常燃料温度は低く、潤滑油系統、油圧系統、その他の装置の冷却に用いられる。燃料の温度に影響を与える因子をさらに詳しく挙げれば、飛行前の燃料の温度、タンク中の燃料の空力的加熱、潤滑油や油圧系統の冷却のために与えられる熱量、ポンプ効率、サーボ油のまれや燃料バイパスによる温度上昇、エンジン冷却のための温度上昇などがある。周囲空気温度が 54℃ 程度の屋外に放置した場合でも燃料

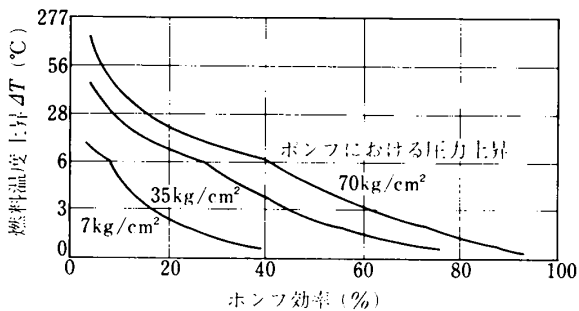


付図 22 高バイパス比エンジンの EPR と推力の関係

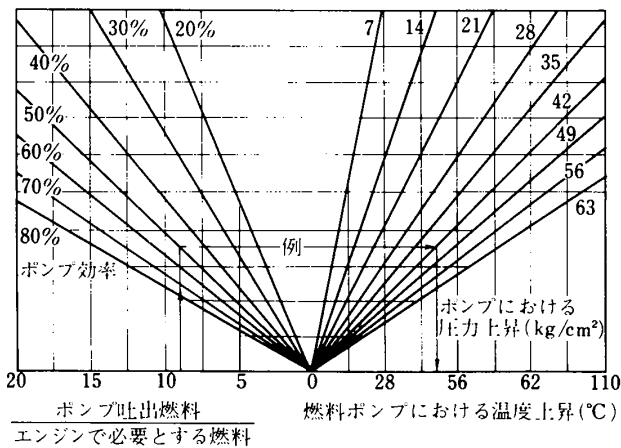


付図 23 EPR と諸変数との関係

の温度は43℃を越えることはほとんどない。冬季のアラスカでは燃料温度は-34℃程度まで下がる。タンク内の燃料温度は超音速飛行においてはほとんど変化しない。ポンプ効率による燃料温度の変化は付図24に示すように無視できる程度に小さい。しかしアイドリング時や燃料流量の小さいときにはポンプ効率が極端に落ちるためその影響があらわれる。ポンプ吐出燃料がエンジンで必要とされる燃料以上であり、吐出燃料をポンプ入口にもどす場合にはポンプに加えられたエネルギーは熱エネルギーとなって燃料の温度を上昇させる。この温度はエンジンに流れ込む燃料が運ぶエネルギーが、ポンプで発生する熱エネルギーと等しくなるまで上昇する。付図25に燃料をバイパスした場合の温度上昇を種々のポンプ効率と、ポンプでの圧力上昇値に対して示された。次に燃料温度上昇の原因と考えられるものにスロットルバルブがある。この温度の上昇は圧力差に比例する。付図26にスロットルバルブの圧力差と温度上昇との関係を示す。



付図24 ポンプにおける燃料温度上昇



付図25 燃料がバイパスされている時のポンプにおける温度上昇

## 付録7 信頼性，保全性，アベイラビリティ，冗長要素

### (1) 信頼性

信頼性という抽象的概念は、「システム，製品または部品の機能の時間的安定性を表わす度合い，または性質」と定義されている。また信頼性をはかる尺度としては信頼度があり，これは「システム，製品あるいは部品が，ある規定の時間中，規定の機能を（故障なしに）遂行する確率」と定義されている。信頼性を議論する場合には，対象は何か，機能とは何か，故障とは何か，規定の時間とは何か，規定の使用条件とは何かを明確に定める必要がある。

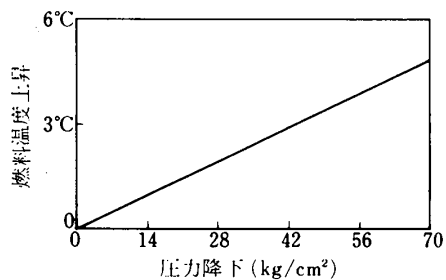
信頼度は1つの製品については上記のように定義されるが，いくつかの製品をもとに信頼度を求めるのが普通であるから，実際には時間  $t=0$  から使いはじめた製品の何%がその時間で故障しないかという残存率に相当する。信頼性を議論する場合によく使われる変数として信頼度  $R(t)$  のほかに故障率  $\lambda(t)$  と呼ばれるものがある。これは時刻  $t$  において，次の単位時間内に時間  $t$  までに生きのびた製品の何%が故障するかを示すものである。また時間  $t$  において次の単位時間内に最初の製品の何%が故障するかを示すものに故障密度  $f(t)$  がある。

$\lambda(t), f(t), R(t)$  の間には，

$$\lambda(t) = f(t)/R(t) = -R'(t)/R(t)$$

即ち  $R(t) = e^{-\int_0^t \lambda(t) dt}$  の関係がある（付図27参照）。

製品の故障の起こり方を故障率  $\lambda(t)$  によって大別すれば付図28に示すように故障率が時間とともに増加する増加型，時間によって変化しない一定型，時間とともに減少する減少型とになる。図中の MTBF，MTTF は信頼性を論ずるときによく用いられる数である。修理



付図26 スロットル弁における温度上昇

可能な製品の場合には **MTBF** を用い、これは修理完了から次の故障までの時間の平均値を示し、修理不可能な製品の場合には **MTTF** を用い、これは故障までの平均時間を意味する。

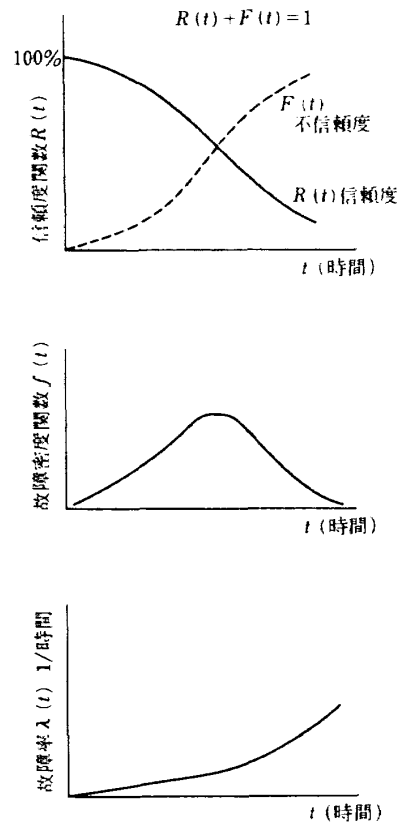
(2) 保全性

保全性は「保全可能なシステムや製品が規定の条件において保全を実施したときに、一定時間内に保全を終了する確率」と定義されている。すなわち保全性とは、正常な機能を失っている非正常状態から正常状態に回復するスピードを示す尺度である。

(3) アベイラビリティ

アベイラビリティは「保全可能なシステムや製品がある使用条件で規定時間に機能を維持している確率」と定義されている。すなわち、

「アベイラビリティ」＝「信頼度」＋「保全性（サービス性）による信頼度の増加分」



付図 27  $R(t), f(t), \lambda(t)$  の時間変化

故障率の型	信頼度 $R(t)$	故障密度関数 $f(t)$	故障率 $\lambda(t)$	対応する分布	ワイブル分布	保全への効果
(A) 減少型 DFR				たとえば2つの指数分布の混合 $R(t) = pe^{-\lambda_1 t} + (1-p)e^{-\lambda_2 t}$ $\lambda_1 > \lambda_2$ で表わしたりワイブル分布を使う	$m < 1$	予防保全は行なわない。時間とともに良くなるからデバギングが有効
(B) 一定型 CFR				指数分布 $R(t) = e^{-\lambda t} = e^{-t/t_0}$ $f(t) = \lambda e^{-\lambda t}$ $1/\lambda = t_0$ : MTBF あるいは MTTF	$m = 1$	予防保全は無効
(C) 増加型 IFR				正規分布 $f(t) = \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma}} e^{-\frac{(t-\mu)^2}{2\sigma^2}}$ $\mu$ : MTBF あるいは MTTF	$m > 1$	故障が集中的に起る前に、予防保全で取り換えると有効

付図 28 故障の型と信頼度との関係

---

## 航空宇宙技術研究所報告 428号

昭和 50 年 10 月 発行

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

---