

UDC 621.452.32.-58:

681.325.5:

629.73.036.3

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-515

エンジン特性の実時間シミュレーション (II)

—シミュレーション・プログラム—

杉山七契・西尾健二・越沼 威

1977年10月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

エンジン特性の実時間シミュレーション(Ⅱ)*

—シミュレーション・プログラム—

杉山七契**西尾健二**越沼 威**

Real-Time Simulation of Jet Engines with Digital Computer (II) (Programming Technique)

By Nanahisa SUGIYAMA, Kenji NISHO and Takeshi KOSHINUMA

This paper describes a programming technique for realization of stable and accurate real-time digital simulation of Jet Engines. The digital computer programming is aimed at a high degree of flexibility to changes in simulated engine forms and rapid convergence of matching calculation among engine components. Some results of three types of engines, i.e., one-spool turbojet engine, regenerative gas turbine for vehicles and two-spool turbofan engine, are shown.

1 まえがき

最近のガスタービン・エンジンの性能向上にともなうエンジン・サイクル, 機械的構造の複雑化によって, エンジンの動作特性は極めて複雑になっており, それに加えて, エンジンの開発期間の短縮が要求されるような状況において, エンジンの動作を正確に, 安価に, 安全に, しかも能率的に模擬するシミュレータの必要性は高まっている。シミュレーションによって, 多くの試行が速に行なわれ, 必要なデータを能率的に得ることができ, 複雑なエンジンの作動に関して直感的な洞察をも得られるからである。

通常, ガスタービンのシミュレーションは, 制御システムの設計, 開発のために広く用いられているが, エンジンの設計段階で得られるデータによって構成することができ, また, エンジン全体の挙動を模擬するという観点にたっているため, 制御システムのみならず, エンジン本体の設計, 開発のためにも有効であることが認識されはじめています。

従来, ガスタービンのシミュレーションは, アナログ式, ハイブリッド式, デジタル式と種々の試みがなされてきているが⁽¹⁾, シミュレーション対象であるガスタービンの変遷, シミュレーション・ハードウェアの進歩につれて, ガスタービンのシミュレーションへの要求は, (i)エンジン

の設計段階で得られるデータで構成でき, (ii)デジタル演算の精度を維持し, (iii)実時間動作をする, という目標に推移している。従って, 実時間デジタル・シミュレーションの実現が期待されるわけであるが, 最近のデジタル計算機および周辺機器の進歩, ソフトウェア技術の進歩は, これを可能にすると思われる。

前報 (TR-283)⁽²⁾において, エンジン特性の実時間デジタル・シミュレーションのための装置の構成および特性について述べ, あわせて, リフトジェット・エンジンJR100を対象とした予備的シミュレーションの結果について報告した。これにより, デジタル・シミュレーションにおいても実時間動作は可能であり, 従来からのシミュレーション法に比較して, より優れた特性をもつことを確認した。すなわち, デジタル方式の採用により, (i)エンジン要素特性の変更, 運転条件の設定, 変更が容易で融通性に富み, (ii)ソフトウェアの変更のみで種々のエンジンのシミュレーションが可能であり, (iii)信頼性, 精度が高く, (iv)ディスプレイ装置を用いて的確に結果の表示が行なえる, また, 実時間動作の実現により, (i)エンジン制御器のハードウェアと結合した試験ができ, (ii)時間軸の換算が不用となり, (iii)複雑なエンジンの作動に関して深い洞察を得やすい, という利点が明確にされた。

本報告は, 種々の型式のガスタービン・エンジンの実時間デジタル・シミュレーションに適応できる, 汎用シミ

* 昭和52年8月19日受付

** 原 動 機 部

シミュレーション・プログラムについて報告する。また、その適応例として、リフトジェット・エンジンJR100、車輛用再熱式ガスタービン、および、2軸ファンエンジンの3種のエンジンを対象としたシミュレーションの結果について述べる。

2 シミュレーション・プログラム

2.1 目 標

ガスタービン・エンジンの実時間デジタル・シミュレーションのためのソフトウェアを開発するにあたり、下記の項目を目標とした。

- (1) 実時間動作を可能にするため、計算時間幅の極めて短い計算法である。
- (2) シミュレーション精度の維持のため、すべての計算はデジタル計算機で行なう。
- (3) エンジン制御器あるいは制御器シミュレータ、表示器、記録器との結合を容易にするため、入出力部のみアナログ信号で扱う*。
- (4) 図形表示が可能である。

(5) 計算が安定で精度がよく、静特性、動特性ともに実測値とよく一致する。

(6) エンジンの設計段階で得られるデータで構成でき、開発計画の進展と共に改訂が容易である。

(7) 実際のエンジンとの対応が明確で、エンジン要素ごとの特性の変更が容易である。また、要素特性は通常の見方によるものを使用する。

(8) プログラム法が種々の型式のガスタービン・エンジンに適用できる。

図1はシミュレーション装置構成図、図2はシミュレーション・プログラムのプログラム単位と、それらの相互間の情報の流れを示す。また、図3はシミュレーション・プログラムの流れ線図である。構成機器個々の詳細は前報⁽²⁾にて述べたので、ここでは図1, 2, 3にそって、上記(1)~(8)の目標を満たす実時間デジタル・シミュレーションを行なうために考慮すべき点について述べる。

2.2 実時間シミュレーション

実時間シミュレーションとは、実際の現象と同じ時間で

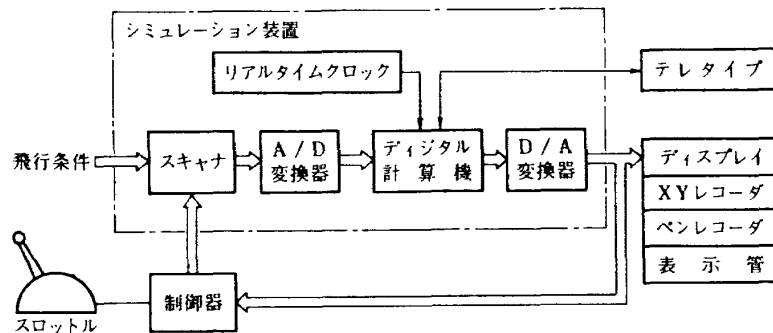


図 1 シミュレーション装置構成図

* この意味において、本シミュレーションはハイブリッド・シミュレーションと言うべきかもしれないが、シミュレーション主要部は全てデジタル演算であり、アナログ

的な演算は本質的にしていない。従って、デジタル・シミュレーションとした。

計算を行ない、シミュレートさせることをいう⁽³⁾。従って、デジタル・シミュレーションを実時間でこなすためには、計算に要する時間が既知でなければならない。一般にデジタル計算機の計算所要時間は、同一プログラムにおいてもデータによって異なるから、計算に要した時間を精密に知るための計時装置が必要である。これは計算機内部の時計装置(リアルタイム・クロック)、あるいは、計算機外部よりの一定周期割込みパルスの印加によって実現される(本シミュレーションでは後者を採用したが、前者の方が計算機の効率は良い)。

このシミュレーションにおいて時間が直接的に関係するのは動的過程を表現する微分方程式の数値積分であって、ある入力データによって計算をはじめ、出力を出すまでの時間幅が、数値積分の積分幅となる。(この積分幅と時間幅との比が1であれば、実時間シミュレーションとなり、

それ以外では、その比で時間軸を拡大あるいは縮小したシミュレーションとなる)

計算時間幅(時間刻み幅)は過渡時の計算精度と、計算の安定性に影響を及ぼすため、特別の考慮が必要である。これについて次に述べる。

2.3 動的過程

ガスタービン・エンジンの動特性に影響を及ぼす動的因子の主なるものは、

- (1) ロータの慣性能率
- (2) エンジン部材の熱容量
- (3) エンジン要素内および要素間の容積

などであり、動的過程は微分方程式で表わせる。(3)の因子による現象は極めて速く、(1)の因子による現象に比べ、周波数帯域で1デカド程度高い⁽⁴⁾⁽⁵⁾、実時間シミュレ

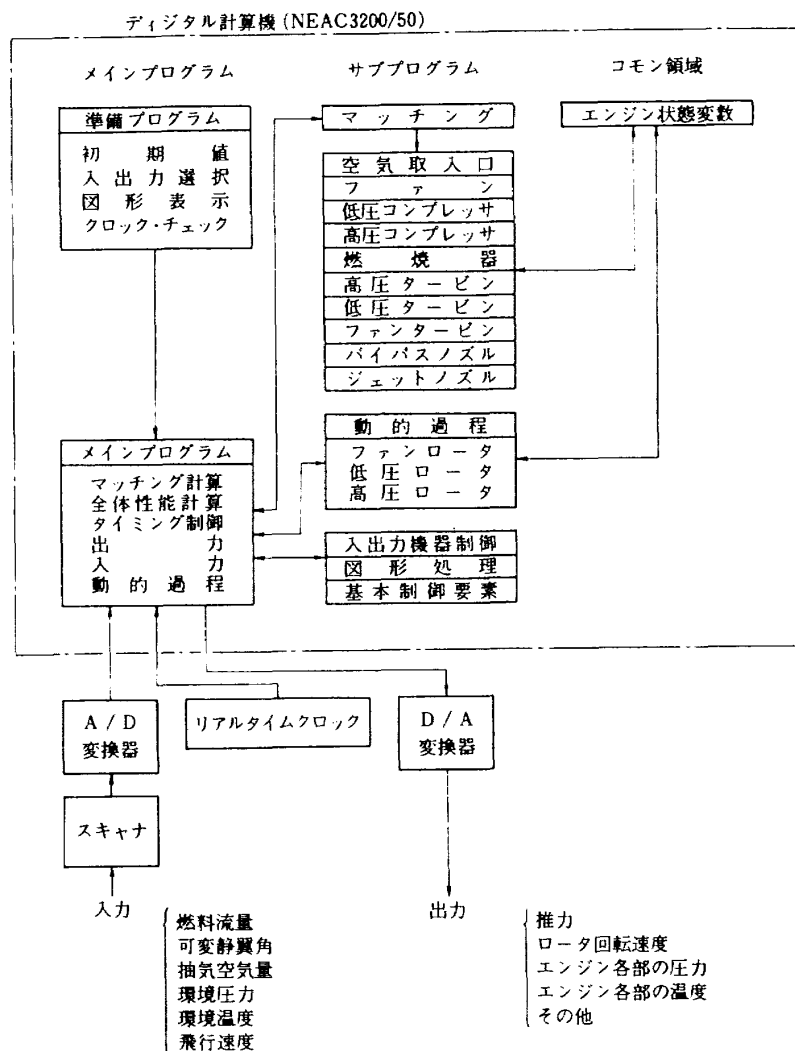


図 2 シミュレーション・プログラムのプログラム単位、情報の流れ

ーションの場合には通常は考慮しないが、容積の大きい燃焼器があるとか、要素間の容積がかなり大きい場合には、この影響を組入れることがある。(2)の因子による現象は(1)、(3)に比べて遅いものであるが、そのエンジン動特性におよぼす影響は小さく、これも通常は無視している。ただし熱交換器をもつエンジンでは当然考慮されるべき因子となる。

さて、これらの動的過程の微分方程式を数値的に解く手法は多いが、実時間シミュレーションにおいては、ルンゲ・クッタ法などに代表される高次の計算法を用いると計算時間は増大し、計算の安定性も低下する。また、積分範囲の途中で急激な入力値の変化がある場合に異常値を生じるといった不具合もある。これに対し、オイラ法(1次近似法)は安定性もよく、異常値も生じないが、過渡時の計算精度を維持するために時間刻み幅を十分に小さくする必要がある。この時間刻み幅について、各変数の応答時定数の $1/10 \sim 1/20$ の時間幅ならば十分の精度が得られる⁽⁶⁾という目安がある。航空用ジェットエンジンの場合には、この応答時定数は小さくて0.4秒程度であるから、時間刻み幅は20 msec程度となろう。

2.4 エンジン要素特性

シミュレーション・プログラムは、その融通性を高め、実際のエンジンとの対応を明確にするために、図2に示すように、エンジン要素特性を基にして構成することになる。要素特性はエンジンの設計段階で推定され、開発計画が進むにしたがって、より実際に則したデータが得られるようになるため、シミュレーション・プログラムはエンジン要素単位で改訂を強いられる。このため、1つのエンジン要素を1つのサブプログラムに対応させてある。

各要素特性のプログラム法は、(i)要素特性の入力値と出力値との関係をテーブルにしておき、適当な内挿法で作動点を決めても、あるいは、(ii)数式化しておいてもよい。これは計算機の容量と計算速度から決まり、要素特性の型と複雑さによって適宜選択する。ただし、このテーブル内挿や数式化において、特性曲線は全作動域において、なめらかに接続されることが好ましい。特性曲線の僅かの不連続が、誘導変数の大きな不連続になることがある。

また、各要素特性としては通常の表示法によるものを採用する。これは実際のエンジンとの対応を明確にするばか

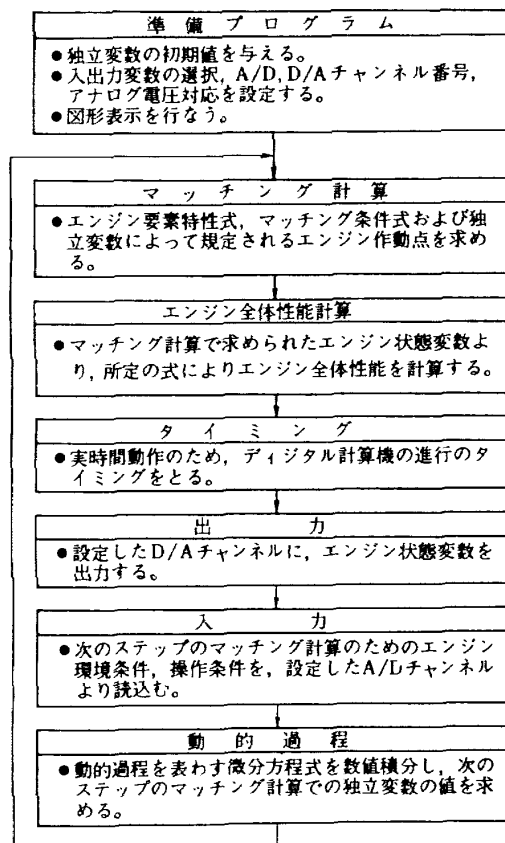


図 3 シミュレーション・プログラム流れ線図

りでなく、シミュレーション・プログラムを作成するための前段階での処理を不要にする。

デジタル・シミュレーションにおいて、機器（計算機、周辺機器）による誤差、数値計算上の誤差は極めて小さい。シミュレーション結果と、実際のエンジンとの差は主に要素特性の不正確さに原因するため、要素特性に関するデータが蓄積されるに従って、推定値 → 実験値、低次の近似 → 高次の近似、という修正は必要になる。

2.5 マッチング計算

2.3において述べた動的因子(1)~(3)の考慮の仕方によってエンジン要素間のマッチング条件は異なってくるが、制御問題を取扱う航空用ガスタービン・エンジンのシミュレーションにおいては、次の仮定のもとにマッチング計算を行なうのが適当である。

【1】 エンジン各要素の静特性は、過渡状態においても維持される。

【2】 空力的バランスは、機械的バランスに比べて十分速く生ずる。

【3】 エンジン部材、作動流体の熱容量は無視しうる。これらの仮定によると、マッチング条件は各要素間の圧力バランスと流量バランスをとることであり、マッチング計算は、要素特性を表わす方程式群と、このマッチング条件式との非線型連立方程式を解くことである。この解法は種々あるが、実時間動作を可能にするために、計算時間の短縮化のための工夫が必要である。この計算法については3章において詳しく述べる。

2.6 入出力

シミュレーションの入力信号には、エンジン制御変数（燃料流量、可変静翼角、抽気空気量など）と環境条件（温度、圧力、飛行速度など）とがあり、出力信号にはエンジン状態変数（推力、ロータ回転速度、エンジン各部の温度、圧力など）がある。シミュレーション装置の操作、および、外部機器（エンジン制御装置、表示器、記録器など）との接続を容易にするために入出力信号のみはアナログ量で取扱うのが適当である。図1,2にはこのためのスキャナ、A/D変換器、D/A変換器が示されている。これらの機器の制御、データの授受を行なうための機器制御サブプログラムを用意した。

デジタル計算機の特筆すべき特徴の一つは、その図形処理能力であろう。シミュレーション結果を、望む型の適当な図形として得ることにより、複雑なエンジンの動作を視覚的にとらえ、エンジンへの理解力、洞察力は飛躍的に増す。このために、図形出力機器としてCRTディスプレイ

イ、静電プリンタを用い、図形処理サブプログラムを完備した。

上記の入出力信号は、エンジン制御器のシミュレーション・テストの際の制御用検出器、燃料制御弁、アクチュエータなどの機器の伝達特性は考慮されていない。これらをも近似的に模擬するための基本的な制御要素サブプログラム（1次おくれ、2次おくれ、飽和、むだ時間など）を準備し、適宜用いた。

2.7 プログラム言語

実時間動作を可能にするため、計算時間は十分に短くなければならない。一般にFORTRAN言語のように浮動小数演算の方式のものは計算時間が増大するため、プログラムは計算時間が速く、融通性に富むアセンブラ言語で構成し、固定小数点演算方式を採用した。演算精度は通常のエンジン状態変数は単精度（16ビット）、積分過程の変数は倍精度（32ビット）である。アセンブラ言語はプログラミングが難解であり、固定小数演算は常に演算のあふれ、精度を注意する必要があるが、(i)プログラムをFORTRAN言語で構成し、(ii)デバック、検算を行ない、(iii)各変数の変化域を確認して、固定小数への変換係数（2のべき乗が便利である）を決定し、(iv)プログラムをアセンブラ言語に変換する、という順序をとると容易になる。

3 計算方法

図4は種々の型式のエンジンの要素構成、およびエンジン断面位置番号を示す。この章では、図4(a)に示す3軸ファンエンジンを対象として、シミュレーション計算の方法を説明することにする。

図4(b),(c),(d)など、2軸型、1軸型、また、熱交換器やフリータービンを有するものなど、各種の型式のエンジンについても計算方法は同じである。

3.1 記号

A	: 可変タービンノズル面積
a	: 1次進み遅れ系の進み時定数係数
E	: ガス流量の不一致の指標
E_{max}	: E の許容制限値
F	: 推力
f	: 任意の関数
G	: ガス流量
g	: 重力加速度
H_u	: 燃料発熱量
h	: エンタルピ

I	: ロータの極慣性モーメント
K_E	: ゲイン定数
K_F	: ゲイン定数
k	: 定数マトリックス の要素
L	: 負荷
M	: 飛行マッハ数
N	: ロータ回転速度
n	: マッチング計算内のくり返し回数
P	: 全圧力
p	: 静圧力
R	: ガス定数
R_d	: ラムドラッグ
S_θ	: 可変 静翼角度
S	: ラプラス演算子
T	: 全温度
$TSFC$: 燃料消費率
T_E	: 時定数
T_{HE}	: 熱交換器時定数
t	: 時間あるいは静温度
V	: 要素間容積
W_f	: 燃料流量

P	: 圧力ベクトル
G	: ガス流量差ベクトル
K	: 定数マトリックス
α	: 1ステップのシミュレーション演算におけるマ atching計算以外の演算の計算所要時間
θ	: 標準大気温度との温度比
δ	: 標準大気圧力との圧力比
η	: 効率
k	: 比熱比
τ	: 全要素特性の計算所要時間
dt	: 時間きざみ幅

添 字

F	: ファンロータ
L	: 低圧ロータ
H	: 高圧ロータ
HE	: 熱交換器
0, 1, 2, …, 8, b, j	: エンジン断面位置番号 (図4参 照)
01, 12, 23, …	: エンジン要素番号 (2つのエンジン断 面位置番号にはさまれた要素)
i	: エンジン断面位置
j	: マッチング計算内のくり返し番号

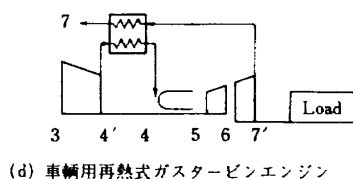
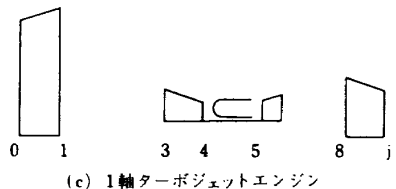
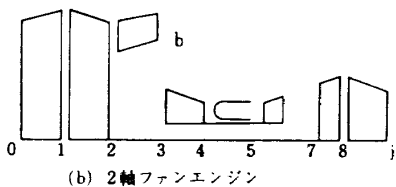
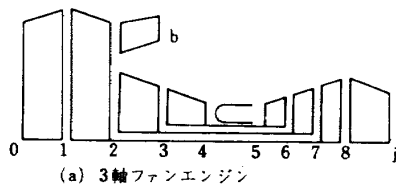


図 4 エンジンの要素構成, 断面位置番号

3.2 基礎方程式 (数学的モデル)

航空機用3軸ファンエンジンは, 2.5に述べた仮定【1】, 【2】, 【3】により, 以下に示す方程式群(式(1)~(29))によってモデル化することができる。

3.2.1 要素特性および定数

シミュレーション・プログラムを構成するために, 以下の要素特性および定数が必要である。

(1) 空気取入口特性

$$P_1/p_0 = f(M) \quad (1)$$

$$T_1/t_0 = f(M) \quad (2)$$

(2) ファン特性

$$G_{12}\sqrt{T_1}/P_1 = f(P_2/P_1, N_F/\sqrt{T_1}) \quad (3)$$

$$T_2/T_1 = f(P_2/P_1, N_F/\sqrt{T_1}) \quad (4)$$

(3) 低圧コンプレッサ特性

$$G_{23}\sqrt{T_2}/P_2 = f(P_3/P_2, N_L/\sqrt{T_2}) \quad (5)$$

$$T_3/T_2 = f(P_3/P_2, N_L/\sqrt{T_2}) \quad (6)$$

(4) 高圧コンプレッサ特性

$$G_{34}\sqrt{T_3}/P_3 = f(P_4/P_3, N_H/\sqrt{T_3}) \quad (7)$$

$$T_4/T_3 = f(P_4/P_3, N_H/\sqrt{T_3}) \quad (8)$$

(5) 燃焼器特性

$$T_5/T_4 = f(W_f/P_4\sqrt{T_4}, G_{45}\sqrt{T_4}/P_4) \quad (9)$$

$$P_5/P_4 = f(T_5/T_4, G_{45}\sqrt{T_4}/P_4) \quad (10)$$

(6) 高圧タービン特性

$$G_{56}\sqrt{T_5}/P_5 = f(P_5/P_6, N_B/\sqrt{T_5}) \quad (11)$$

$$T_5/T_6 = f(P_5/P_6, N_B/\sqrt{T_5}) \quad (12)$$

(7) 低圧タービン特性

$$G_{67}\sqrt{T_6}/P_6 = f(P_6/P_7, N_L/\sqrt{T_6}) \quad (13)$$

$$T_6/T_7 = f(P_6/P_7, N_L/\sqrt{T_6}) \quad (14)$$

(8) ファンタービン特性

$$G_{78}\sqrt{T_7}/P_7 = f(P_7/P_8, N_B/\sqrt{T_7}) \quad (15)$$

$$T_7/T_8 = f(P_7/P_8, N_B/\sqrt{T_7}) \quad (16)$$

(9) バイパスノズル特性

$$G_{2b}\sqrt{T_2}/P_2 = f(P_2/p_b) \quad (17)$$

$$F_b/P_2 = f(P_2/p_b) \quad (18)$$

(10) ジェットノズル特性

$$G_{8j}\sqrt{T_8}/P_8 = f(P_8/p_j) \quad (19)$$

$$F_j/P_8 = f(P_8/p_j) \quad (20)$$

(11) 定数

各ロータの慣性モーメント: I_F, I_L, I_B

燃料発熱量: H_u

マッチング計算時間幅: Δt

以上のエンジン要素特性および定数は推定値, 理論値, 実験値のいずれもよく, より実際に則したデータが得られた段階で修正すればよい。また, 上記の関数関係も簡略化して用いることが多い。例えば式(10)において, タービン特性はいわゆる楕円法則を用いて $G_{56}\sqrt{T_5}/P_5 = f(P_6/P_5)$, また, 式(19)において燃焼器圧力比 $P_5/P_4 = \text{定数}$, などと簡略化するのが普通である。

要素特性サブプログラムは, 図5(a)の矢印で示す入力-出力関係で構成する。つまり, 空気取入口と燃焼器のほかはすべて, その要素の入口温度, 入口圧力, 出口圧力および独立変数を入力とし, ガス流量と出口温度を出力としている。式(1)~式(20)はこの出力について陽関数表示となっており, 計算は直接的で容易である。

3.2.2 マッチング条件

前記の仮定により, マッチング条件は, エンジン要素間の圧力バランスと流量バランスをとることに帰し, マッチング条件式は次式であらわせる。

(1) 圧力バランス

$$\left. \begin{aligned} \frac{P_1}{P_0} \cdot \frac{P_2}{P_1} \cdot \frac{p_b}{P_2} &= \frac{p_b}{P_0} \\ \frac{P_1}{P_0} \cdot \frac{P_2}{P_1} \cdot \frac{P_3}{P_2} \cdot \frac{P_4}{P_3} \cdot \frac{P_5}{P_4} \cdot \frac{P_6}{P_5} \cdot \frac{P_7}{P_6} \cdot \frac{P_8}{P_7} \cdot \frac{p_j}{P_8} &= \frac{p_j}{P_0} \end{aligned} \right\} (21)$$

(2) 流量バランス

$$\left. \begin{aligned} G_{12} &= G_{23} + G_{2b} \\ G_{23} &= G_{34} \\ G_{34} + W_f &= G_{45} = G_{56} = G_{67} = G_{78} = G_{8j} \end{aligned} \right\} (22)$$

3.2.3 動的過程

2.3における説明, および前記の仮定より, 航空機用3軸ファンエンジンの動特性に影響を及ぼす動的因子は, 3つのロータの慣性能率のみを考慮すればよいことになる。

(1) ファンロータ運動方程式

$$\frac{dN_F}{dt} = \frac{G_{12}(h_1 - h_2) + G_{78}(h_7 - h_8)}{\left(\frac{2\pi}{60}\right)^2 I_{FN_F}} \quad (23)$$

(2) 低圧ロータ運動方程式

$$\frac{dN_L}{dt} = \frac{G_{23}(h_2 - h_3) + G_{67}(h_6 - h_7)}{\left(\frac{2\pi}{60}\right)^2 I_{LN_L}} \quad (24)$$

(3) 高圧ロータ運動方程式

$$\frac{dN_B}{dt} = \frac{G_{34}(h_3 - h_4) + G_{56}(h_5 - h_6)}{\left(\frac{2\pi}{60}\right)^2 I_{BN_B}} \quad (25)$$

3.2.4 エンジン全体性能

エンジン全体性能としてのラムドラッグ, グロス推力, 正味推力, 燃料消費率, 等はそれぞれ式(26)~式(29)で求められる。

$$R_d = \frac{G_{12}}{g} \cdot M \cdot \sqrt{g \kappa R t_0} \quad (26)$$

$$\frac{F_{gross}}{\delta_0} = \frac{F_b}{\delta_0} + \frac{F_j}{\delta_0} \quad (27)$$

$$\frac{F_{net}}{\delta_0} = \frac{F_b}{\delta_0} + \frac{F_j}{\delta_0} - \frac{R_d}{\delta_0} \quad (28)$$

$$\frac{TSFC}{\sqrt{\theta_0}} = \frac{W_f}{\sqrt{\theta_0} \delta_0} \left/ \left(\frac{F_{net}}{\delta_0} \right) \right. \quad (29)$$

3.3 マッチング計算

図5(a)は3軸ファンエンジンのシミュレーション・プログラムにおける, エンジン要素サブプログラム間の情報の流れを示している。マッチング計算はエンジン要素特性に基づいて, 刻々変化する運転条件, エンジン状態に対し, 逐一マッチングをとりながら, エンジン作動点を決めていく方法をとっている。各エンジン要素は入口圧力, 出口圧力, 入口温度および独立変数を与えれば, 出口温度とガス流量が求まるから, 各要素間の圧力を指定すれば, すべての要素のガス流量は計算される。この時, マッチング条件

の圧力バランス(式(20))は当然満たされているが、流量バランス(式(22))は満たされるとは限らない。そこで次の順序で計算を行ない、流量バランスがとれるようにする。

- [1] 圧力ベクトル P を仮定する。
- [2] 各要素のガス流量を計算する。

[3] 各要素間のガス流量の不一致の指標 E を計算し、 $E > E_{max}$ ならば、式(30)によって P を修正し、 $E \leq E_{max}$ になるまで [2], [3] をくり返す。

$$P_{j+1} = P_j + K \cdot G_j \tag{30}^*$$

ここで

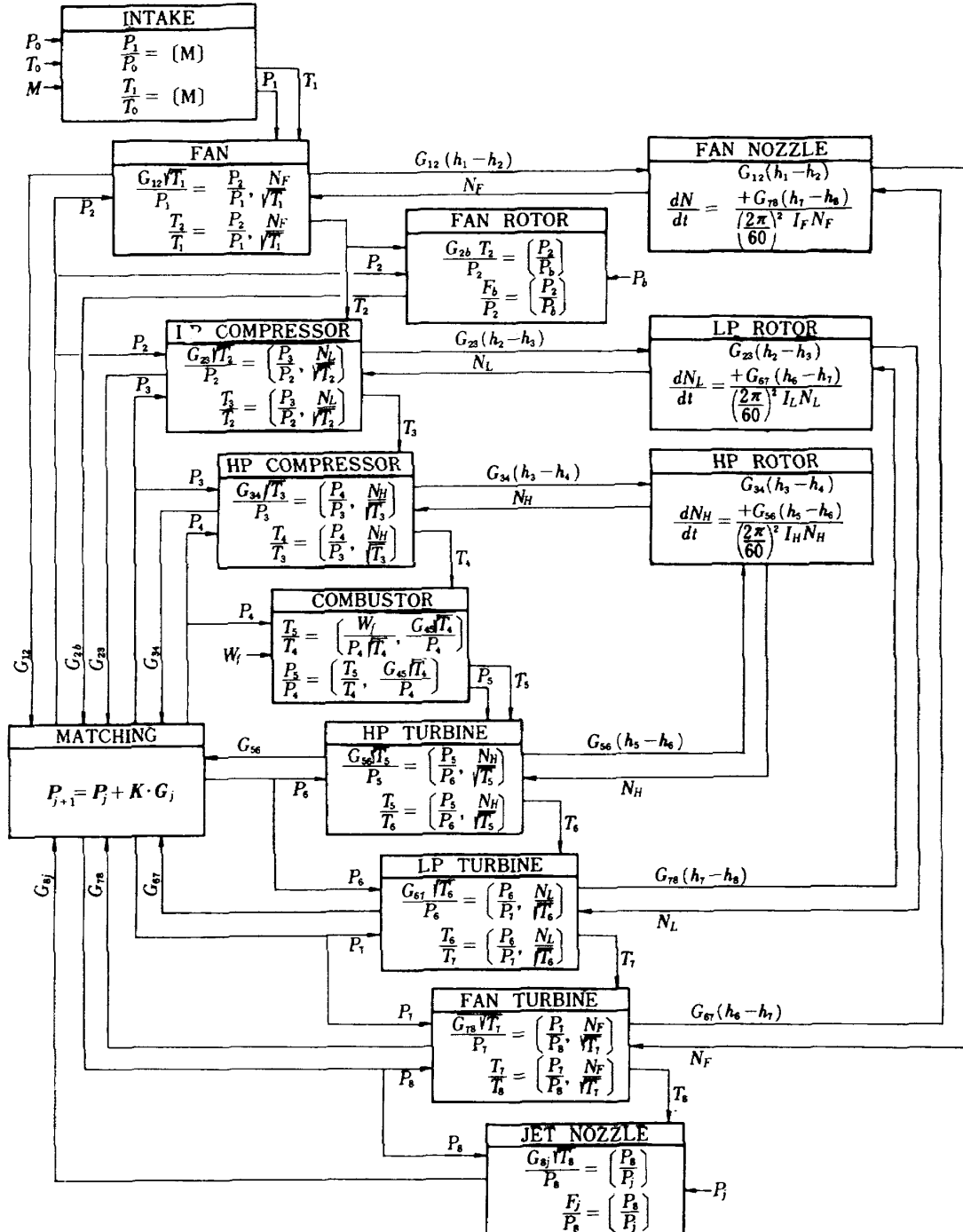


図 5(a) エンジン要素間の情報の流れ(3軸ファンエンジン)

* もしエンジン要素の間に容積 V_i (i はエンジン断面位置番号) を考えると、集中定数系とみなした場合、 i における圧力変化は、近似的に

$$\frac{dP_i}{dt} \sim \frac{RT_i}{V_i} (G_{i-1,i} - G_{i,i+1})$$

とあらわすことができる⁽⁴⁾。マッチング条件から、上式の最終値がマッチング点となっている。式(30)は上式を1次近似で解いているのと等価である。ここで、 RT_i/V_i を k_i とおきかえ、できるだけ速く上式の最終値を得るよう、その値を適当に選んでいる。

$$P = \begin{pmatrix} P_2 \\ P_3 \\ P_4 \\ P_6 \\ P_7 \\ P_8 \end{pmatrix} \quad (31)$$

$$G = \begin{pmatrix} G_{12} - G_{23} - G_{2b} \\ G_{23} - G_{34} \\ G_{45} - G_{56} \\ G_{56} - G_{67} \\ G_{67} - G_{78} \\ G_{78} - G_{8j} \end{pmatrix} \quad (32)$$

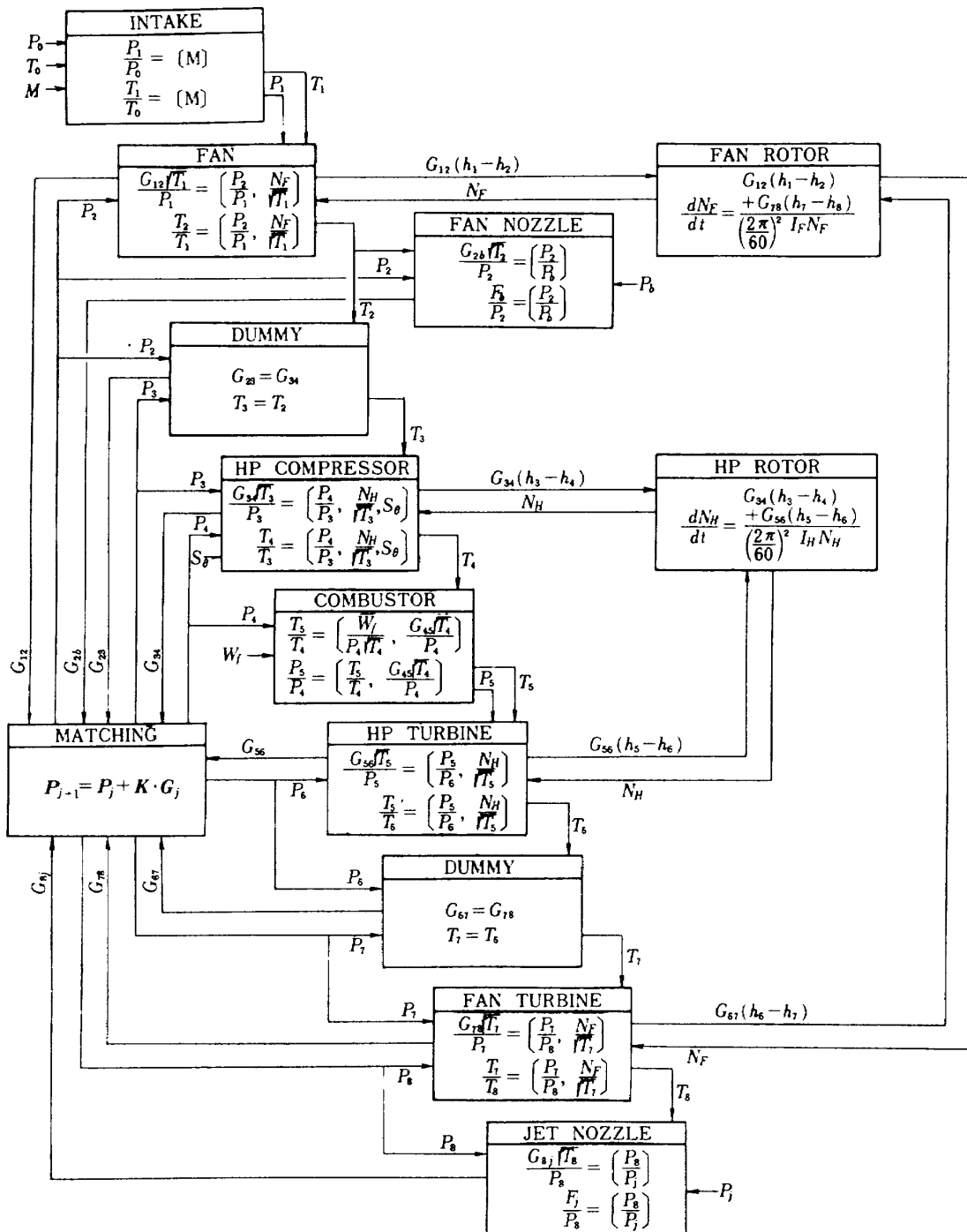


図 5(b) エンジン要素間の情報の流れ (2軸ファンエンジン)

$$K = \begin{pmatrix} k_2 & & & & & & & & & \\ & k_3 & & 0 & & & & & & \\ & & k_4 & & & & & & & \\ & & & k_6 & & & & & & \\ & 0 & & & k_7 & & & & & \\ & & & & & k_8 & & & & \end{pmatrix} \quad (33)$$

$$E = \left| \frac{G_{12} - G_{23} - G_{2b}}{(G_{12} + G_{23} + G_{2b})/2} \right| + \left| \frac{G_{23} - G_{34}}{(G_{23} + G_{34})/2} \right| + \left| \frac{G_{45} - G_{56}}{(G_{45} + G_{56})/2} \right| + \left| \frac{G_{56} - G_{67}}{(G_{56} + G_{67})/2} \right| + \left| \frac{G_{67} - G_{78}}{(G_{67} + G_{78})/2} \right| + \left| \frac{G_{78} - G_{8j}}{(G_{78} + G_{8j})/2} \right| \quad (34)$$

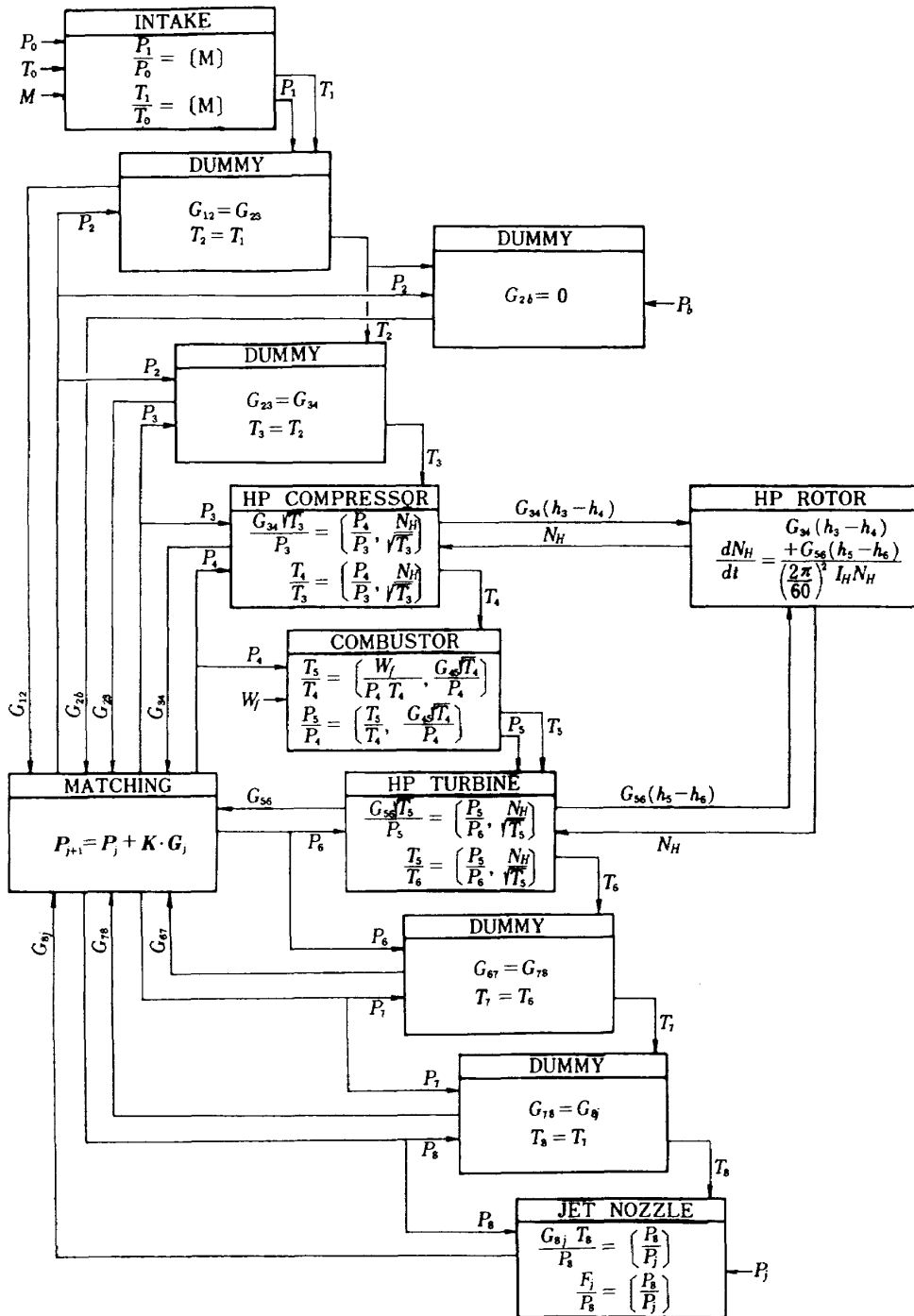


図 5(c) エンジン要素間の情報の流れ (1軸ターボジェットエンジン)

である。

ここで、定数マトリックス K の値はマッチング計算の収束速度に影響する。よい収束を得るための K の値は、エンジン要素特性の形、エンジンの作動点、などによって異なり、試行によって定めなければならない。 K の値は大きくする程、収束は速くなるが、過度に大きいと計算を不安定にし、発散させる。エンジンの全作動領域内で最も計算が

不安定になるのは、圧力変化に対してガス流量の変化が大きくなる領域で、通常はエンジンのアイドル点附近以下となる。この領域で安定収束が得られる K の値を決定すればよい。

この計算方法において操作ベクトル $P = (P_2, P_3, P_4, P_6, P_7, P_8)^T$ は同時に修正され、また、要素間のガス流量差ベクトル $G = (G_{12} - G_{23} - G_{2b}, G_{23} - G_{34},$

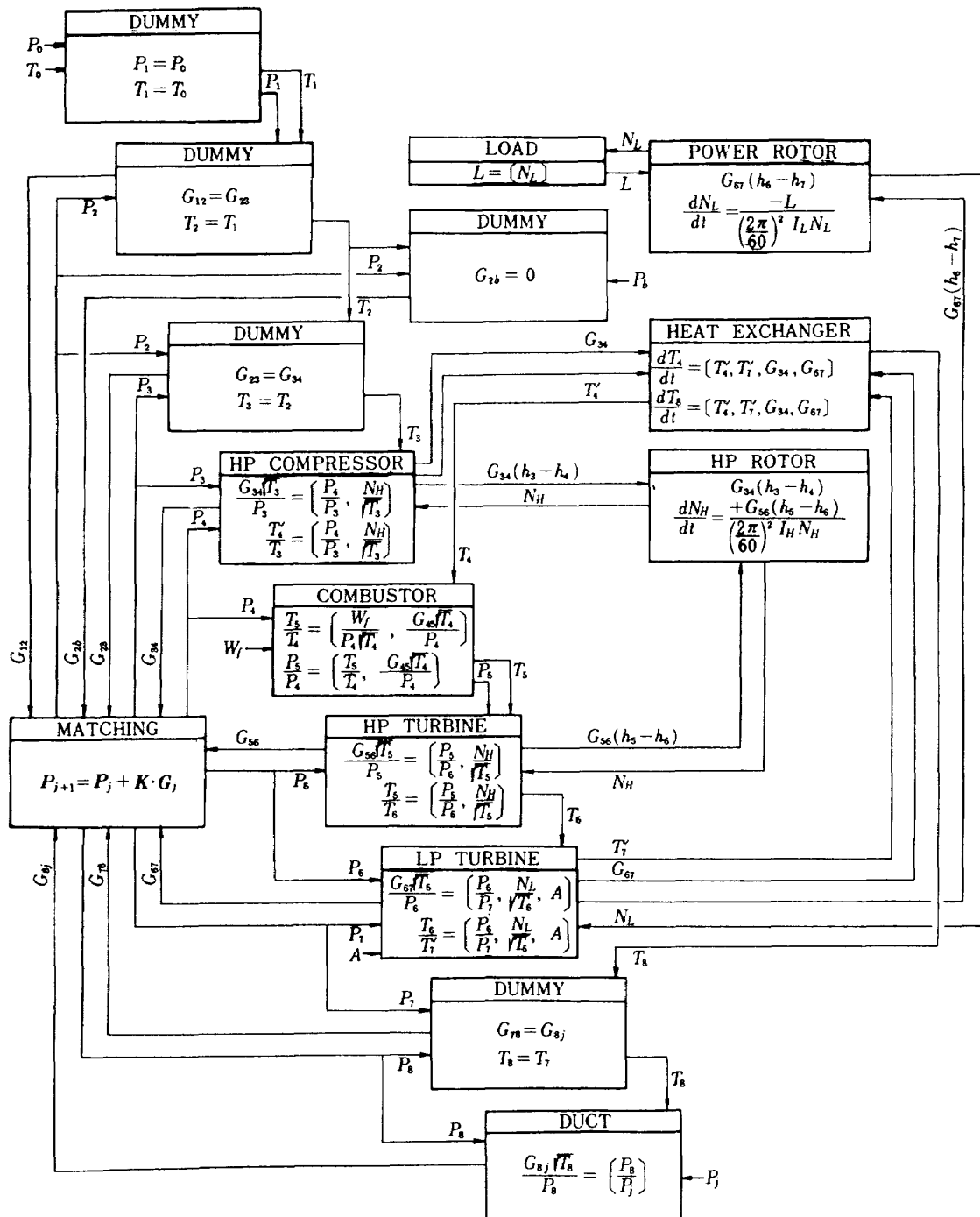


図 5(d) エンジン要素間の情報の流れ (車輻用再熱式ガスタービンエンジン)

$G_{45} - G_{56}, G_{56} - G_{67}, G_{67} - G_{78}, G_{78} - G_{8j})^T$ は P の修正すべき方向と大きさを指定している。このため、収束速度は、非線型連立方程式の一般的解法に比べて速くなるといえる。

また、この計算方法では P の値の一回目の仮定値が不適当であると収束せず、解が得られない。しかし、2.3 に述べた時間きざみ幅 (20 msec 程度) 内において、エンジン作動点が大きく変化することはなく、前ステップのマッチング計算の結果を、次のステップの一回目の仮定値として用いれば十分である。

さて、ここで述べたマッチング計算法は、他の種々の型式のエンジンへ容易に適応される。1軸ターボジェットエンジン (図5(c)) を例にとってこれを説明する。

1軸ターボジェットエンジンの場合、 P, G, E は、それぞれ、

$$P = \begin{bmatrix} P_4 \\ P_8 \end{bmatrix} \quad (35)$$

$$G = \begin{bmatrix} G_{45} - G_{56} \\ G_{56} - G_{8j} \end{bmatrix} \quad (36)$$

$$K = \begin{bmatrix} k_4 & 0 \\ 0 & k_8 \end{bmatrix} \quad (37)$$

$$E = \left| \frac{G_{45} - G_{56}}{(G_{45} + G_{56})/2} \right| + \left| \frac{G_{56} - G_{8j}}{(G_{56} + G_{8j})/2} \right| \quad (38)$$

となる。ただし、エンジン断面位置番号6と8は同じ位置である (図4参照)。式(31)~(34)において

$$\left. \begin{aligned} G_{12} &= G_{23} = G_{34} \\ G_{56} &= G_{67} = G_{78} \\ G_{2b} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (39)$$

とおくと、式(31)~(34)は式(35)~(38)と等価である。つまり、3軸ファンエンジンに対比して存在しないエンジン要素 (ファン、低圧コンプレッサ、低圧タービン、ファンタービン、バイパスノズル) の特性として、ガス流量は後段の要素のそれと等しく、出口温度は入口温度に等しい、というダミーのサブプログラムを用意すれば、式(31)~(34)がそのまま使用できることになる。すなわち K の値が異なる以外、マッチングプログラムの構造は同じでよい。このことは図5(a)と(c)を対比すれば明瞭となる。

同様に、2軸ファンエンジン (図5(b)) では、低圧コンプレッサ、低圧タービンについて、上記の法則でダミーのサブプログラムを用意すればよい。

次に、車輛用再熱式ガスタービン・エンジン (図5(d)) においては、熱交換器特性をあらわす微分方程式が附加され、これを一次近似の数値積分で解くと、

$$\left. \begin{aligned} T_4(t + \Delta t) &= T_4(t) + f(T_4', T_7', G_{34}, G_{67}) \cdot \Delta t \\ T_7(t + \Delta t) &= T_7(t) + f(T_4', T_7', G_{34}, G_{67}) \cdot \Delta t \end{aligned} \right\} (40)$$

ただし、 T_4' : 高圧コンプレッサ出口温度
熱交換器低温側入口温度
 T_7' : フリータービン出口温度
熱交換器高温側入口温度
 T_4 : 燃焼器入口温度
熱交換器低温側出口温度
 T_7 : 排気ダクト入口温度
熱交換器高温側出口温度

となり、時刻 $t + \Delta t$ における T_4, T_7 は時刻 t におけるマッチング計算の結果のみによって決まり、マッチング計算のくり返し計算 (3.3 [1][2][3]) においては一定である。従って、この場合も上記のマッチング・プログラムはそのまま使用できる。(熱交換器の圧力損失を考慮する場合は、その効果を前後のエンジン要素に組入れればよい)

ここで示唆されるように動的過程の演算は、時刻 t におけるマッチング計算で得られたエンジン状態量のみで行なわれ、時刻 $t + \Delta t$ におけるマッチング計算の独立変数を規定するだけである。2.3 において述べたエンジン動特性に影響を与える動的因子の導入はマッチング計算法を本質的に変えることはなく、むしろ、独立変数が増すだけ、マッチング計算の負担は軽減されるといえる。ただし、計算時間幅との兼ね合いから、極めて速い現象となる動的過程の導入は、計算の不安定をもたらすから注意を要する。

次に計算時間について吟味する。エンジン要素特性の計算に要する時間を τ 、マッチング計算におけるくり返し回数 (3.3 [1][2][3]) を n とすると、マッチング計算の所要時間は $n \cdot \tau$ となる。また、データの入出力、数値積分、全体性能計算、などマッチング計算以外の計算所要時間を α とすれば、シミュレーションの時間刻み幅は $n \cdot \tau + \alpha$ となる。過渡時の精度を維持した実時間シミュレーションを実現するためには、2.3 で述べたように

$$n \cdot \tau + \alpha < 20 \quad [\text{msec}] \quad (41)$$

が要求される。本シミュレーション装置においては、種々の型式のエンジンのシミュレーションの経験から $\tau < 2$ msec は可能であり、 $\alpha \ll n \cdot \tau$ であるから、

$$n < 10 \quad [\text{回}] \quad (42)$$

つまり、マッチング計算内のくり返し回数は10回以下ということになる。この回数は、マッチング精度 0.5% ($E \leq E_{\max} = 0.005$) を得るのに十分である。

4 シミュレーション例

3.において述べた計算方法にもとづいて構成した汎用シミュレーション・プログラムにより、これまでに1軸ターボジェットエンジン(図4(c))であるリフトジェットエンジンJR100⁽⁷⁾、車輛用再熱式ガスタービンエンジン(図4(d))、および2軸ファンエンジン(図4(b))の実時間シミュレーションを試み、これらのエンジンの動特性の究明、制御機器設計のためのデータの取得、および試作制御器の動作テスト、等を行なった。この結果、本シミュレーション装置、および汎用シミュレーション・プログラムは、2.1に述べた目標をすべて満たし、従来のシミュレーションにみられない優れた性能を示し、満足すべきものであった。また、エンジン制御器の研究開発に極めて有効であることも確認された。以下に、この3種類のエンジンのシミュレーション結果について述べる。

4.1 リフトジェットエンジンJR100⁽⁷⁾

このエンジンの構造は図4(c)に示すように、1軸、固定形状のターボジェットエンジンで、その要素特性、全体性能、動特性は実験的に詳細に求められている。この型式のエンジンのシミュレーション・プログラムの情報の流れは図5(c)に示されている。

図6は実験試験、およびシミュレーションより得られたエンジン定常特性を示す。燃料流量 W_f 、コンプレッサ空気流量 G_{34} 、コンプレッサ出口圧力 P_4 、タービン出口温度 T_6 、推力 F がエンジン回転速度 N に対してプロットしてある。一方、燃料流量の変化に対するエンジン回転速度および推力の応答特性は、線型化近似で求まる伝達関数として、それぞれ

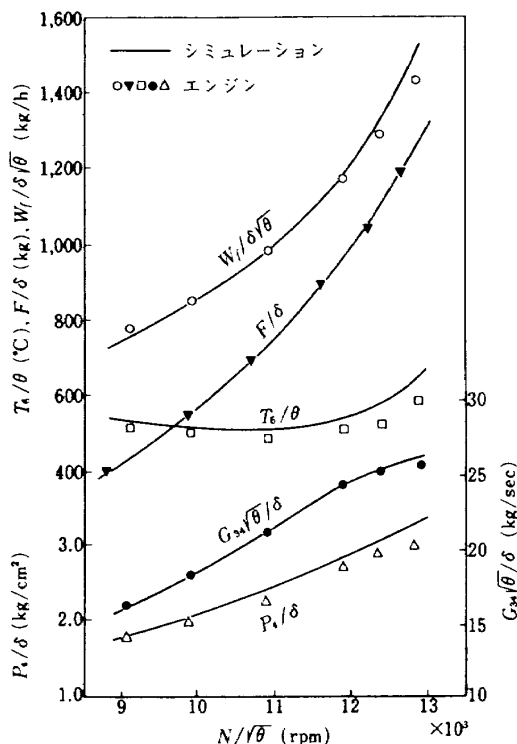


図6 定常特性(リフトジェットエンジンJR100)

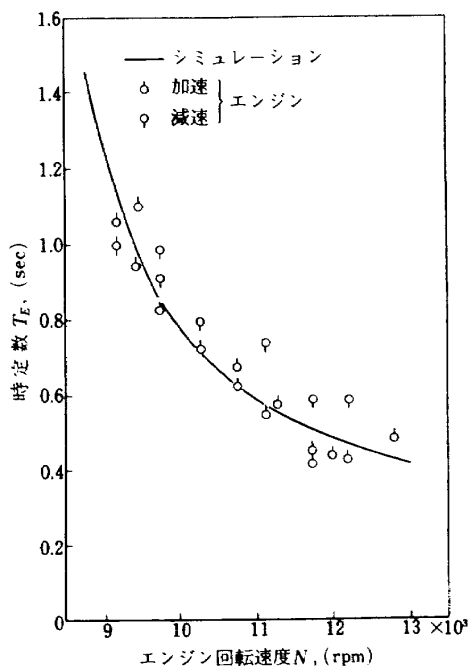


図7 エンジン時定数
(リフトジェットエンジンJR100)

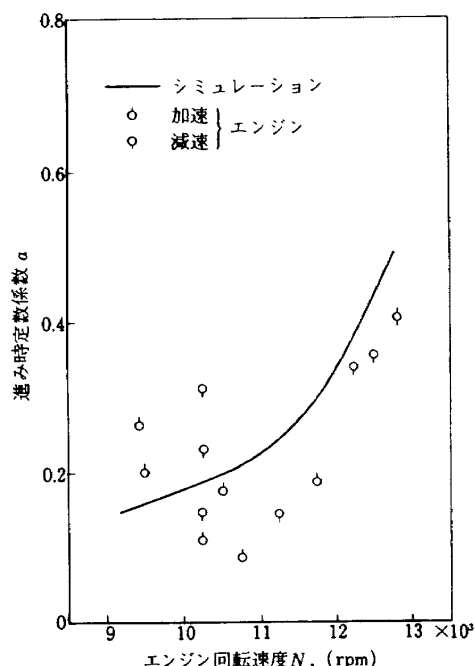


図8 推力進み時定数
(リフトジェットエンジンJR100)

$$\left. \begin{aligned} \frac{N(S)}{W_f(S)} &= \frac{K_E}{1 + T_E S} \\ \frac{F(S)}{W_f(S)} &= K_F \frac{1 + \alpha T_E S}{1 + T_E S} \end{aligned} \right\} \quad (43)$$

と表わすことができ⁽⁷⁾、実機とシミュレーションの動特性を式(43)の係数 T_E 、 α によって比較すると図7,8のようになる。図6,7,8によって、シミュレーション結果は静特性、動特性とも実機試験の結果によく一致することがわかる。

4.2 車輛用再熱式ガスタービン・エンジン

このエンジンの構造は図4(d)に示すように、熱交換器をもち、フリータービンのノズル形状が可変となっている車輛用の再熱式ガスタービン・エンジンで、その要素特性とエンジン定常特性は既に実験的に得られている。この型式のエンジンのシミュレーション・プログラムの情報の流れは図5(d)に示されている。

図9はコンプレッサ特性線図上での、3種のフリータービンノズル面積Aに対する定常作動線を示す。実機データはA=100%のみについて得られており、シミュレーション結果との比較ができる。また、図10(a), (b)は、それぞれ、2つのエンジン操作変数である燃料流量とフリータービンノズル面積のステップ状変化に対する、コアロータ回転速度 N_H 、パワロータ回転速度 N_L 、コアタービン入口温度 T_5 、フリータービン入口温度 T_6 、コンプレッサ出口圧力 P_4 、および、パワロータの軸馬力の応答のシミュレーション結果である。過渡応答に関する実機データは現在のところ得られておらず比較はできない。図10においては、熱交換器特性は1次遅れ系(時定数 T_{HE})で近似し、また、負荷特性として水動力計特性を想定している。つまり、

シミュレーション結果である。過渡応答に関する実機データは現在のところ得られておらず比較はできない。図10においては、熱交換器特性は1次遅れ系(時定数 T_{HE})で近似し、また、負荷特性として水動力計特性を想定している。つまり、

$$\left. \begin{aligned} T_4(t + \Delta t) &= \left\{ \eta_{HE} (T_7'(t) - T_4'(t)) - T_4(t) + T_4'(t) \right\} \\ &\quad \times \left\{ 1 - \exp(-\Delta t / T_{HE}) \right\} + T_4(t) \\ \eta_{HE} &= \frac{T_4 - T_4'}{T_7 - T_4} \sim \text{一定} \\ L &= 121 \left(\frac{N_L}{10700} \right)^{2.45} + 10 \quad [\text{PS}] \end{aligned} \right\} \quad (44)$$

4.3 2軸ファンエンジン

このエンジンの構造は図4(b)に示すように、2軸、高圧コンプレッサ静翼角可変のフロントファン・エンジンで、その要素特性とエンジン定常特性は既に実験的に得られている。この型式のエンジンのシミュレーション・プログラムの情報の流れは図5(b)に示されている。

図11は実機試験、およびシミュレーションより得られたエンジン定常特性を示す。燃料流量 W_f 、低压ロータ回転速度 N_L 、ファン出口圧力 P_3 、ファン出口温度 T_3 、高圧コンプレッサ出口圧力 P_4 、高圧コンプレッサ出口温度 T_4 が高圧ロータ回転速度 N_H に対して、エンジン入口修正値でプロットしてある。また、図12は過渡応答の一例で、実機試験で与えたのと同じ燃料指令($N_H = 81 \rightarrow$

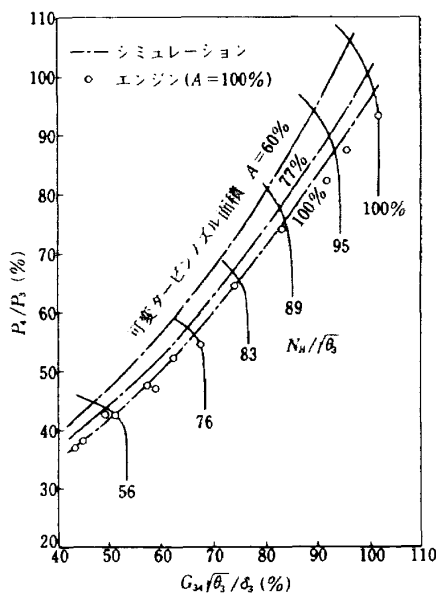


図9 定常作動線 (車輛用再熱式ガスタービンエンジン)

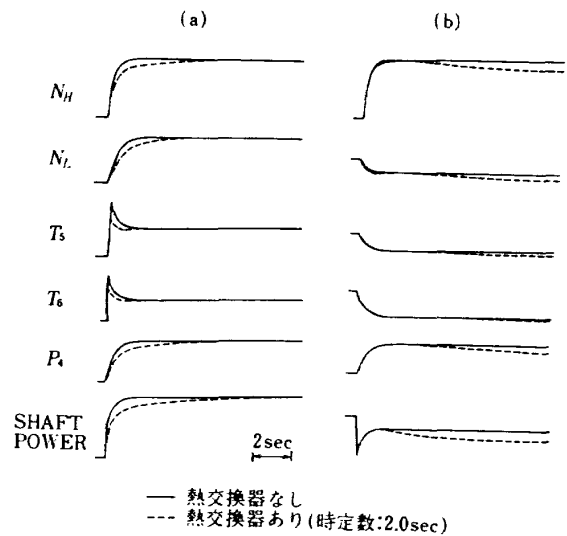


図10 過渡応答(車輛用再熱式ガスタービンエンジン)
(a) 燃料流量をステップ状に変化させた場合
(b) フリータービンノズル面積をステップ状に変化させた場合

85%の加速指令に相当)をシミュレーションで与えた時の各エンジン変数の応答を示す。応答性の比較のために図12では、シミュレーション結果は定常状態誤差分(図11参照)だけ平行移動して、実機データと初期値を一致させてある。図11, 12から、ここにおいてもシミュレーション結果と実機試験結果とのよい一致がみられる。

また、図13, 14, 15, 16は、それぞれファン特性線図上、高圧コンプレッサ特性線図上、高圧タービン特性線図上、およびファンタービン特性線上での定常作動線(地上静止状態)、加速径路(B)→(A)、減速径路(A)→(B)のシミュレーション結果の一例である。(このエンジンの動特性についてのシミュレーション・スタディ、実機試験については別報にて報告する予定である。)

5 考察とまとめ

4.1~4.3のシミュレーションの結果から、本シミュレーション法が2.1にかかげた目標(1)~(8)をいかに達成しえ

たかを、その目標に考察してみる。

(1) まず、ガスタービン・エンジンのデジタル・シミュレーションにおいても、実時間動作は可能であることが立証された。これはデジタル計算機、周辺機器の性能によるばかりでなく、3に述べた計算方法が、計算時間の短縮のために効果的であったことによっている。

(2) また、シミュレーション計算は全てデジタル計算機で行っており、従来の実時間シミュレーション法(アナログ式、ハイブリッド式)に比較し、精度は格段に向上している。演算精度は0.003%(16ビット演算)、また、オイラー法の数値積分を用い、計算きざみ幅が20msec以下であることから、過渡状態における演算精度は約0.13% ($\sim \frac{1}{2} (\frac{\Delta t}{T_E})^2$) 以上を維持している。シミュレーションの総合精度としては、3.3[3]で述べたガス流量の不一致の制限値 E_{max} のとり方にもよるが、実時間シミュレーションでは、 $E_{max} = 0.001 \sim 0.005$ 程度が現実的であり、最悪時でも0.6%前後となろう。

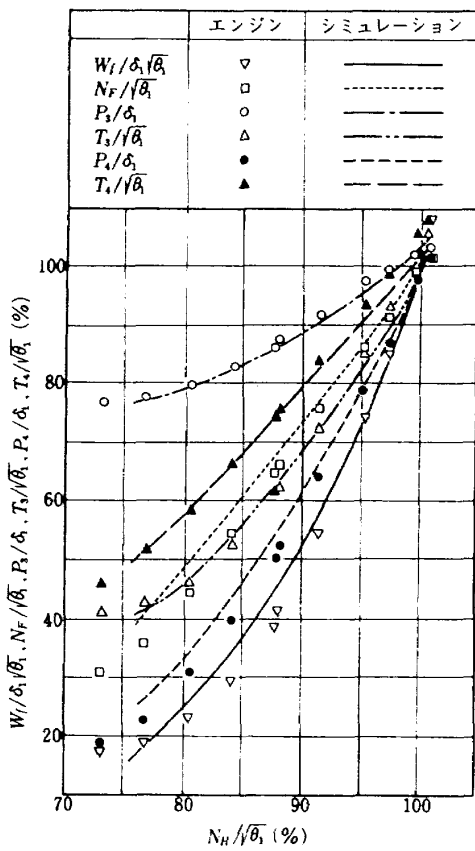


図 11 定常特性 (2軸ファンエンジン)

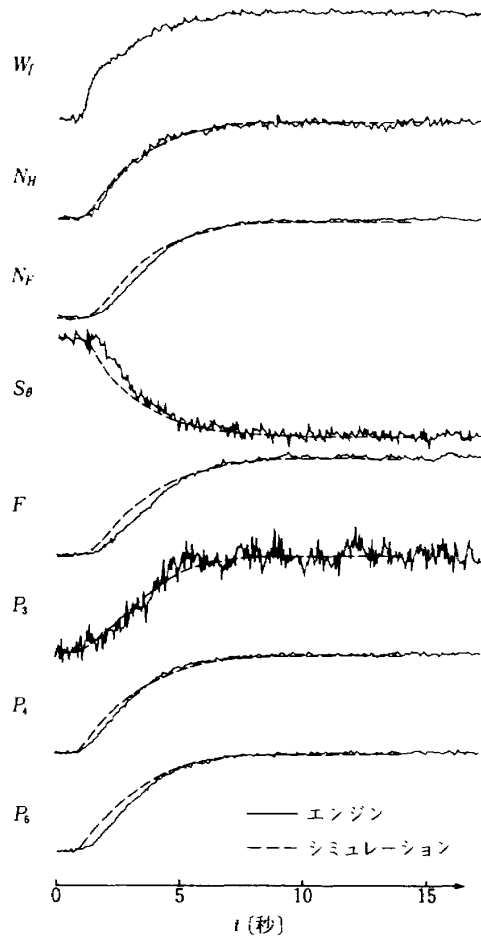


図 12 過渡特性 (2軸ファンエンジン)

(3) 4.1~4.3のシミュレーションは、試作した電子式エンジン制御器の動作テストに多く用いられ、有効であることが確認された。これらの制御器の入出力信号の大部分はアナログ電気信号であり、シミュレーション装置とはアナログ信号で容易に結合された。

なお、近年、デジタル演算式のエンジン制御器が多く開発されており、パルス信号やデジタル信号を扱うケースが多くなってきている。このため、アナログのみならずパルス、デジタル入出力機能をシミュレーション装置にもたせることは必要となろう。

(4) 図形処理はエンジンの複雑な作動を視覚的にとらえ、直感的な洞察力、理解力を深めるといえる。エンジン要素特性線図上での作動点の軌跡、エンジン変数間の関連、制御変数の変化など、適当な図形上へのシミュレーション結

果の実時間表示は、本シミュレーションで有効に用いられた。一例を図17に示す。図形表示の明解性、能率性は顕著であることが認められた。

(5) 計算の安定性は式(9)の定数マトリックス K に依存している。3.3で述べたように K はエンジンアイドル点附近で収束が速く、しかも安定な計算がなされるように設定すれば、実用上問題は無い。この場合、マッチング計算において収束速度と安定性とは相反しており、アイドル点以上では収束速度を不用に長くしてしまうこともあり、 K をエンジン作動点によりアダプティブに変化させることも考えられる。

シミュレーション結果と実機試験結果とは図6~12で比較されたように、よく一致しており、本シミュレーションは極めて忠実に実機を模擬しているといえる。また、本

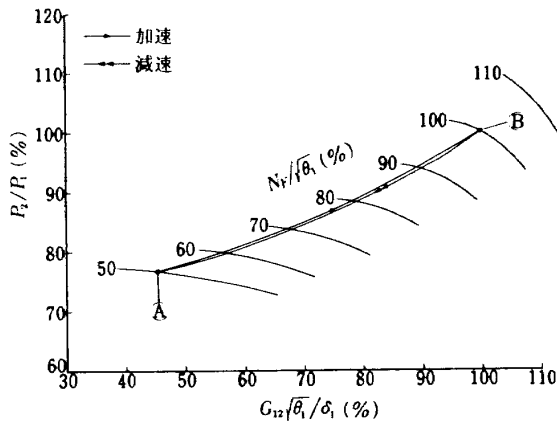


図 13 ファン特性線図上での加減速径路 (2軸ファンエンジン)

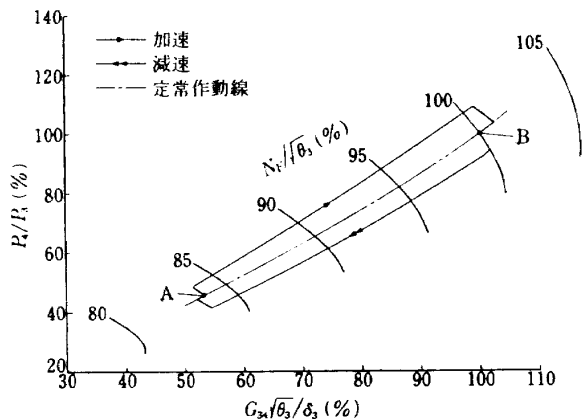


図 14 高圧コンプレッサ特性線図上での加減速径路, 定常作動線 (2軸ファンエンジン)

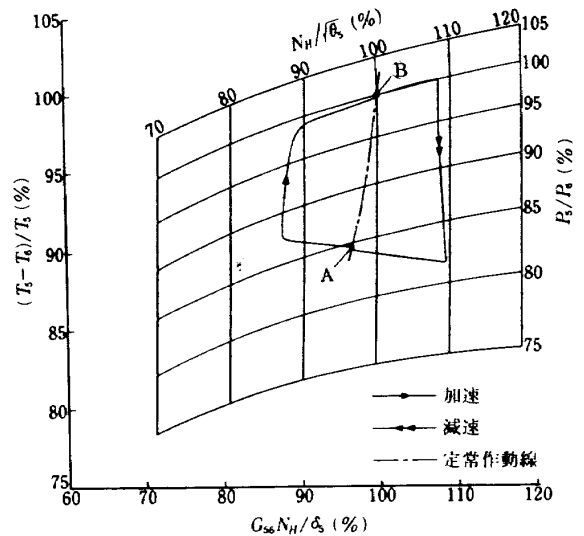


図 15 高圧タービン特性線図上での加減速径路, 定常作動線 (2軸ファンエンジン)

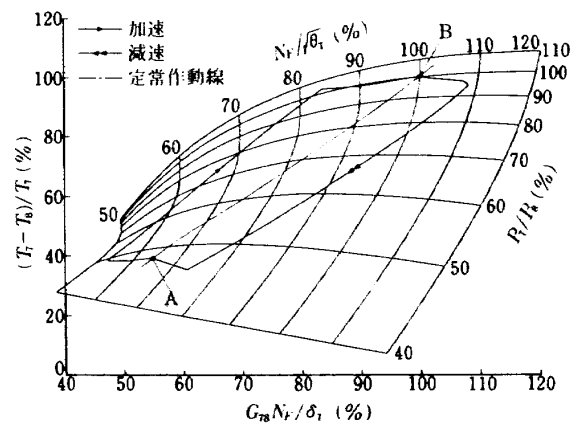


図 16 ファンタービン特性線図上での加減速径路, 定常作動線 (2軸ファンエンジン)

シミュレーションとほぼ同じ基礎データもとづくシミュレーションにおいて、動特性、静特性ともに、実機データとよく一致することが多くの報告^{(8)~(10)}で示されている。

デジタル・シミュレーションにおいて、シミュレーション機器による誤差、数値計算による誤差は小さく、シミュレーション結果と実機データとの差は主にエンジン要素特性の不正確さによっており、より正確な要素特性を用いることにより、シミュレーション精度の向上が期待される。

(6) 4.3に述べた2軸ファンエンジンは開発途上のエンジンであって、そのシミュレーションも、エンジン設計段階の理論的要素特性から構成したものにはじまり、開発計画の進展と共に、より実際に則した要素特性データが蓄積されるに従って、次々と改訂されてきた。この改訂はシミュレーション・プログラムのサブプログラム単位の部分的改訂であり容易になされた。

この改訂を通して、シミュレーション結果は静特性、動特性ともに、定性的にも定量的にも、あまり大きな変化はみられなかった。これは要素設計の的確さを示しているわ

けであるが、同時に、エンジン設計段階にシミュレーションにより、エンジン全体の挙動を高い精度で予知できることも示している。このことは、エンジン制御システムの設計、開発に有効であるばかりでなく、エンジン全体の静的性能、動的性能をも考慮したエンジン本体の設計、開発のためにも有効であることを示唆している。エンジン要素単位の設計点性能、設計点外性能に重点をおいた従来のエンジン設計法に、このような観点を附加することは極めて有意義である。

(7) シミュレーション・プログラムは図2に示したように、エンジン要素単位に分割されており、また、各要素特性は通常の表示法によるものを採用しているため、実機との対応は明解なものとなっている。

各要素特性のプログラム法については2.4で述べたが、ここで、4.1~4.3のうち最も複雑な型式の2軸ファンエンジンの実際例をとりあげて、それを例示すると表1のようになる。

(8) 本報告のシミュレーション・プログラムの汎用性に

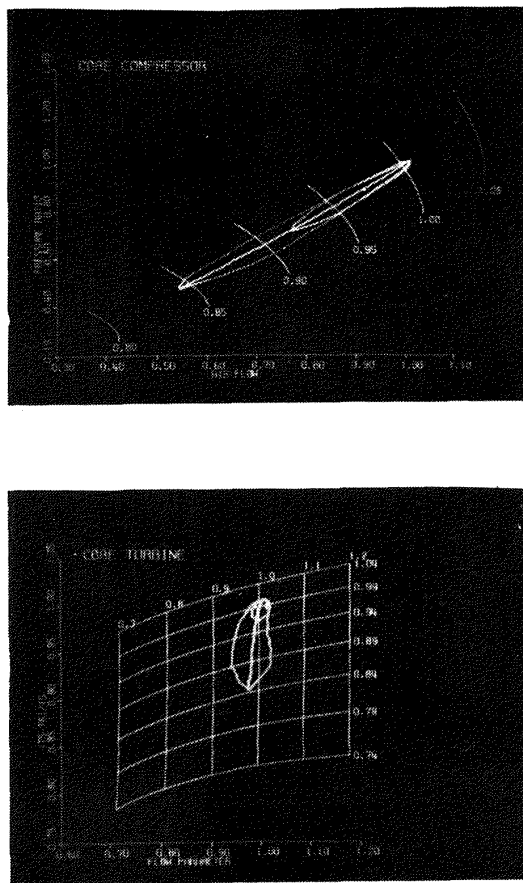


図 17 ディスプレイ装置の実時間表示

については、3種の型式のエンジンのシミュレーションが統一的行ないえたことで明瞭であろう。この3つの例のほか、3軸ファンエンジン以下の構成のエンジンに十分に利用できるものと思われる。

しかし、ガスタービン・エンジンの構成要素の配列は、その用途により千差万別であり、ここで扱ったものと極端に異なった構成のエンジンを対象とする場合、シミュレーション・プログラムの部分的改造は必要となるだろうが、その基本的な構成手法は十分に生かせるだろう。

6 展 望

シミュレータの精度の向上のためにエンジン要素特性の表示を、より高次の近似式あるいは詳細なデータ・テーブルの形にする必要が生じる。また、最近のエンジンのサイクル、機械的構造の複雑化は、エンジン要素間の関数関係を複雑にし、独立変数(エンジン操作量)を増大させている。これらはすべてディジタル・シミュレーションにおいて計算時間の増大をもたらす、本報告の手法によっても実時間動作の実現を困難にするものと予測される。

この困難への1つのアプローチは、ディジタル計算機の処理速度を向上させることであろうが、より効果的なアプローチは複数計算機の並列演算による方法であろう。シミュレーション・プログラムをいくつかの部分に分割して、各々を独立に計算すれば計算時間が減少するわけである。この時、その分割法を含むソフトウェアが問題になるが、本報告の手法はエンジン要素単位で分割でき、それぞれ別々の計算機で並列処理が可能となるように配慮されている。

表1 要素特性サブプログラムのメモリ容量と特性表示法の一例(2軸ファンエンジン)

	メモリ容量	表示法
空気取入口	106	理論式+テーブル
ファン	296	実験式+テーブル
低圧コンプレッサ	16	(ダミー)
高圧コンプレッサ	440	実験式+テーブル
燃 焼 器	68	実験式
高 圧 タ ー ビ ン	401	実験式+テーブル
低 圧 タ ー ビ ン	15	(ダミー)
ファンタービン	465	実験式+テーブル
バイパスノズル	128	テーブル
ジェットノズル	146	テーブル

近年のミニ・コンピュータ、マイクロ・コンピュータの性能、大きさ、価格における著しい進歩を考えると、各エンジン要素が別々の計算機に対応しているといった、複数計算機の並列処理によるシミュレーションを行なうことも可能であろう。

この場合、プログラム言語は研究者になじみの深いフォートラン言語を採用すべきであろう。現在、演算の高速化をはかったフォートランVが使われる形勢であり、実時間シミュレーションに必要な演算時間を維持し、プログラムは浮動小数点演算方式のフォートラン言語で構成されよう。

また、制御用検出器類、アクチュエータ、等をも含めた制御システム全体の総合的動作テストのための種々の機械装置(計算機指令可能な回転発生器、圧力発生器、温度発生器など)を附加することは、今後、シミュレーション装置の機能拡張のために必要となるであろう。

前述したように、エンジン・シミュレーションは、エンジン制御器のみならずエンジン本体の設計、開発にも有効であることが認識されてきている。この場合、熱力的、空力的非定常過程、冷却空気の影響、など、すべてのわかっている効果をもりこんだ、一段ときめの細かいシミュレーションが必要になるとと思われる。

7 む す び

種々の型式のガスタービン・エンジンのディジタル・シミュレーションは広く試みられてきた。これらの中には SMOTE⁽¹⁰⁾⁽¹²⁾、GENENG⁽¹³⁾⁽¹⁴⁾、DYNGEN⁽¹⁵⁾などと称して、要素特性データを準備すれば、種々の型式のエンジンの定常特性、過渡特性が計算される一般化されたソフトウェアもあり、そのプログラム・リスト(フォートラン言語)も発表されている。しかしディジタル計算機の演算時間の長さのために実時間シミュレーションは困難であり、時間軸を数十~数百倍に拡大せざるをえなかった。

本研究では、この欠点を除去した実時間ディジタル・シミュレーションを実現するためのハードウェア(第I報)、ソフトウェア(本報)について研究をすすめ、従来からのエンジン・シミュレーションに比較して、より優れた性能を有し、また今後のシミュレーションへの予測される要求をも考慮したシミュレーション・システムを開発することができた。

本研究はエンジン制御の研究の一環としてはじめられたものである。このエンジン制御の研究には、本研究のほかに「エンジン制御に関する調査研究」⁽¹⁶⁾、「エンジン制御用センサの研究」⁽¹⁷⁾⁽¹⁸⁾、「エンジンの動特性の研究」⁽⁷⁾⁽¹⁹⁾、「エンジンのディジタル制御の研究」⁽²⁰⁾⁽²¹⁾、「ディジタル式燃料制御装置の試作研究」⁽²²⁾などがある。これらの研究

は互に密接に関連しており、常に情報、研究結果を交換することにより、はじめてその研究目的が達成されるものであった。

文 献

- (1) 杉山：ガスタービンのシミュレーション，日本ガスタービン学会第3回ガスタービンセミナー資料集，1976.
- (2) 西尾，杉山ほか：エンジン特性の実時間シミュレーション(I)，航技研報告TR-283，1972.
- (3) EDP用語研究会：電子計算機用語辞典
- (4) Kuhlberg, J.F. : The Dynamic Simulation of Turbine Engine Compressors, AIAA paper 69-486, 1969.
- (5) Szuch, J.R. : Study of Turbojet Combustor Dynamics Using Sweep-Frequency Data, NASA TND-6084, 1970.
- (6) Elgerd, O.I. : Control Systems Theory.
- (7) 西尾，遠藤ほか：リフトジェットエンジンJR100の動特性について，航技研報告 TR-238, 1971.
- (8) Fawke, A.J. : Experimental Investigation of Methods for Improving the Dynamic Response of a Twin-Spool Turbojet Engine, ASME paper 71-GT-14, 1971.
- (9) Fawke, A.J. : Digital Computer Methods for Prediction of Gas Turbine Dynamic Response, SAE paper 710550, 1971.
- (10) Larrow, V.L. : A Dynamic performance Computer for Gas Turbine Engines, WADC TR 54-577
- (11) Mckinney, J.S. : Simulation of Turbofan Engine, part I, Description of Method and Balancing Technique, AFAPL-TR-67-125-pt.-1, 1967.
- (12) Mckinney, J.S. : Simulation of Turbofan Engine, part II, User's Manual and Computer Program Listing, AFAPL-TR-67-125-pt.-2, 1967.
- (13) Koenig, R.W. : GENFNG-A program for Calculating Design and off-Design performance for Turbojet and Turbofan Engines, NASA TND-6552, 1972
- (14) Fishbach, L.H. : GENENG II-A program for Calculating Design and off-Design Performance of Two-and Three-Spool Turbofans with as Many as Three Nozzles, NASA TND-6553, 1972.
- (15) Sellers, J.F. : DYNGEN-A Program for Calculating Steady-State and Transient Performance of Turbojet and Turbofan Engines, NASA TND-7901, 1975.
- (16) 西尾，遠藤，松田：フロントファンエンジンの制御，航技研報告 TR-428, 1975.
- (17) 西尾，遠藤，遠藤：ガスタービン用流体温度検出器，航技研報告 TR-265, 1972.
- (18) 松田，西尾，遠藤：ガスタービン用流体温度検出器の試作，航技研報告 TR-459, 1976.
- (19) 杉山，西尾：2軸ファンエンジンの動特性について（第1報……線型化応答），第15回航空原動機講演会，1974.
- (20) 西尾，遠藤ほか：ジェットエンジンのデジタル制御(I)，航技研報告 TR-281, 1972.
- (21) 西尾，遠藤ほか：ジェットエンジンのデジタル制御(II)，航技研報告 TR-452, 1976.
- (22) 西尾，遠藤ほか：デジタル式燃料制御装置の試作，航技研報告 TR-389, 1974.

航空宇宙技術研究所報告 515 号

昭和 52 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
