

UDC 629.765.076.6:
681.3.06

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-341

実系のシミュレーションを考慮した剛体ロケットの
高精度・多目的軌道解析プログラム

——RMAP——

小 口 美津夫 ・ 大 坪 孔 治
新 田 慶 治 ・ 森 英 彦

1977 年 12 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

実系のシミュレーションを考慮した剛体ロケットの 高精度・多目的軌道解析プログラム*

— RMAP —

小 口 美津夫**・ 大 坪 孔 治**
新 田 慶 治**・ 森 英 彦**

1. まえがき

慣性誘導システムに関する研究の一環として、搭載型誘導計算機や I.M.U. (Inertial Measurement Unit) を含む、システムの実時間総合シミュレーションを行なう際に必要な飛しょう体の運動を、三次元 6 自由度の剛体として模擬することのできるシミュレーション・プログラムを開発したので報告する。

飛しょう体の運動を剛体として取扱ったプログラムは、これまでにもいくつか報告されているが^{1), 2), 4), 5)} 今回開発したシミュレーション・プログラムは、上記の目的のために、飛しょう体ダイナミクス解法部を高精度でかつ、高速な処理化を計るほか、各サブプログラムをモジュール化し、部分的なアルゴリズムの変更や入替えを簡単に行なえるように構成されている。また、データの入力形式にも工夫をこらし、例えば飛しょう体のシステムエラーモデル等も簡単に入れることができる。シミュレーション結果の出力には、レポートライターとグラフの 2 方式が用意されており、必要な項目コードナンバーをユーザーが指定するだけで、結果を得ることができるようになっている。

プログラムは、JIS 7000 レベル FORTRAN で書かれており、約 5,500 ステップの大きさである。当所大型電子計算機 FACOM 230-75 による処理速度は、1 数値積分サイクル (倍長精度計算) 当り、CPU タイムで約 5 ~ 6 msec 程度であり、シミュレーション結果の出力処理まで含めたシミュレーションに要する処理時間は、実時間の約 $\frac{1}{3}$ 程度 (数値積分刻み = 25 msec の場合) であるので、使用目的である実時間シミュレーションにも充分対処できる。また、計算精度 (数値積分刻みによって多

少の変動はあるが) も他の実績あるプログラムと比較して、軌道投入時でみても、速度で 0.5 m/sec 前後、高度で 50m 前後の誤差程度のかかなり良いものとなっている。

このシミュレーション・プログラムは、前述の使用目的の他に、飛しょう体システム、軌道、制御システム、誘導システム、ミッション等、様々な解析に使用できるために、そのプログラム名を 'RMAP' (Rocket Mission Analysis Program の略) と称している。

2. 記 号

a_B	慣性座標系 (L 系) から見た飛しょう体加速 度の機体軸座標系 (B 系) 表示	[m/s ²]
CG	飛しょう体重心位置	[m]
CP	空力中心位置	[m]
CD	抗力係数	
C_{Na}	法線力係数傾斜	[1/rad]
C_{mq}	縦揺れ減衰モーメント係数	
$DISR$	推力中心位置	[m]
F_a	飛しょう体に作用する空気力	[kg]
F_B	飛しょう体に作用する併進力の B 系表示	[kg]
F_s	$= F_t + F_a$	[kg]
F_t	飛しょう体の推力	[kg]
G	重力加速度	[m/s ²]
H	飛しょう体の角運動量	[kg ms]
I	主慣性モーメント	[kg ms ²]
i	軌道傾斜角	[deg]
K_A	ポジション・フィードバックゲイン	
K_R	レート・フィードバックゲイン	[s]
L_g	$= DISR - CG$	[m]
l_j	ガスジェットモータ取付け位置 (飛しょう体 先端からの距離)	[m]

* 昭和52年11月1日 受付
** 宇宙研究グループ

M	飛しょう体質量	[$\text{kg s}^2/\text{m}$]	V_E	L 系から見た飛しょう体の速度の E 系表示	
M_a	空気力による回転モーメント ($=M_L+M_D$)	[kgm]			[m/s]
M_B	推力源による回転モーメント ($=M_g+M_v+M_j$)	[kgm]	W_{AE}	E 系から見た大気速度	[m/s]
M_D	縦揺れ減衰モーメント	[kgm]	W_E	局地的な風の速度	[m/s]
M_g	ジンバルエンジンによる回転モーメント	[kgm]	W_{LE}	地球の自転による速度	[m/s]
M_j	ガスジェットによる回転モーメント	[kgm]	α	迎え角	[rad]
M_L	揚力による回転モーメント	[kgm]	β	横すべり角	[rad]
M_v	バーニアエンジンによる回転モーメント	[kgm]	$\beta_x, \beta_y, \beta_z$	エンジン振れ角	[rad]
P	推力, 空気力, 制御力等によって発生する回転モーメントの和	[kgm]	γ	飛しょう径路上下角	[rad]
P_A	外気圧	[Atom]	γ_N	X_N 軸 (N 座標系) 方位角	[rad]
P_a	外気圧	[kg/m^2]	Δt_F	数値積分刻み	[s]
P_B	P を B 系で表示したもの	[kgm]	Δt_{FF}	実効数値積分刻み	[s]
P_D	推力データを定義した時の外気圧	[Atom]	$\Delta \phi_c$	ロール軸まわりの姿勢角誤差	[rad]
P_e	排気圧力	[kg/m^2]	$\Delta \theta_c$	ピッチ軸まわりの姿勢角誤差	[rad]
R	地球中心から飛しょう体重心までの距離	[m]	$\Delta \Psi_c$	ヨウ軸まわりの姿勢角誤差	[rad]
R_e	赤道半径	[m]	$\Delta \lambda$	地球自転による経度変化 ($=\omega_0 t$)	[rad]
R_L	局地地球半径	[m]	$\Delta \lambda_T$	L 系から見た誘導目標点と飛しょう体現時点経度との差 ($=\lambda_T+\omega_0 t-\lambda$)	[rad]
r_j	ガスジェットモータ取付け位置 (機軸よりの距離)	[m]	$\Delta \nu_0$	測地緯度と地心緯度の差	[rad]
r_v	バーニアエンジン取付け位置 (機軸よりの距離)	[m]	$\delta \lambda$	E 系から見た飛しょう体現時点経度と発射点経度との差	[rad]
S	飛しょう体基準断面積	[m^2]	θ	E 系における飛しょう体ピッチ姿勢角	[rad]
S_L	飛しょう体基準長さ	[m]	θ_B	L 系における飛しょう体姿勢角の変化量	[rad]
T_g	ジンバルエンジン推力	[kg]	$\dot{\theta}_B$	θ_B の時間的变化率 (回転角速度)	[rad/s]
T_j	ガスジェットモータ推力	[kg]	θ_d	L 系における飛しょう体の基準姿勢角	[rad]
T_{SOB}	補助ブースター推力	[kg]	$\dot{\theta}_d$	θ_d の時間的变化率 (プログラムドレート)	[rad/s]
T_u	アレッジモータ推力	[kg]	$\dot{\theta}_{RG}$	レートジャイロ検出量 (ピッチ)	[rad/s]
T_v	バーニアエンジン推力	[kg]	λ	L 系から見た飛しょう体現時点経度	[rad]
T_{EB}	B 系から E 系への変換行列		λ_a	降交点経度と誘導目標点経度との差	[rad]
T_{EG}	G 系から E 系への変換行列		λ_E	E 系における飛しょう体現時点経度 ($=\lambda-\omega_0 t$)	[rad]
T_{LO}	O 系から L 系への変換行列		λ_f	降交点経度と発射点経度との差 ($=\lambda_T+\lambda_a-\lambda_L$)	[rad]
T_{NB}	B 系から N 系への変換行列		λ_L	発射点経度	[rad]
T_{NE}	E 系から N 系への変換行列		λ_T	誘導目標点経度 (E 系より測る)	[rad]
T_{NO}	O 系から N 系への変換行列		ν	飛しょう体現時点地心緯度	[rad]
T_{OE}	E 系から O 系への変換行列		ν_L	発射点地心緯度	[rad]
$T_{OO'}$	O' 系から O 系への変換行列		ν_T	誘導目標点地心緯度	[rad]
V_a	飛しょう体の大気速度の B 系表示	[m/s]	ν_0	N 座標系原点地心緯度	[rad]
V_B	L 系から見た飛しょう体の速度の B 系表示	[m/s]	ρ	大気密度	[$\text{kg s}^2/\text{m}^4$]
			σ	飛しょう径路方位角	[rad]
			σ_g	X_G 軸 (G 座標系) 方位角	[rad]

ϕ	E 系における飛しょう体ロール姿勢角〔rad〕
$\dot{\phi}_{RG}$	レートジャイロ検出量(ロール)〔rad/s〕
ψ	E 系における飛しょう体ヨウ姿勢角〔rad〕
$\dot{\psi}_{RG}$	レートジャイロ検出量(ヨウ)〔rad/s〕
ω_B	L 系から見た飛しょう体回転角速度の B 系表示 〔rad/s〕
ω_{BE}	E 系から見た飛しょう体回転角速度の B 系表示 〔rad/s〕
ω_0	地球自転角速度 〔rad/s〕

3. 座標システム

3.1 座標系

どのような座標系を用いるかは、プログラムの使用目的によって選択されることになる。ここでは、慣性誘導システム用ソフトウェア評価に必要な基準データ発生のためと、制御系、誘導系および航法系等の解析評価にも対処できるために、以下に述べるような7種類の座標系を導入している。

それぞれの座標系の関係を図 3.1 に示す。なお、各座標系の原点は、座標系の3軸(X, Y, Z)設定時には図 3.1 の様な各点であるが、実際に用いる時には、原点を地球中心に移動させる。

(1) 慣性座標系 ($L-X_L Y_L Z_L$)

発射した瞬間の慣性空間に固定された基準座標系で、射点を含む子午線の北方向に X_L 軸、地球中心方向に Z_L 軸を持つ直交右手座標系である。この座標系を L 系と称する。

(2) 射点座標系 I ($O-X_O Y_O Z_O$)

発射点に固定された座標系で、地球と共に回転する。各軸の初期方向は、発射瞬間の L 系と同じであり、これを O 系と呼ぶ。

(3) 射点座標系 II ($O'-X_{O'} Y_{O'} Z_{O'}$)

設定は O 系と同じであるが、 $Z_{O'}$ 軸方向が重力中心方向である座標系で、 O' 系と言う。

(4) 地面軸座標系 ($E-X_E Y_E Z_E$)

飛しょう体と共に移動する座標系で、 Z_E 軸は地球中心方向、それに垂直な平面内で子午線北方向に X_E 軸をとる右手座標系である。これを E 系と称する。

(5) 機体軸座標系 ($B-X_B Y_B Z_B$)

機体軸上に原点を設定し、機体軸前方に向い X_B 軸、これと地球中心を通る平面内(ピッチ面)に Z_B 軸を取る右手座標系で、これを B 系と呼ぶ。

(6) 誘導座標系 ($G-X_G Y_G Z_G$)

誘導目標点(ν_T, λ_T)に原点を設定し、飛しょう方向

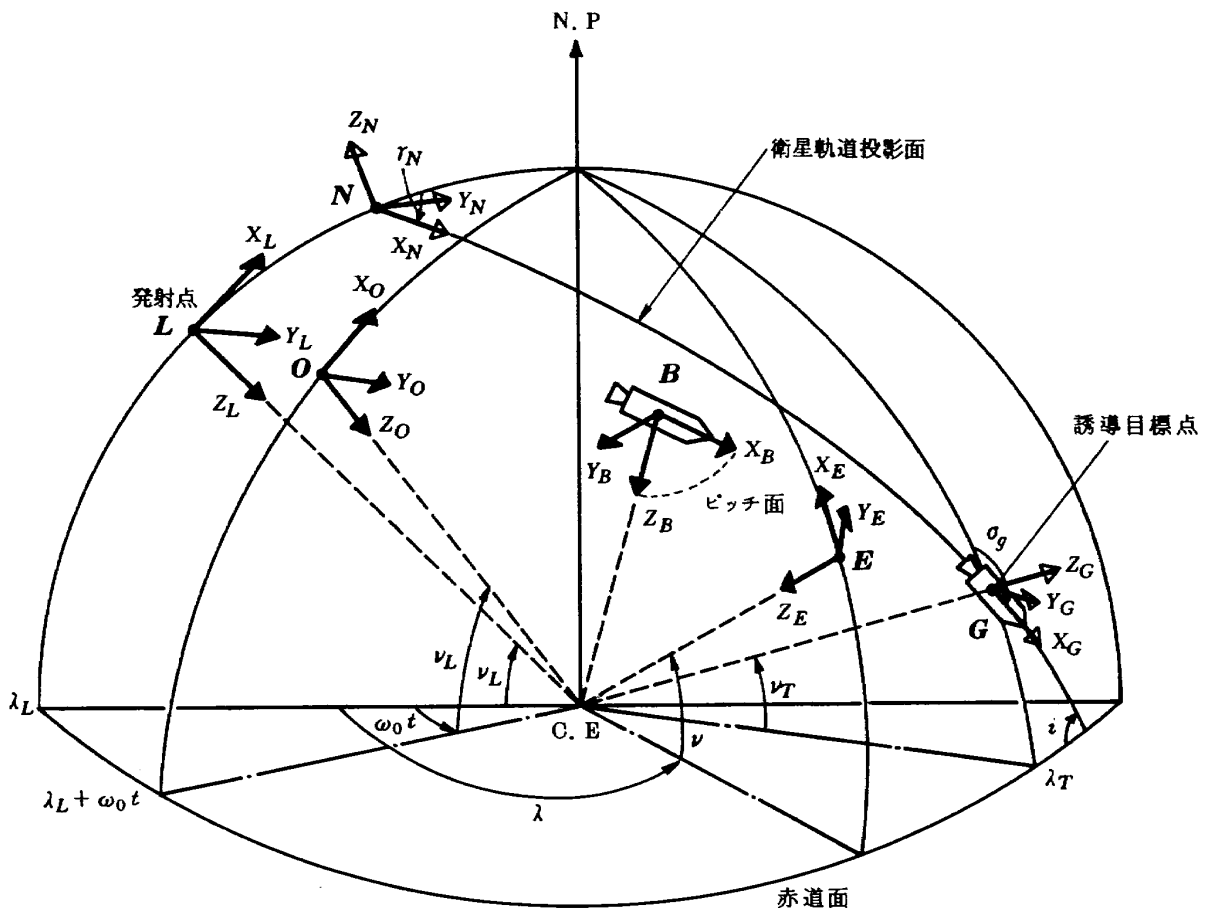


図 3.1 座標系システム

前方に X_G 軸，地球中心を通り上方向が正となる Z_G 軸をとる右手座標系で，これを G 系と言う。 X_G 軸の方向は，子午線北より測った飛しょう径路方位角 (σ_g) で決定される。なお， λ_T はグリニッジ子午線より測った経度である。

(7) 航法座標系 ($N-X_N Y_N Z_N$)

衛星軌道面と L 系原点を通る子午線との交点 (ν_0, λ_L) を原点に設定し，衛星軌道面内進行方向に X_N 軸をとる。他の軸は G 系と同じ設定である。これを N 系と呼ぶ。 X_N 軸の方向は，子午線北より測った角度 (τ_N) で表わされる。

以上が RMAP で使用される座標系である。

3.2 座標変換行列

次に，これらの座標系相互の変換行列について述べる。ここで変換行列について1つの約束をする。例えば，座標変換行列を T_{EB} と書いてある場合には， B 系から E 系への変換を表わす。即ち，添字は右から左への変換を表わす。RMAP では，8種類の座標変換行列を取扱う。

(1) O' 系から O 系への変換行列: $T_{OO'}$

O' 系と O 系との関係を図 3.2 に示す。変換は $Y_{O'}=Y_O$ 軸まわりに， $\Delta\nu_0$ だけ回転すればよいから，その変換行列 $T_{OO'}$ は，

$$T_{OO'} = \begin{pmatrix} \cos \Delta\nu_0 & 0 & -\sin \Delta\nu_0 \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \Delta\nu_0 & 0 & \cos \Delta\nu_0 \end{pmatrix} \quad (3.1)$$

となる。

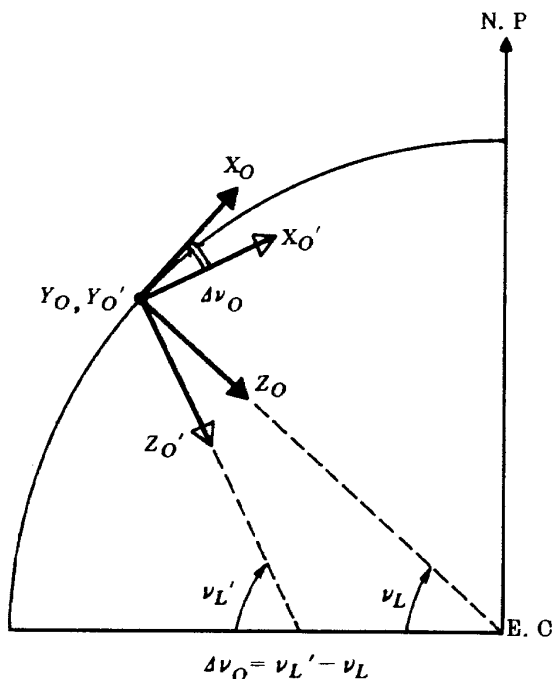


図 3.2 O' 系と O 系との関係

(2) O 系から L 系への変換行列: T_{LO}

図 3.3 に O 系と L 系の関係を示す。座標変換は，次のように行なえばよい。

- ① Y_O 軸まわりに (ν_L) 回転
- ② X_O^1 軸 " ($-\Delta\lambda$) "
- ③ Y_O^2 軸 " ($-\nu_L$) "

従って，変換行列 T_{LO} は，

$$T_{LO} = \begin{pmatrix} \cos \nu_L & 0 & \sin \nu_L \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \nu_L & 0 & \cos \nu_L \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Delta\lambda & -\sin \Delta\lambda \\ 0 & \sin \Delta\lambda & \cos \Delta\lambda \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} \cos \nu_L & 0 & -\sin \nu_L \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \nu_L & 0 & \cos \nu_L \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos^2 \nu_L + \cos \Delta\lambda \sin^2 \nu_L & -\sin \Delta\lambda \sin \nu_L & \sin \nu_L \cos \nu_L (\cos \Delta\lambda - 1) \\ -\sin \Delta\lambda \sin \nu_L & \cos \Delta\lambda & \sin \nu_L \sin \Delta\lambda \\ \sin \nu_L \cos \nu_L (\cos \Delta\lambda - 1) & \sin \nu_L \sin \Delta\lambda & \sin^2 \nu_L + \cos^2 \nu_L \cos \Delta\lambda \end{pmatrix} \quad (3.2)$$

となる。

(3) E 系から O 系への変換行列: T_{OE}

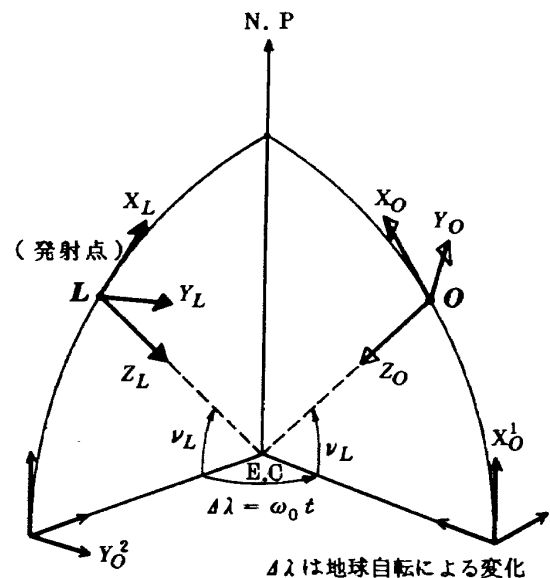
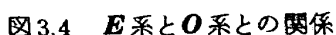


図 3.3 O 系と L 系との関係

- ① Y_E 軸まわりに (ν)
- ② X_E^1 軸 " ($-\delta\lambda$)
- ③ Y_E^2 軸 " ($-\nu_L$)

$$T_{OE} = \begin{pmatrix} \cos \nu_L & 0 & \sin \nu_L \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \nu_L & 0 & \cos \nu_L \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \delta\lambda & -\sin \delta\lambda \\ 0 & \sin \delta\lambda & \cos \delta\lambda \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} \cos \nu & 0 & -\sin \nu \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \nu & 0 & \cos \nu \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \nu_L \cos \nu + \sin \nu_L \cos \delta\lambda \sin \nu & -\sin \delta\lambda \sin \nu & -\sin \nu_L \cos \nu + \cos \nu_L \cos \delta\lambda \sin \nu \\ \sin \nu_L \sin \delta\lambda & \cos \delta\lambda & \cos \nu_L \sin \delta\lambda \\ -\cos \nu_L \sin \nu + \sin \nu_L \cos \delta\lambda \cos \nu & -\sin \delta\lambda \cos \nu & \sin \nu_L \sin \nu + \cos \nu_L \cos \delta\lambda \cos \nu \end{pmatrix} \quad (3.3)$$

O系とN系との関係を図 3.5 に示す。座標変換は次のように行なう。



- $$T_{NO} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \gamma_N & \sin \gamma_N & 0 \\ -\sin \gamma_N & \cos \gamma_N & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \\ \times \begin{pmatrix} \cos \nu_0 & 0 & \sin \nu_0 \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \nu_0 & 0 & \cos \nu_0 \end{pmatrix} \\ \times \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Delta\lambda & -\sin \Delta\lambda \\ 0 & \sin \Delta\lambda & \cos \Delta\lambda \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \nu_L & 0 & -\sin \nu_L \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \nu_L & 0 & \cos \nu_L \end{pmatrix} \\ = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \gamma_N & \sin \gamma_N & 0 \\ -\sin \gamma_N & \cos \gamma_N & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \\ \begin{pmatrix} \cos \nu_0 \cos \nu_L + \sin \nu_0 \cos \Delta\lambda \sin \nu_L & & \\ & -\sin \Delta\lambda \sin \nu_L & \\ -\sin \nu_0 \cos \nu_L + \cos \nu_0 \cos \Delta\lambda \sin \nu_L & & \\ \sin \nu_0 \sin \Delta\lambda & & \\ \cos \Delta\lambda & & \\ \cos \nu_0 \sin \Delta\lambda & & \\ -\cos \nu_0 \sin \nu_L + \sin \nu_0 \cos \Delta\lambda \cos \nu_L & & \\ & -\sin \Delta\lambda \cos \nu_L & \\ \sin \nu_0 \sin \nu_L + \cos \nu_0 \cos \Delta\lambda \cos \nu_L & & \end{pmatrix} \quad (3.4)$$

[illegible]

図3.5 O 系と N 系との関係

(5) G 系から E 系への変換行列: T_{EG}

図 3.6 に G 系と E 系との関係を示す。座標変換は、

- ① Z_G 軸まわりに (σ_g) 回転
- ② Y_G^1 軸 " $(-\nu_T)$ "
- ③ X_G^2 軸 " $(-\Delta\lambda_T)$ "
- ④ Y_G^3 軸 " (ν) "
- ⑤ Y, Z 軸の符号を変える

のように行なえばよいから、変換行列 T_{EG} は、

$$\begin{aligned}
 T_{EG} &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \nu & 0 & -\sin \nu \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \nu & 0 & \cos \nu \end{bmatrix} \\
 &\times \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \Delta\lambda_T & -\sin \Delta\lambda_T \\ 0 & \sin \Delta\lambda_T & \cos \Delta\lambda_T \end{bmatrix} \\
 &\times \begin{bmatrix} \cos \nu_T & 0 & \sin \nu_T \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \nu_T & 0 & \cos \nu_T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \sigma_g & \sin \sigma_g & 0 \\ -\sin \sigma_g & \cos \sigma_g & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \\
 &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \nu & 0 & -\sin \nu \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \nu & 0 & \cos \nu \end{bmatrix} \\
 &\begin{bmatrix} \cos \nu_T \cos \sigma_g & \cos \nu_T \sin \sigma_g & 0 \\ -\cos \Delta\lambda_T \sin \sigma_g + \sin \Delta\lambda_T \sin \nu_T \cos \sigma_g & \cos \Delta\lambda_T \cos \sigma_g + \sin \Delta\lambda_T \sin \nu_T \sin \sigma_g & 0 \\ -\sin \Delta\lambda_T \sin \sigma_g - \cos \Delta\lambda_T \sin \nu_T \cos \sigma_g & \cos \Delta\lambda_T \sin \sigma_g - \sin \Delta\lambda_T \sin \nu_T \sin \sigma_g & 0 \\ \sin \nu_T & -\sin \Delta\lambda_T \cos \nu_T & \cos \Delta\lambda_T \cos \nu_T \end{bmatrix} \quad (3.5)
 \end{aligned}$$

となる。

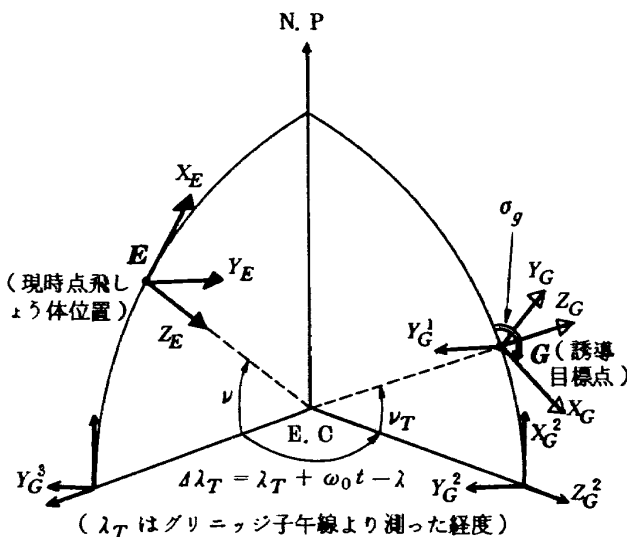


図 3.6 G 系と E 系との関係

(6) B 系から E 系への変換行列: T_{EB}

E 系と B 系とは図 3.7 のように、オイラー角 (Ψ, θ, ϕ) によって関係づけられる。従って、座標変換は次のように行なう。

- ① X_B 軸まわりに $(-\phi)$ 回転
- ② Y_B^1 軸 " $(-\theta)$ "
- ③ Z_B^2 軸 " $(-\Psi)$ "

よって変換行列 T_{EB} は、

$$\begin{aligned}
 T_{EB} &= \begin{bmatrix} \cos \Psi & -\sin \Psi & 0 \\ \sin \Psi & \cos \Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \\
 &\times \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \\
 &= \begin{bmatrix} \cos \Psi \cos \theta & \cos \Psi \sin \theta \sin \phi - \sin \Psi \cos \phi & \cos \Psi \sin \theta \cos \phi + \sin \Psi \sin \phi \\ \sin \Psi \cos \theta & \sin \Psi \sin \theta \sin \phi + \cos \Psi \cos \phi & \sin \Psi \sin \theta \cos \phi - \cos \Psi \sin \phi \\ -\sin \theta & \cos \theta \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (3.6)
 \end{aligned}$$

となる。

(7) E 系から N 系への変換行列: T_{NE}

T_{NE} は、前述の T_{OE} と T_{NO} を用いることにより求まる。即ち、

$$T_{NE} = T_{NO} T_{OE} \quad (3.7)$$

である。

(8) B 系から N 系への変換行列: T_{NB}

T_{NB} は同様に、 T_{EB} と T_{NE} を用いることにより求まる。即ち、

$$T_{NB} = T_{NE} T_{EB} \quad (3.8)$$

となる。

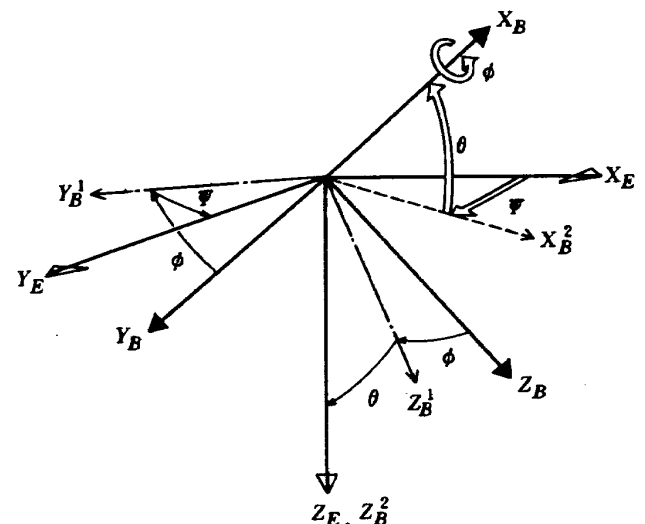


図 3.7 E 系と B 系との関係

4. 飛ばしう体ダイナミクス

4.1 併進運動

4.1.1 運動方程式

図4.1に示すような2つの座標系を考える。原点を O に持つ座標系($O-XYZ$)は、慣性空間に対して静止しているものとして、これを慣性座標系(O 系)とし、 O 系に対して時間と共に位置および方向を変える座標系($O'-X'Y'Z'$)を、運動座標系(O' 系)とする。また、 O' 系が O 系に対してもつ回転ベクトルを ω とする。

図から明らかなように、 O 系から見た動点 P の位置を r とすると、

$$r = r_o + r' \quad (4.1.1)$$

と表わされる。ここで、

r_o は O 系から見た O' 系原点の位置

r' は O' 系から見た動点 P の位置

である。

速度に関する関係は、式(4.1.1)を時間微分することにより求まる。即ち、

$$\frac{dr}{dt} = \frac{dr_o}{dt} + \frac{dr'}{dt} \quad (4.1.2)$$

となる。ここで、

$\frac{dr_o}{dt}$ は O 系に対する O' 系の併進運動速度

$\frac{dr'}{dt}$ は O' 系に対する動点 P の相対運動速度

である。

$\frac{dr'}{dt}$ は、 O' 系で観測されるベクトルゆえその微分

は、コリオリの法則を用いて、

$$\frac{dr'}{dt} = \left. \frac{dr'}{dt} \right|_{O'} + \omega \times r' \quad (4.1.3)$$

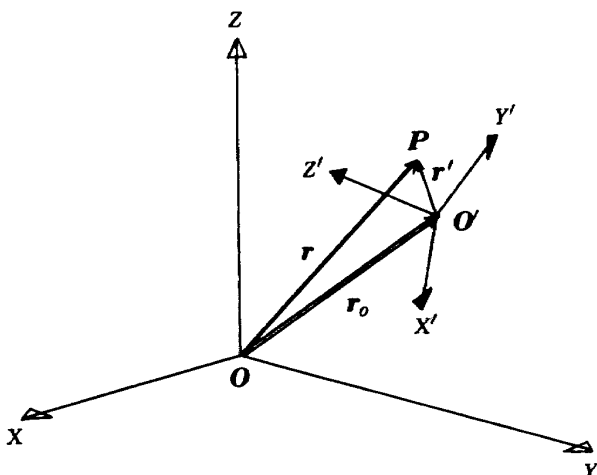


図4.1 座 標 系

となる。ただし、 $\left. \frac{dr'}{dt} \right|_{O'}$ は O' 系での微分を表わし、

$\frac{dr'}{dt}$ は O 系から見た P の O' 系での速度

$\left. \frac{dr'}{dt} \right|_{O'}$ は O' 系で観測される速度

$\omega \times r'$ は O' 系が O 系のまわりを回転することによって生じる速度

である。式(4.1.3)を式(4.1.2)に代入すると、

$$\frac{dr}{dt} = \frac{dr_o}{dt} + \left. \frac{dr'}{dt} \right|_{O'} + \omega \times r' \quad (4.1.4)$$

となり、 $\frac{dr}{dt} \equiv V$, $\frac{dr_o}{dt} \equiv V_o$, $\left. \frac{dr'}{dt} \right|_{O'} \equiv v_o'$

$$(4.1.5)$$

とすると、式(4.1.4)は、

$$V = V_o + v_o' + \omega \times r' \quad (4.1.6)$$

となる。即ち、式(4.1.6)が慣性系に対して、併進および回転運動をする運動系と動点 P との速度を表わす。

加速度は、式(4.1.6)を時間微分することにより求まる。即ち、

$$\frac{dV}{dt} = \frac{dV_o}{dt} + \frac{dv_o'}{dt} + \frac{d}{dt} (\omega \times r') \quad (4.1.7)$$

を得る。 O' 系で観測されるベクトルは、式(4.1.3)を用いると、

$$\frac{dv_o'}{dt} = \left. \frac{dv_o'}{dt} \right|_{O'} + \omega \times v_o' \quad (4.1.8)$$

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} (\omega \times r') &= \frac{d}{dt} (\omega \times r') \Big|_{O'} + \omega \times (\omega \times r') \\ &= \frac{d\omega}{dt} \times r' + \omega \times \left. \frac{dr'}{dt} \right|_{O'} + \omega \times (\omega \times r') \\ &= \frac{d\omega}{dt} \times r' + \omega \times \left. \frac{dr'}{dt} \right|_{O'} + \omega \times (\omega \times r') \end{aligned} \quad (4.1.9)$$

となる。式(4.1.9)、(4.1.8)および(4.1.5)を用いると、式(4.1.7)は

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= \frac{dV_o}{dt} + \left. \frac{dv_o'}{dt} \right|_{O'} + \frac{d\omega}{dt} \times r' + 2(\omega \times v_o') \\ &\quad + \omega \times (\omega \times r') \end{aligned} \quad (4.1.10)$$

となる。

この式は、慣性座標系(O 系)から見た動点 P の加速

度 $\frac{dV}{dt}$ と、運動座標系(O' 系)から見た場合の加速度

$\left. \frac{dv_o'}{dt} \right|_{O'}$ との関係を表わしている。

さて、一般にニュートンの運動方程式は、慣性座標系（静止座標系）において成り立つことが知られており、運動座標系での運動方程式は、動点の質量を m 、慣性系での外力を \mathbf{F} とすると、式 (4.1.10) を変形して

$$m \frac{d\mathbf{v}_o'}{dt} \Big|_{\mathbf{o}'} = \mathbf{F} - m \frac{d\mathbf{V}_o}{dt} - 2m(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v}_o') - m\boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}') - m \frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt} \times \mathbf{r}' \quad (4.1.11)$$

を得る。

この式は、運動座標系でニュートンの法則が成立するためには、外力 \mathbf{F} の他に、見かけの力； $-m \frac{d\mathbf{V}_o}{dt}$ （慣性抵抗）、 $-2m(\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{v}_o')$ （コリオリの力）、 $-m\boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{r}')$ （遠心力）、 $-m \frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt} \times \mathbf{r}'$ （角加速度 $\frac{d\boldsymbol{\omega}}{dt}$ がある時に働く力）がさらに働く。

従って、図 4.1 のような座標系システムでは、運動方程式は式 (4.1.11) のように複雑となり、飛しょう体ダイナミクスの高精度、高速処理という点から問題となる。

そこで、もっと実用的な運動方程式を考える。まず、座標系は、運動座標系として機体軸座標系 (B 系) を選ぶ。この理由は、飛しょう体に作用する外力としては、推力、空気力、重力等があるが、このうち重力を除く他の力は、 B 系において直ちに観測される量である。従って、重力のみを B 系に座標変換すれば良く、処理効率の点からも有利である。故に、我々は最終的には、慣性空間に対する飛しょう体の速度を B 系成分表示した量を求める。

今、慣性座標系と B 系の原点を一致させ、慣性空間に対する飛しょう体の速度ベクトルを \mathbf{V} とすると、その時間的変化率、即ち加速度を、慣性座標系と B 系との関係で表わすと、コリオリの法則より、

$$\frac{d\mathbf{V}}{dt} = \frac{d\mathbf{V}}{dt} \Big|_B + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{V} \quad (4.1.12)$$

となる。式 (4.1.12) は慣性系における質点の加速度を表わしたものであるから、ニュートンの法則が成立し、その運動方程式は、

$$\frac{d\mathbf{V}}{dt} = \frac{d\mathbf{V}}{dt} \Big|_B + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{V} = \frac{\mathbf{F}}{m} \quad (4.1.12')$$

となる。従って、式 (4.1.12') より、慣性空間に対する飛しょう体の加速度を B 系成分表示した $\frac{d\mathbf{V}}{dt} \Big|_B$ が求まる。ここで外力 \mathbf{F} を、慣性空間で観測される力を B 系表示したもの、即ち $\mathbf{F}_B (F_{Bx}, F_{By}, F_{Bz})$ 、同じく飛しょう体の

速度の B 系表示を $\mathbf{V}_B (V_{Bx}, V_{By}, V_{Bz})$ 、回転角速度を $\boldsymbol{\omega}_B (\omega_{Bx}, \omega_{By}, \omega_{Bz})$ とし、式 (4.1.12') を各成分で表わすと、

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV_{Bx}}{dt} &= \omega_{Bz} V_{By} - \omega_{By} V_{Bz} + \frac{F_{Bx}}{m} \\ \frac{dV_{By}}{dt} &= \omega_{Bx} V_{Bz} - \omega_{Bz} V_{Bx} + \frac{F_{By}}{m} \\ \frac{dV_{Bz}}{dt} &= \omega_{By} V_{Bx} - \omega_{Bx} V_{By} + \frac{F_{Bz}}{m} \end{aligned} \right\} \quad (4.1.12'')$$

を得る。

従って、これらの連立微分方程式を解くことにより、我々が求めようとしている慣性空間に対する飛しょう体の速度を、機体軸座標系で表現した速度 \mathbf{V}_B が求まる。

4.1.2 併進運動に寄与する力

飛しょう体の併進運動に寄与する力としては、推力 $\mathbf{F}_t (F_{tx}, F_{ty}, F_{tz})$ 、空気力 $\mathbf{F}_a (F_{ax}, F_{ay}, F_{az})$ 、重力 $\mathbf{G} (G_x, G_y, G_z)$ 等がある。一般に、推力および空気力は機体軸座標系 (B 系) において観測される量である。また、重力はその近似式より、地面軸座標系 (E 系) で簡単に表わされる。

以下に、浮力も考慮した各力についての表現を求める。

(1) 推力

推力源としては、メインエンジン（ジンバルエンジン； T_g ）、補助エンジン（Strap on Booster； T_{SOB} ）、制御用エンジン（パーニアエンジン； T_v 、アレッジモータ； T_u 等）などがある。推力については後述のフライト・コントロール・システムで詳しく述べるので、ここでは結果だけを示すと、推力 (\mathbf{F}_t) の各成分は次のようになる。

$$\left. \begin{aligned} F_{tx} &= T_{gx} + T_{SOB} + T_{vx} + T_u \\ F_{ty} &= T_{gy} + T_{vy} \\ F_{tz} &= T_{gz} + T_{vz} \end{aligned} \right\} \quad (4.1.13)$$

ここでは、 T_{SOB} および T_u は機軸方向のみと考え、 x 方向の併進力だけに寄与するものとする。

ロケット・エンジンの推力は、作動物質の質量流量と速度を積算した運動量推力と、ノズル出口部における内外の圧力差によって生じる圧力推力の和である。従って、推力の入力データを海面上の大気圧で定義した場合には、ロケットの上昇に伴ない外部圧力が変化するので、圧力推力の補正を行なう必要がある。^{6),7)}

圧力推力補正量 (F_{TP}) は、次のように定義される。

$$F_{TP} = (P_e - P_a) A_e \quad (4.1.14)$$

ここで、 P_e は排気圧力 [kg/m^2]、 P_a は外気圧 [kg/m^2]、 A_e はノズル出口面積 [m^2] である。

(2) 空気力

大気中を飛しょうしている場合には、空気の影響を考慮する。空気力は図 4.2 に示すように空力中心 (CP) に作用するが、一般に、 B 系成分で $F_a (F_{ax}, F_{ay}, F_{az})$ と表現できる。 X_B 軸方向に作用する F_{ax} を抗力 (Drag Force)、 Y_B, Z_B 軸方向に作用する F_{ay}, F_{az} を揚力 (Lift Force) と言う。Drag Force は併進運動のみに寄与するが、Lift Force は併進運動と回転運動に作用する。 F_{ax}, F_{ay}, F_{az} は次のように表わされる。

$$\left. \begin{aligned} F_{ax} &= -\frac{1}{2} C_D \rho V_a^2 S \\ F_{ay} &= \frac{1}{2} C_{N\alpha} \rho V_a^2 S \beta \\ F_{az} &= \frac{1}{2} C_{N\alpha} \rho V_a^2 S \alpha \end{aligned} \right\} \quad (4.1.15)$$

ここで、 α は迎え角、 β は横すべり角で、次のように定義される。

$$\left. \begin{aligned} \alpha &= \tan^{-1} (V_{ax} / V_{az}) \\ \beta &= \tan^{-1} (V_{ay} / V_{az}) \end{aligned} \right\} \quad (4.1.16)$$

$V_a (V_{ax}, V_{ay}, V_{az})$ は、飛しょう体と大気との相対速度を B 系表現したものであり、以下のように与えられる。

E 系で観測される大気の流れ (速度) (W_{AE}) には 2 種類ある。1 つは、地球の自転により生じる速度 (W_{LE}) もう 1 つは局地的な風により生じる速度 (W_E) である。 W_{AE}, W_{LE}, W_E の成分をそれぞれ ($W_{AEx}, W_{AEy}, W_{AEz}$)、($W_{LEx}, W_{LEy},$

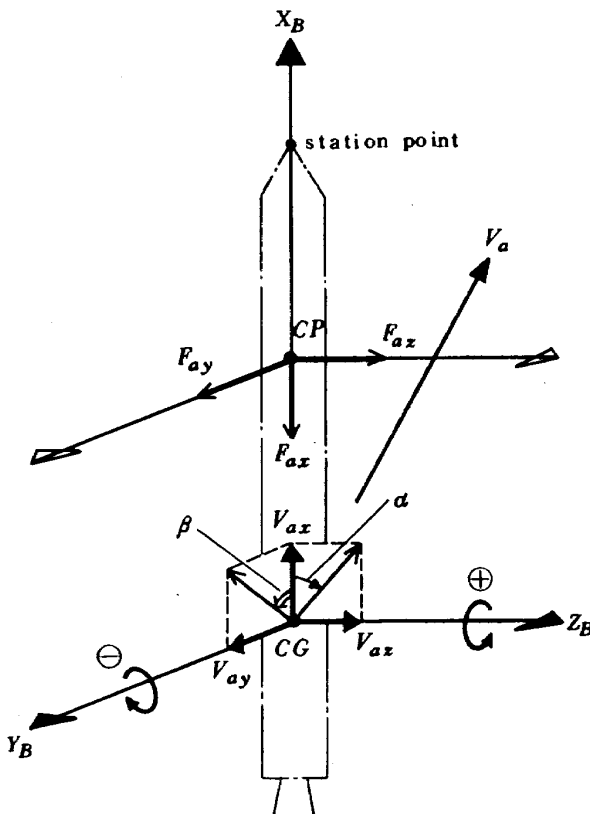


図 4.2 空気力と回転モーメント

W_{LEz}), (W_{Ex}, W_{Ey}, W_{Ez}) とすると、 W_{AE} は、

$$\begin{pmatrix} W_{AEx} \\ W_{AEy} \\ W_{AEz} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ R\omega_0 \cos \nu \\ 0 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} W_{Ex} \\ W_{Ey} \\ W_{Ez} \end{pmatrix} \quad (4.1.17)$$

となる。従って、相対速度 (V_a) は、

$$\begin{pmatrix} V_{ax} \\ V_{ay} \\ V_{az} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} V_{Bx} \\ V_{By} \\ V_{Bz} \end{pmatrix} - T_{BE} \begin{pmatrix} W_{AEx} \\ W_{AEy} \\ W_{AEz} \end{pmatrix} \quad (4.1.18)$$

$$V_a = (V_{ax}^2 + V_{ay}^2 + V_{az}^2)^{1/2}$$

より求まる。

(3) 重力

地球の重力ポテンシャル U は、一般に次のように与えられる。

$$\begin{aligned} U = \frac{GM}{R} \left\{ 1 - \sum_{n=2}^{\infty} \left(\frac{R_e}{R} \right)^n J_n P_{n0}(\sin \nu) \right. \\ \left. + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=1}^{\infty} \left(\frac{R_e}{R} \right)^n (C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda) \right. \\ \left. \times P_{nm}(\sin \nu) \right\} \end{aligned} \quad (4.1.19)$$

ここで、 GM : 地心重力定数

R : 地心半径

J_n : 形状係数

C_{nm}, S_{nm} : tesseral harmonic 係数

$P_{nm}(x)$: ルジャンドル関数

である。この重力ポテンシャルを次のように近似する。 J_n は J_2 項まで考慮し、 J_3 以上の項は、 J_2 項のさらに 10^{-3} 倍のオーダーであるので省略する。

$$\begin{aligned} U = \frac{GM}{R} \left\{ 1 - \left(\frac{R_e}{R} \right)^2 J_2 P_{20}(\sin \nu) \right\} \\ = \frac{GM}{R} \left\{ 1 + \frac{J_2}{2} \left(\frac{R_e}{R} \right)^2 (1 - 3 \sin^2 \nu) \right\} \end{aligned} \quad (4.1.20)$$

重力加速度を E 系成分 $G_E (G_{Ex}, G_{Ey}, G_{Ez})$ で表わすと、

$$\left. \begin{aligned} G_{Ex} &= - \left(- \frac{1}{R} \frac{\partial u}{\partial R} \right) = - \frac{GM}{R^2} \frac{3}{2} J_2 \left(\frac{R_e}{R} \right)^2 \sin 2\nu \\ G_{Ey} &= 0 \\ G_{Ez} &= - \frac{\partial u}{\partial R} = \frac{GM}{R^2} \left\{ 1 + \frac{3}{2} J_2 \left(\frac{R_e}{R} \right)^2 (1 - 3 \sin^2 \nu) \right\} \end{aligned} \right\} \quad (4.1.21)$$

となる。ただし、

$$GM = 3.986009 \times 10^{14} \quad (\text{m}^3 \text{sec}^{-2})$$

$$J_2 = 1.082628 \times 10^{-3}$$

$$R_e = 6.378155 \times 10^6 \quad (\text{m})$$

R : 地球中心より飛しょう体までの距離 [m]

である。このように求まった E 系における重力加速度成分を B 系で表わすには、座標変換行列 T_{BE} を用いて、

$$\begin{pmatrix} G_{Bx} \\ G_{By} \\ G_{Bz} \end{pmatrix} = T_{BE} \begin{pmatrix} G_{Ex} \\ G_{Ey} \\ G_{Ez} \end{pmatrix} \quad (4.1.22)$$

となる。

(4) 浮力

飛しょう体が大型化した場合、フライトダイナミクスを厳密に解こうとすると浮力の影響も無視することができない。浮力 (Buoyancy force) は次のような形で考慮される。

$$W_{ef} = W_V - \rho G K_V \quad (4.1.23)$$

$$BF = 1.0 - \rho G K_V / W_V \quad (4.1.24)$$

ただし、

W_{ef} : 飛しょう体の実効重量 [kg]

W_V : 飛しょう体の重量 [kg]

G : 重量算出時の重力加速度 [m/sec²]

K_V : 飛しょう体の体積 [m³]

BF : 浮力係数

である。従って、浮力の影響は、重力加速度を浮力係数 (BF) で補正して、重力損失を軽減することにより処理する。

補正された重力加速度 G'_E は、

$$G'_E = \begin{pmatrix} G_{Ex} \\ G_{Ey} \\ G_{Ez} \end{pmatrix} BF \quad (4.1.25)$$

として計算される。

4.2 回転運動

4.2.1 運動方程式

飛しょう体は、推力、空気力、姿勢制御力等によって重心まわりに回転運動をする。これらの力によって生じる回転モーメントを P (P_x, P_y, P_z)、回転により生じる角運動量を H (H_x, H_y, H_z)、機体軸の回転角速度を ω_B ($\omega_{Bx}, \omega_{By}, \omega_{Bz}$) とすると、慣性系から見た機体軸系の運動方程式はオイラーの運動方程式を用いて、

$$P = \frac{dH}{dt} + \omega_B \times H \quad (4.2.1)$$

と表わされる。また、角運動量 H は慣性モーメント I を用いると、

$$H = I \cdot \omega_B \quad (4.2.2)$$

となる。ただし、 I は、

$$I = \begin{pmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{pmatrix} \quad (4.2.3)$$

である。

ほとんどのロケットは、機体軸と慣性主軸がほぼ一致しているものと見なし得るので、 I は次のように簡単化して、取扱うことができる。即ち、

$$\left. \begin{aligned} I_{xx} &= I_x, I_{yy} = I_y, I_{zz} = I_z \\ I_{jk} &= 0 \quad (j, k: x, y, z \text{ ただし } j \neq k) \end{aligned} \right\} \quad (4.2.4)$$

となる。よって式 (4.2.3) は、

$$I = \begin{pmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{pmatrix} \quad (4.2.5)$$

となる。従って、式 (4.2.1) を成分で表わすと、

$$\left. \begin{aligned} P_x &= I_x \frac{d\omega_{Bx}}{dt} - (I_y - I_z) \omega_{By} \omega_{Bz} \\ P_y &= I_y \frac{d\omega_{By}}{dt} - (I_x - I_z) \omega_{Bx} \omega_{Bz} \\ P_z &= I_z \frac{d\omega_{Bz}}{dt} - (I_x - I_y) \omega_{Bx} \omega_{By} \end{aligned} \right\} \quad (4.2.6)$$

となる。これらの連立微分方程式を解くことによって回転角速度、回転角加速度を得る。

式 (4.2.6) を解くにあたって注意すべきことは、 P および I の変化がゆるやかな場合には、微小時間 (即ち、数値積分刻み時間) においては一定とみなしうるが、セパレーションやフェアリング・カバー・ドロップ等のイベント時には瞬時に急激な変化が起こる。この場合には次のように考える。式 (4.2.1), (4.2.2) より、

$$P = \frac{d}{dt} \{ I \cdot \omega_B \} + \omega_B \times I \cdot \omega_B \quad (4.2.7)$$

を得る。上式から明らかなように、

- (i) I が不連続に変化する場合には、tilt arrest がなされて、 $\omega_B = 0$ の状態で式 (4.2.6) を解けばよい。
- (ii) P が不連続に変化するのは推力源の急激な変化等による場合であるが、これは入力データの与え方により解決される。
- (iii) これらのイベントが数値積分刻み内には無いように、数値積分を行なう。

4.2.2 回転モーメント

次に、推力および空気力によって生じる回転モーメントについて述べる。なお、推力による回転モーメントの詳細は、後述のフライト・コントロール・システムで述べる。

(1) 各推力源による回転モーメント

ジンバルエンジンによるモーメントを M_g (M_{gx}, M_{gy}, M_{gz})、バーニアエンジンによるモーメントを M_v ($M_{vx},$

M_{Vy}, M_{Vz}), ガスジェットによるモーメントを $M_j (M_{jx}, M_{jy}, M_{jz})$ にとすると, 推力源によって発生する回転モーメント $M_B (M_{Bx}, M_{By}, M_{Bz})$ は,

$$\left. \begin{aligned} M_{Bx} &= M_{gx} + M_{Vx} + M_{jx} \\ M_{By} &= M_{gy} + M_{Vy} + M_{jy} \\ M_{Bz} &= M_{gz} + M_{Vz} + M_{jz} \end{aligned} \right\} \quad (4.2.8)$$

となる。

(2) 空気力による回転モーメント

前述の空気力 $F_a (F_{ax}, F_{ay}, F_{az})$ のうち, 揚力により発生する回転モーメントとその減衰モーメント (縦揺れ減衰モーメント) を考える。特別な場合を除いて, 機軸まわりのモーメントは生じないので, ここでは省略する。

揚力 $(0, F_{ay}, F_{az})$ によるモーメントは, 図 4.2 を参照すると,

$$\left. \begin{aligned} M_{Lx} &= 0 \\ M_{Ly} &= F_{az} \times (CP - CG) \\ M_{Lz} &= -F_{ay} \times (CP - CG) \end{aligned} \right\} \quad (4.2.9)$$

となる。CP, CG は station point (ロケット先端) より測った距離で機軸上にあるものとする。

また, 縦揺れ減衰モーメントは,

$$\left. \begin{aligned} M_{Dx} &= 0 \\ M_{Dy} &= \frac{1}{2} \rho V_a^2 C_{mq} S \cdot S_L \left(\frac{\omega_{BEy} S_L}{2V_a} \right) \\ M_{Dz} &= \frac{1}{2} \rho V_a^2 C_{mq} S \cdot S_L \left(\frac{\omega_{BEz} S_L}{2V_a} \right) \end{aligned} \right\} \quad (4.2.10)$$

となる。ただし, ω_{BE} は E 系に対する B 系の回転角速度を B 系表現したものであり, 次節で詳しく述べる。従って, 空気力による回転モーメント $M_a (M_{ax}, M_{ay}, M_{az})$ は,

$$\left. \begin{aligned} M_{ax} &= 0 \\ M_{ay} &= M_{Ly} + M_{Dy} \\ M_{az} &= M_{Lz} + M_{Dz} \end{aligned} \right\} \quad (4.2.11)$$

となる。

4.3 回転角速度

各座標系間の変換等に必要な回転角速度について述べる。ここで, 座標変換同様記号の約束をする。即ち, α 系から見た β 系の回転角速度を γ 系で表わしたものを ${}_{\alpha\beta}\omega_{\gamma}$ と記述する。

4.3.1 E 系に対する B 系の回転角速度; ${}_{EB}\omega_B$

E 系と B 系はオイラー角 (Ψ, θ, ϕ) にて関係づけられている。 B 系が E 系に対して行なっている回転運動を示す $\dot{\Psi}, \dot{\theta}, \dot{\phi}$ は, 図 4.3 に示すように E 系から B 系への座標変換の途中の座標系 $E, E1, E2$ に関する成分として与えられる。即ち,

$$\left. \begin{aligned} \omega_E &= (0, 0, \dot{\Psi}) \\ \omega_{E1} &= (0, \dot{\theta}, 0) \\ \omega_{E2} &= (\dot{\phi}, 0, 0) \end{aligned} \right\} \quad (4.3.1)$$

とすると, これらの成分の関係は,

$$\left. \begin{aligned} \omega_{E1} &= T_{ZE}(\Psi) \omega_E \\ \omega_{E2} &= T_{YE1}(\theta) \omega_{E1} \\ \omega_{E3} &= T_{XE2}(\phi) \omega_{E2} \end{aligned} \right\} \quad (4.3.2)$$

と表わされる。ここで, $T_{ZE}(\Psi), T_{YE1}(\theta), T_{XE2}(\phi)$ は, それぞれ Z_E 軸まわりに $(\Psi), Y_{E1}$ 軸まわりに $(\theta), X_{E2}$ 軸まわりに (ϕ) 回転させることを表わす。

従って, E 系に対する B 系の回転角速度の B 系表示は, 各成分を B 系成分に変換した後, 各軸方向の成分を加えることにより求まる。各成分は次のようになる。

(1) $\dot{\Psi}$ 成分

$\dot{\Psi}$ は Z_E 成分であるから B 系成分に変換すると

$$\begin{aligned} \begin{pmatrix} \omega_{Bx} \\ \omega_{By} \\ \omega_{Bz} \end{pmatrix} &= T_{EB}^{-1} \omega_E = \begin{pmatrix} \cdot & \cdot & -\sin \theta \\ \cdot & \cdot & \cos \theta \sin \phi \\ \cdot & \cdot & \cos \theta \cos \phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\Psi} \end{pmatrix} \\ &= \begin{pmatrix} -\dot{\Psi} \sin \theta \\ \dot{\Psi} \cos \theta \sin \phi \\ \dot{\Psi} \cos \theta \cos \phi \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (4.3.3)$$

となる。

(2) $\dot{\theta}$ 成分

$\dot{\theta}$ は $E1$ 座標系における y 成分であるから B 系成分に変換すると,

$$\begin{pmatrix} \omega_{Bx} \\ \omega_{By} \\ \omega_{Bz} \end{pmatrix} = T_{XE2}(\phi) T_{YE1}(\theta) \omega_{E1}$$

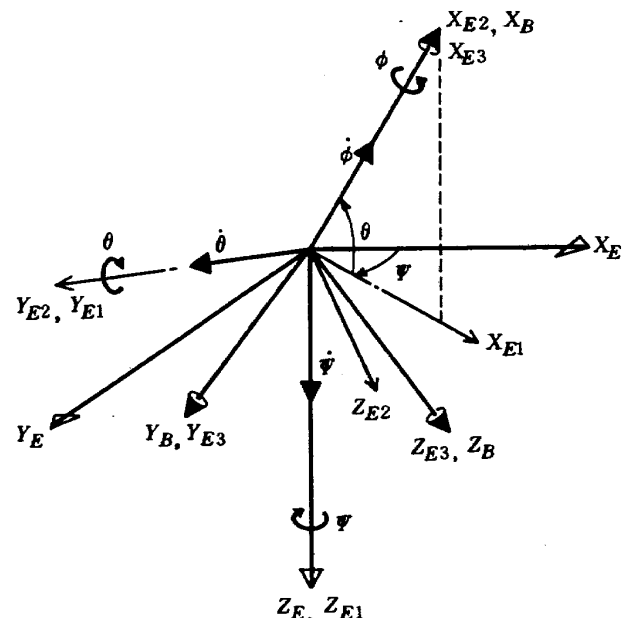


図 4.3 E 系に対する B 系の回転角速度

$$\begin{aligned}
&= \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix} \\
&\quad \times \begin{pmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{pmatrix} \\
&= \begin{pmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \cos \phi \\ -\dot{\theta} \sin \phi \end{pmatrix} \quad (4.3.4)
\end{aligned}$$

となる。

(3) $\dot{\phi}$ 成分

$\dot{\phi}$ は X_B 軸成分であるから、

$$\begin{aligned}
\begin{pmatrix} \omega_{\phi x} \\ \omega_{\phi y} \\ \omega_{\phi z} \end{pmatrix} &= T_{X_E^2}(\phi) \bullet_{E2} \\
&= \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \\
&= \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (4.3.5)
\end{aligned}$$

となる。

以上から E 系に対する B 系の回転角速度 $EB \bullet_B$ は、

$$\begin{aligned}
\begin{pmatrix} EB \omega_{Bx} \\ EB \omega_{By} \\ EB \omega_{Bz} \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} -\dot{\psi} \sin \theta \\ \dot{\psi} \cos \theta \sin \phi \\ \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \cos \phi \\ -\dot{\theta} \sin \phi \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \\
&= \begin{pmatrix} \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta \\ \dot{\psi} \cos \theta \sin \phi + \dot{\theta} \cos \phi \\ \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi - \dot{\theta} \sin \phi \end{pmatrix} \quad (4.3.6)
\end{aligned}$$

と表わされる。

4.3.2 O 系に対する E 系の回転角速度； $OE \bullet_E$

E 系は O 系に対して緯度方向に $-\dot{\nu}$ 、経度方向に $(\dot{\lambda} - \omega_0)$ で回転している（図 3.4 参照）ので $OE \bullet_E$ は、

$$\begin{pmatrix} OE \omega_{Ex} \\ OE \omega_{Ey} \\ OE \omega_{Ez} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (\dot{\lambda} - \omega_0) \cos \nu \\ -\dot{\nu} \\ (\omega_0 - \dot{\lambda}) \sin \nu \end{pmatrix} \quad (4.3.7)$$

となる。ただし、 $\dot{\nu}$ は緯度変化率、 $\dot{\lambda}$ は経度変化率である。また、 E 系での飛しょう体速度 (V_E) と、地球中心から飛しょう体までの距離 (R) との間には

$$\left. \begin{aligned} \dot{\nu} &= \frac{V_{Ex}}{R} \\ \dot{\lambda} &= \frac{V_{Ey}}{R \cos \nu} \end{aligned} \right\} \quad (4.3.8)$$

なる関係があるので、これを式 (4.3.7) へ代入すると

$$OE \bullet_E = \begin{pmatrix} \frac{V_{Ey}}{R} - \omega_0 \cos \nu \\ -\frac{V_{Ex}}{R} \\ (\omega_0 \cos \nu - \frac{V_{Ey}}{R}) \tan \nu \end{pmatrix} \quad (4.3.9)$$

となる。この $OE \bullet_E$ に座標変換行列 T_{BE} をかけると、 O 系に対する E 系の回転角速度を B 系表現した $OE \bullet_B$ が求まる。即ち、

$$OE \bullet_B = T_{BE} \bullet OE \bullet_E \quad (4.3.10)$$

である。

4.3.3 L 系に対する O 系の回転角速度； $LO \bullet_O$

O 系は L 系に対し経度方向に ω_0 で回転している（図 3.3 参照）。この ω_0 を O 系成分で表示すると、

$$\begin{pmatrix} LO \omega_{Ox} \\ LO \omega_{Oy} \\ LO \omega_{Oz} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \omega_0 \cos \nu_L \\ 0 \\ -\omega_0 \sin \nu_L \end{pmatrix} \quad (4.3.11)$$

となる。従って $LO \bullet_O$ を B 系表現した $LO \bullet_B$ は、 T_{BE} 、 T_{EO} を用いて

$$LO \bullet_B = T_{BE} T_{EO} LO \bullet_O \quad (4.3.12)$$

となる。

L 系に対する B 系の回転角速度を B 系表現した $LB \bullet_B$

即ち、 $\bullet_B (\omega_{Bx}, \omega_{By}, \omega_{Bz})$ は前述までの結果を用いて、

$$LB \bullet_B = LO \bullet_B + OE \bullet_B + EB \bullet_B \quad (4.3.13)$$

と与えられる。

ここで、式 (4.3.6) と式 (4.3.13) の $EB \bullet_B$ について考察すると、式 (4.3.6) を用いて飛しょう体の姿勢角が求まる（詳細は第 5 章で述べる）が、その際必要な $EB \bullet_B$ は、式 (4.3.13) の $EB \bullet_B$ を使用する。従って、式 (4.3.13) より $EB \bullet_B$ は、

$$EB \bullet_B \equiv \bullet_B = LB \bullet_B - LO \bullet_B - OE \bullet_B \quad (4.3.14)$$

となり、前述の結果を用いると、

$$\begin{aligned}
\bullet_{BE} &= \bullet_B - T_{BE} T_{EO} LO \bullet_O - T_{BE} OE \bullet_E \\
&= \bullet_B + T_{BE} T_{EO} \begin{pmatrix} -\omega_0 \cos \nu_L \\ 0 \\ \omega_0 \sin \nu_L \end{pmatrix}
\end{aligned}$$

$$+ T_{BE} \begin{pmatrix} \omega_0 \cos \nu - \frac{V_{Ey}}{R} \\ \frac{V_{Ex}}{R} \\ (\frac{V_{Ey}}{R} - \omega_0 \cos \nu) \tan \nu \end{pmatrix} \quad (4.3.15)$$

より、 \bullet_{BE} を得る。

4.4 フライト・コントロール・システム

4.4.1 概要

ここで述べるフライト・コントロール・システムとは、イベント（詳細は、6.1, 7.4.3 を参照）の発生、受理に伴って何らかの推力源が推力発生状態、あるいは ON-OFF 制御装置については推力発生可能状態となっている場合、それらの推力をどのような方向に発生させるかを決定するためのモデル系である。図 4.4 にモデル系の一例を示す。ジンバルエンジンの場合、飛しょう体ダイナミクス ($\theta_B, \dot{\theta}_B$) と姿勢指令角 ($\theta_d, \dot{\theta}_d$) との関係から、姿勢角誤差 ($\Delta\phi_c, \Delta\theta_c, \Delta\Psi_c$) が求まり、エンジン操舵指令角 (β_c) が決定される。エンジンはアクチュエータによりジンバルされるので、実際にはアクチュエータも含めて制御系をモデル化する必要があるが、その場合、系が複雑になり制御系解析も必要となってくるので今回は省略した。従って、フライト・コントロール・システムとしては、次のような設定となっている。

(1) ジンバル機構のエンジンについては、「操舵指令

角と実際のエンジンの振れ角が等価」とするモデル。

(2) ガスジェット装置は、姿勢角誤差の大小により、論理回路の符号を決定する ON-OFF 制御のモデル。

(3) SOB, アレージモータは、固定推力方向を有するものとし、操舵の対象とはしない。

以上のように推力源毎に固有の操舵（ステアリング）命令を受けとり、ジンバル機構のものについてはエンジン振れ角を、ON-OFF 制御のものについては ± 1 または 0 を決定するのがこのフライト・コントロール・システムである。

4.4.2 ジンバル機構推力源

(1) メインエンジン

飛しょう体を剛体として取り扱う場合には、図 4.5(a) のように飛しょう体に回転運動を与えて、機軸を要求姿勢方向に一致するようにジンバルする。一方質点の場合には、図 4.5(b) のように推力方向を直接要求される姿勢方向に一致させている。従って、剛体と質点とでは

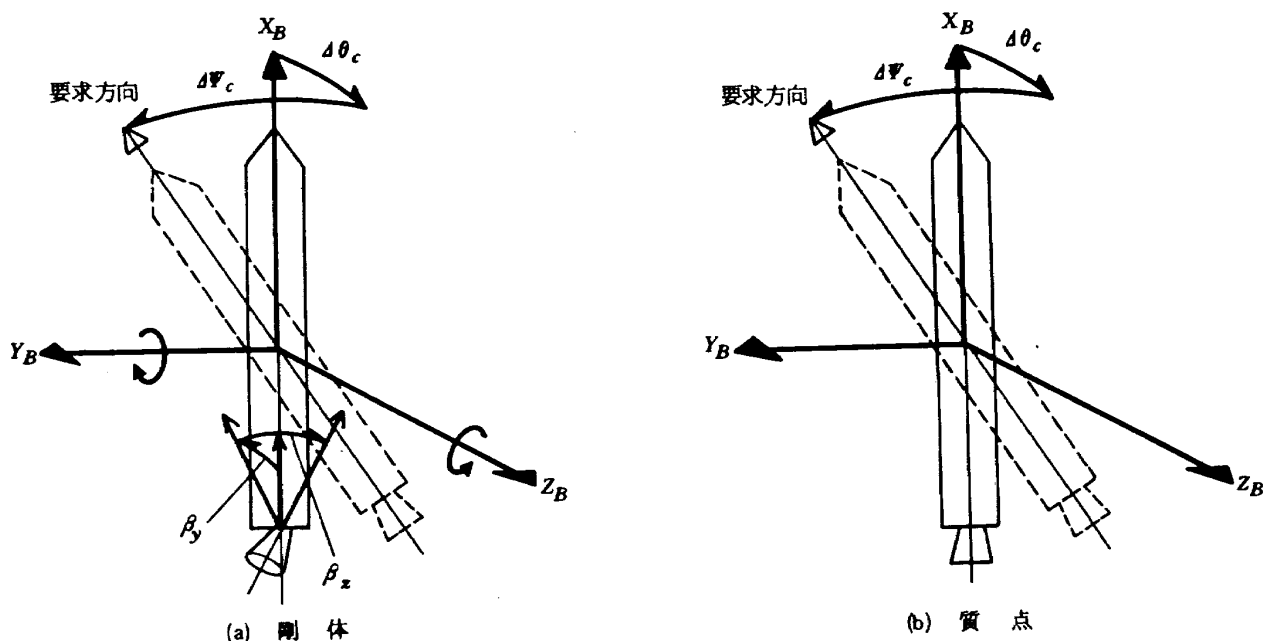
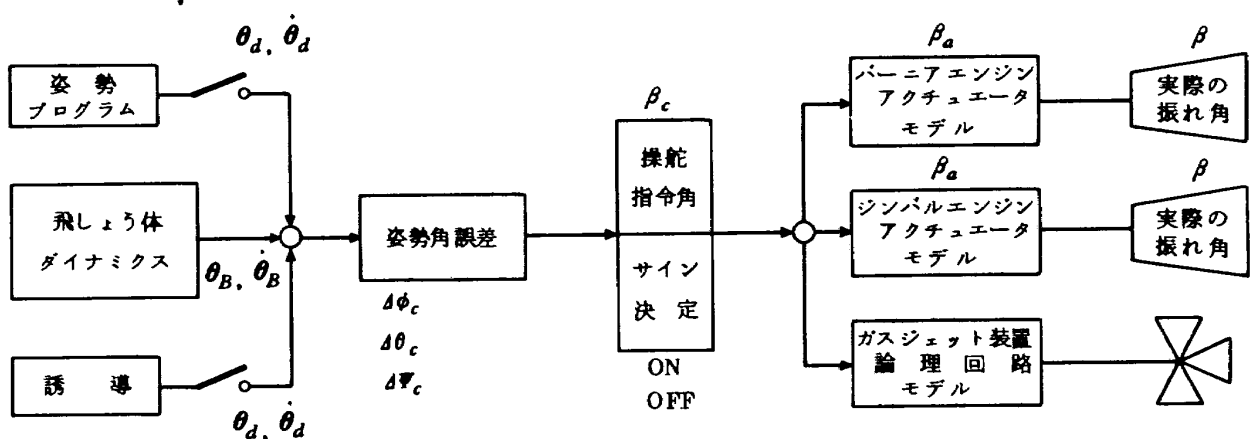


図 4.5 運動の取り扱い

その取扱い方が本質的に異なるので、軌道パラメータ等は必ずしも一致せず、また制御系モデルによっても異なってくる。

エンジンの振れ角(β_y, β_z)は、ステアリング計算により与えられるピッチおよびヨウの姿勢角誤差($\Delta\theta_c, \Delta\psi_c$)とレートジャイロからの出力($\dot{\theta}_{RG}, \dot{\psi}_{RG}$)を入力として、次のようなフライト・コントロール方程式

$$\left. \begin{aligned} \beta_y &= K_{Ay}(\Delta\theta_c - K_{Ry}\dot{\theta}_{RG}) \\ \beta_z &= K_{Az}(\Delta\psi_c - K_{Rz}\dot{\psi}_{RG}) \end{aligned} \right\} \quad (4.4.1)$$

を解くことにより決定される。ここで、 K_A はポジション・フィードバック・ゲイン、 K_R はレート・フィードバック・ゲインであり、これらの値は各装備毎に固有の定数で与えられる。

次に、エンジン振れ角と姿勢角誤差との関係および符号について述べる。図4.6に示すように β_y は X_B-Z_B 面、 β_z は X_B-Y_B 面における振れ角を表わし、 Y_B および Z_B 軸まわりに正の回転を発生させる方向を正と約束する。従って、 β_y, β_z の符号はエンジンの遅れ系を無視すると、 $\Delta\theta_c, \Delta\psi_c$ の符号に一致する。

今、エンジンから発生する推力を T_g とすると、ジンバリングにより併進力に寄与する推力を B 系成分表示すると、

$$\begin{pmatrix} T_{gx} \\ T_{gy} \\ T_{gz} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} T_g \cos \beta_y \cos \beta_z \\ -T_g \sin \beta_z \\ T_g \sin \beta_y \cos \beta_z \end{pmatrix} \quad (4.4.2)$$

となる。

一方、回転モーメントは次のようになる。飛しょう体重心位置(CG)と推力中心位置(DISR)との差を L_g とすると、図4.7からも明らかなように、回転モーメント M_g は、

$$\begin{pmatrix} M_{gx} \\ M_{gy} \\ M_{gz} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ L_g \times T_{gz} \\ -L_g \times T_{gy} \end{pmatrix} \quad (4.4.3)$$

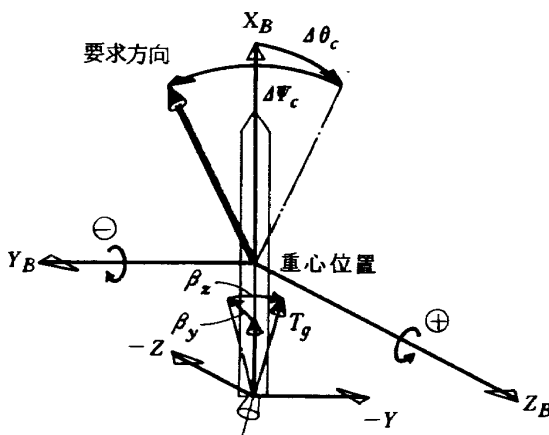


図4.6 姿勢角誤差とエンジン振れ角との関係

となる。なお、DISRはstation pointからの距離で X_B 軸上にある。

ジンバルメインエンジンの場合の各量の符号を表4.1に示す。

(2) バーニアエンジン

バーニアエンジンは通常、初段メインエンジン燃焼中のロール制御と、メインエンジン燃焼停止(MECO)後のピッチ、ヨウおよびロール制御に用いられる。しかしここでは、メインエンジン燃焼中のロール制御のみを行なうようなモデルを設定した。MECO後の機能については、今後付加する予定である。図4.8からわかるように、バーニアエンジンは Y_B 軸上に1対(2基)あるものとし、 X_B-Z_B 面の振れ角を β_x として、その符号は飛

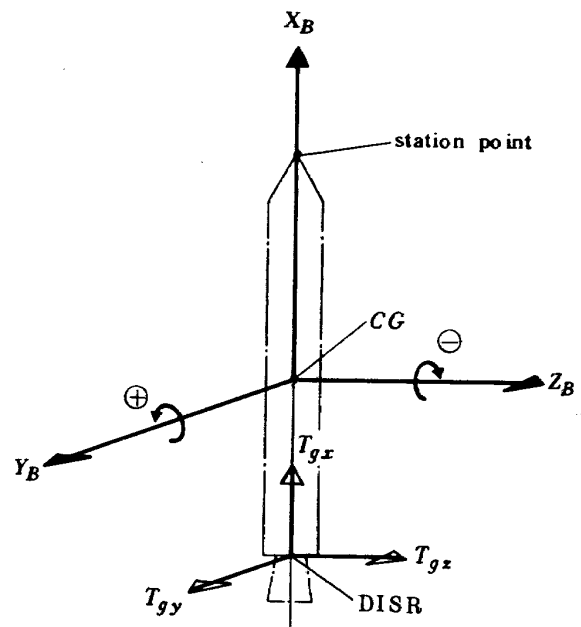


図4.7 推力による回転モーメント

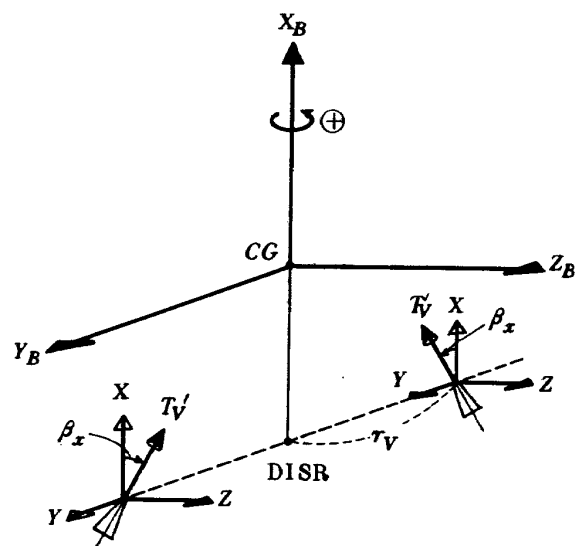


図4.8 バーニアエンジンモデル

よう体が X_B 軸まわりに正回転をする方向を正とする。
 β_x はメインエンジン同様、次のフライト・コントロール
 方程式を解くことにより求まる。即ち、

$$\beta_x = K_{Ax} (\Delta\phi_c - K_{Rx} \dot{\phi}_{RG}) \quad (4.4.4)$$

である。

従って、バーニアエンジンの推力（2基の合計）を
 T_V 、機軸からの距離を r_V とすると、ジンバリングによる
 併進力と回転モーメントは、

$$\left. \begin{aligned} T_{Vx} &= T_V \cos \beta_x \\ M_{Vx} &= T_V \sin \beta_x r_V \end{aligned} \right\} \quad (4.4.5)$$

となる。

4.4.3 ガスジェット装置

ガスジェットは大気の実在を無視できる領域における
 飛しょう体の姿勢制御用として考え、ここでは、単純な
 ON-OFF制御モデルを用いた。即ち、慣性系における
 飛しょう体の現時点の姿勢角および回転角速度と、要求
 される姿勢角および回転角速度との誤差を求め、それぞ
 れの値の大小および符号によりどのような制御（+ON
 または-ONあるいはOFF）を行なえばよいかを決定す
 る。

ガスジェットモータの推力は、回転モーメントのみに
 寄与するものとする。モータ推力を T_j 、モータ取付け位
 置を r_j 、 l_j とすると、回転モーメント M_j は、

$$\begin{pmatrix} M_{jx} \\ M_{jy} \\ M_{jz} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} T_{jx} \times r_j \\ T_{jy} \times l_j \\ T_{jz} \times l_j \end{pmatrix} \quad (4.4.6)$$

となる。

表 4.1 各量の符号（ジンバルメインエンジン）

	Steering	Deflection	F_B	Moment	ω_B	Rate Gyro
Pitch	+	+	-	+	+	+
Yaw	+	+	+	+	+	+

5. 飛しょう軌道パラメータ

シミュレーション中の飛しょう体および軌道に関する
 諸々のデータは、飛しょう軌道パラメータとして、以下
 に述べるようにして求められる。

5.1 速度

4章で述べた V_B （慣性系から見た飛しょう体の速度
 を機体軸系で表現した速度）と、各座標変換行列を用い
 て、各座標系における速度が求まる。

$$\left. \begin{aligned} V_E &= T_{EB} V_B \\ V_O &= T_{OE} V_E \\ V_L &= T_{LO} V_O \\ V_N &= T_{NL} V_L \end{aligned} \right\} \quad (5.1.1)$$

5.2 位置

5.2.1 高度

地球中心から飛しょう体重心までの距離（ R ）は、次式
 を積分することにより求まる。

$$\frac{dR}{dt} = -V_{Ex} \quad (5.2.1)$$

また、海面上よりの高度（ H_{SL} ）は

$$H_{SL} = R - R_L(\nu) \quad (5.2.2)$$

より求まる。ここで、 $R_L(\nu)$ はある緯度（ ν ）点にお
 ける地球（回転楕円体）の半径で、次式（理科年表；1967
 測地基準系）により近似している。

$$\begin{aligned} R_L(\nu) &= R_e \{ 0.99832706 + 0.00167645 \cos(2\nu) \\ &\quad - 0.00000352 \cos(4\nu) + 0.00000001 \cos(6\nu) \} \end{aligned} \quad (5.2.3)$$

5.2.2 緯度、経度

慣性系における緯度、経度は、前述の式（4.3.8）を
 積分することにより求まる。即ち、

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\nu}{dt} &= \frac{V_{Ex}}{R} \\ \frac{d\lambda}{dt} &= \frac{V_{Ey}}{R \cos \nu} \end{aligned} \right\} \quad (5.2.4)$$

である。また、 E 系における経度（ λ_E ）は、

$$\lambda_E = \lambda - \omega_0 t \quad (5.2.5)$$

より求まる。

5.3 姿勢角および飛しょう径路上下角と方位角

地面軸系に対する飛しょう体の姿勢角（ θ, Ψ, ϕ ）は、
 式（4.3.6）の関係から姿勢角の変化（ $\dot{\theta}, \dot{\Psi}, \dot{\phi}$ ）より求
 めると、

$$\begin{pmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\Psi} \\ \dot{\phi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \omega_{BEy} \cos \phi - \omega_{BEz} \sin \phi \\ \omega_{BEy} \sin \phi + \omega_{BEz} \cos \phi \\ \cos \theta \\ (\omega_{BEy} \sin \phi + \omega_{BEz} \cos \phi) \tan \theta + \omega_{BEz} \end{pmatrix}$$

ただし、 $\theta \neq \pm (2n-1) \frac{\pi}{2}$

(5.3.1)

となり、上式を解くことによって（ θ, Ψ, ϕ ）を得る。

飛しょう径路の上下角（ γ ）と方位角（ σ ）は図 5.1 のよ
 うに定義し、 V_E を用いて次式より求まる。

$$\left. \begin{aligned} \sigma &= \tan^{-1} \left(\frac{V_{Ey}}{V_{Ex}} \right) \\ \gamma &= \tan^{-1} \left\{ \frac{V_{Ex}}{(V_{Ex}^2 + V_{Ey}^2)^{\frac{1}{2}}} \right\} \end{aligned} \right\} \quad (5.3.2)$$

5.4 軌道傾斜角と航法座標系原点位置

図 5.2 に示すように、誘導目標点データ（ $\nu_T, \lambda_T, \sigma_g$ ）
 より次の諸量が決定される。ただし、誘導目標点到達後

にヨウ・マヌーバ等により軌道変換を行なった場合には、
新たな目標点の $\nu_T, \lambda_T, \sigma_g$ を設定する必要がある。

(1) 軌道傾斜角; i

軌道傾斜角は, ν_T, σ_g を用いて, 球面三角形定理より
次のように求まる。

$$i = \cos^{-1} \{ \sin(\pi - \sigma_g) \cos \nu_T \} \quad (5.4.1)$$

(2) 降交点経度と発射点経度との差; λ_f

λ_T から降交点経度までの経度を λ_a とすると,

$$\lambda_a = \tan^{-1} \{ \tan(\pi - \sigma_g) \sin \nu_T \} \quad (5.4.2)$$

で表わされる。従って,

$$\lambda_f = \lambda_T + \lambda_a - \lambda_L \quad (5.4.3)$$

となる。

(3) X_N 軸方向; γ_N

γ_N は子午線北より測った角度で, i および λ_f を用いて,

$$\gamma_N = \cos^{-1} \{ -\sin i \cos \lambda_f \} \quad (5.4.4)$$

と表わせる。

(4) N 座標系原点緯度; ν_0

ν_0 は, i および γ_N を用いて,

$$\nu_0 = \cos^{-1} \left\{ \frac{\cos i}{\sin(\pi - \gamma_N)} \right\} \quad (5.4.5)$$

となる。

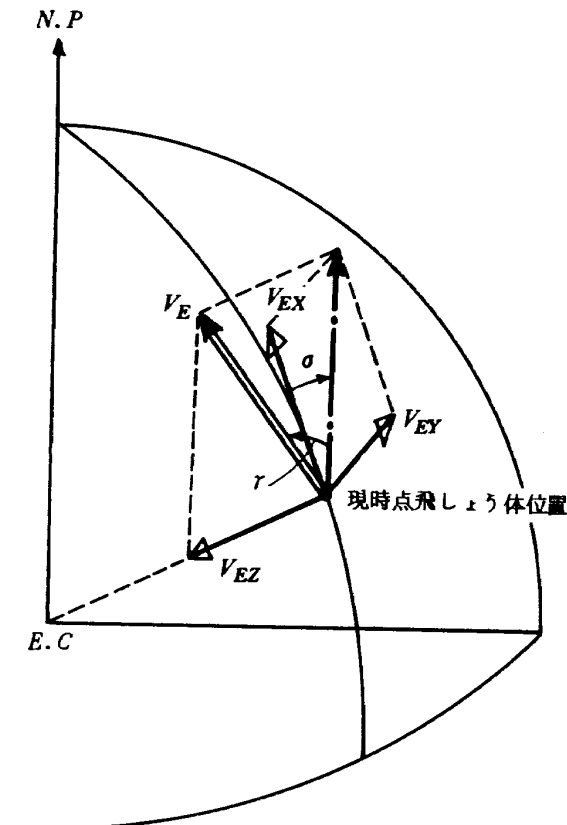


図 5.1 r および σ の定義

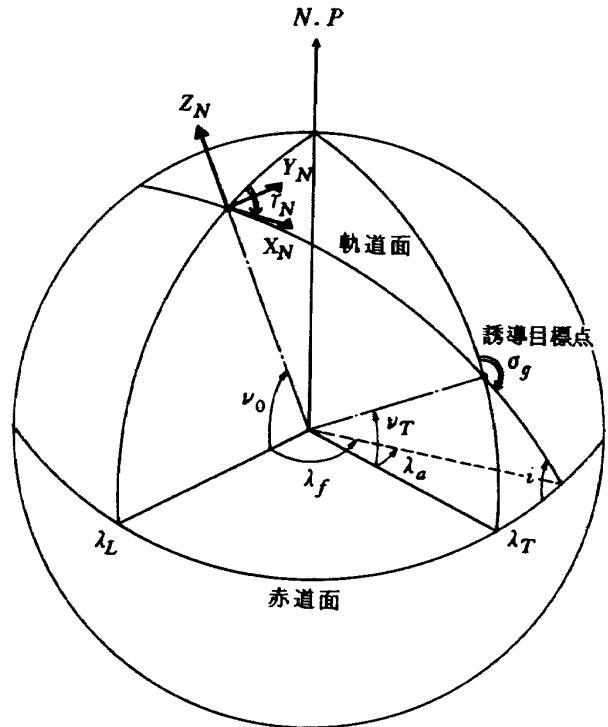


図 5.2 航法座標系位置

6. プログラムの基本設計

6.1 設計概要

RMAP は, ジャイロと加速度計から構成される I.M.U. (Inertial Measurement Unit) 部分と, 誘導計算機の処理による航法および誘導計算部分を含む, 慣性誘導システムの実時間総合シミュレーションを行なう際に必要とする飛しょう体の運動を, 三次元 6 自由度の剛体としてシミュレートするプログラムシステムである。

実時間処理性の観点から, RMAP はダイナミクス解法部の高速処理化を計るほか, 解析すべき飛しょう体の複雑な系を簡素化し, データの入出力方式にも工夫をこらしている。また, 高速処理ばかりでなく, 高精度処理という点から, 演算は全て倍長精度計算で行ない, 各論理サブプログラムをモジュール化し, 部分的なアルゴリズムの変更や入替えを簡単に行なえるようになっている。

さらに, 各種軌道解析や飛しょう体システム解析, 誘導および制御システムの評価等, 他の異なるシステムとも簡単に結合できるようになっている。

以上のような高精度, 高速処理化に対して, RMAP では次のような概念を導入している。

(1) 装備

解析すべき飛しょう体の複雑な系をモデル化するために, 表 6.1 に示すように飛しょう体を 12 種類の構成要素に分けてあり, その要素を装備という。装備には, 推力を発生し得るもの, 即ち推力源と, 構造物のみのものの

2 系統に分類される。装備構成の詳細は後で説明する。

(2) 装着

飛しょう体の現時点での質量を考察する上で必要であり、ある装備があるステージ(段)に取付けられている状態を指す。即ち、「i 段目に装着した装備」と用いる。

(3) 装着状態 (Equipment State)

各種装備毎に、ある時点での作動状態を示すものであり、その作動状態は表 6.2 に示すように、4 種類に分けられている。そして装着状態は、その装備が推力源である場合と、そうでない場合とにより異なるが、この模様は 7.4.4 で模式図を用いて説明する。

なお、表の中に出てくる「通常推力」という語句について説明しておく。作動中のエンジンにある時点で燃焼停止の状態にすると、通常は瞬時に推力レベルが零とはならず、短時間ではあるが、まだ推力が発生している。これを一般的に残留推力と称している。従って、RMAP では、通常の推力レベルを発生する推力を、残留推力と区別するために、特に「通常推力」という言葉で表現している。

(4) イベント (Event)

飛しょう体の運動形態が変化する出来事、あるいは変化の可能性を有する出来事を指し、各装備毎にイベント・コマンドを伴う。

(5) イベント・コマンド (Event Command)

イベントを表現するために、表 6.3 に示すようなイベント・コマンドを定義する。このイベント・コマンドは、装備単位で発生するもので、上述の Equipment State が遷移する原因としてとらえる。

イベントおよびイベント・コマンドについては、その詳細を 7.4.3 で述べる。

表 6.1 飛しょう体装備構成表

	1	2	3	4	← 装置 No. (機番)
1	メインエンジン				推力源
2	補助ブースター				
3	バーニアエンジン				
4	アレージモータ				
5	ロール用ガスジェット				
6	ピッチ用ガスジェット				
7	ヨー用ガスジェット				
8	未定 1				フェアリングカバー タイプ 装備
9	未定 2				
10	未定 3				
11	フェアリングカバー				
12	未定 4				

↑
装備 MAIN CODE No.

表 6.2 各種装備の作動状態定義表 (Equipment State)

STATE	STATE CODE	MEANING
NOT EQUIPPED	0	装着していない。
READY	1	装着はしているが使用待ち状態。
BUSY 1	2	通常推力発生可。
BUSY 2	3	残留推力発生可。

表 6.3 イベント・コマンド定義表

COMMAND	COMMAND CODE	COMMAND MEANING
DUMMY	0	ANY MEANING
推力発生可能状態への移行	1	IGNITION or RESTART
通常推力停止	2	THRUST OUT OFF or BURN OUT
残留推力終了	3	REMAINING THRUST END
その装備 drop	4	DROP or SEPARATION
装着 stage drop による drop	5	EQUIPPED MAIN DROP
未 定	6	UNDIFINE

6.2 論理構成

RMAP の論理構成は図 6.1 のようになっている。即ち、姿勢プログラムあるいは誘導計算によって発生した操舵信号が、フライト・コントロール部に入り、ジンバルエンジンの振れ角や各種姿勢制御装置の作動状態を計算する。そして、これらによって発生する推力と、空気力および重力による併進力や回転モーメントが計算される。この両者が数値積分の入力となり、飛しょう体ダイナミクスおよび軌道のパラメータが求められる。

数値積分は、機体軸座標系 (B 系) においてたてられた飛しょう体の速度、位置、回転角速度、姿勢角、等の微分方程式を解くのであるが、この微分方程式の数値解法としては、いろいろな方法が知られているが、出発値として初期値のみで良く、また安定で使い易いという点から、RMAP では 4 次のルンゲ・クッタ法を用いている。

数値積分に際しては、積分区間内でイベントの発生等により不連続点が生じる場合には、精度の低下を避けるために、イベントの前後に積分区間を分割して数値積分を行なうようにしている。また、一積分区間における飛しょう体重量、推力、慣性モーメント、空力係数、等の値は、データ・テーブルを用いて積分区間の両端の値を 2 点直線補間することにより求め、その区間は一定とし

て取扱っている。これらの処理法の詳細は、7 章の各サブプログラムの所で述べる。

6.3 機能および設定

人工衛星打上げ用ロケットのみならず、惑星探査用あるいは回収可能な飛しょう体等の軌道解析や、誘導および制御系等のシステム解析などが、高精度でかつ高速に処理するために必要なプログラムの機能および使用される各種モデルの設定は、次のようになっている。

6.3.1 機能

(1) 運動モデル

三次元 6 自由度の剛体運動

(2) 飛しょう体モデル

i) 装備

表 6.1 に示したように、1~10 の推力源 (推進薬および構造物を含む) と、11~12 のフェアリングカバーのように構造物のみの装備を用意できる。未定装備とは、ユーザーが意識する飛しょう体をモデル化する際に、現在 RMAP に用意されている装備では不十分な場合に対処するものである。また、ユーザーが物理的事項を認識するならば、装備名をその名の通りに解釈する必要はないので、さらに複雑な飛しょう体を取扱うことができる。

各装備名で示される装置の数は、各々 4 個と設計してある。従って、基本的には 4 段ロケット、あるいは 3 段

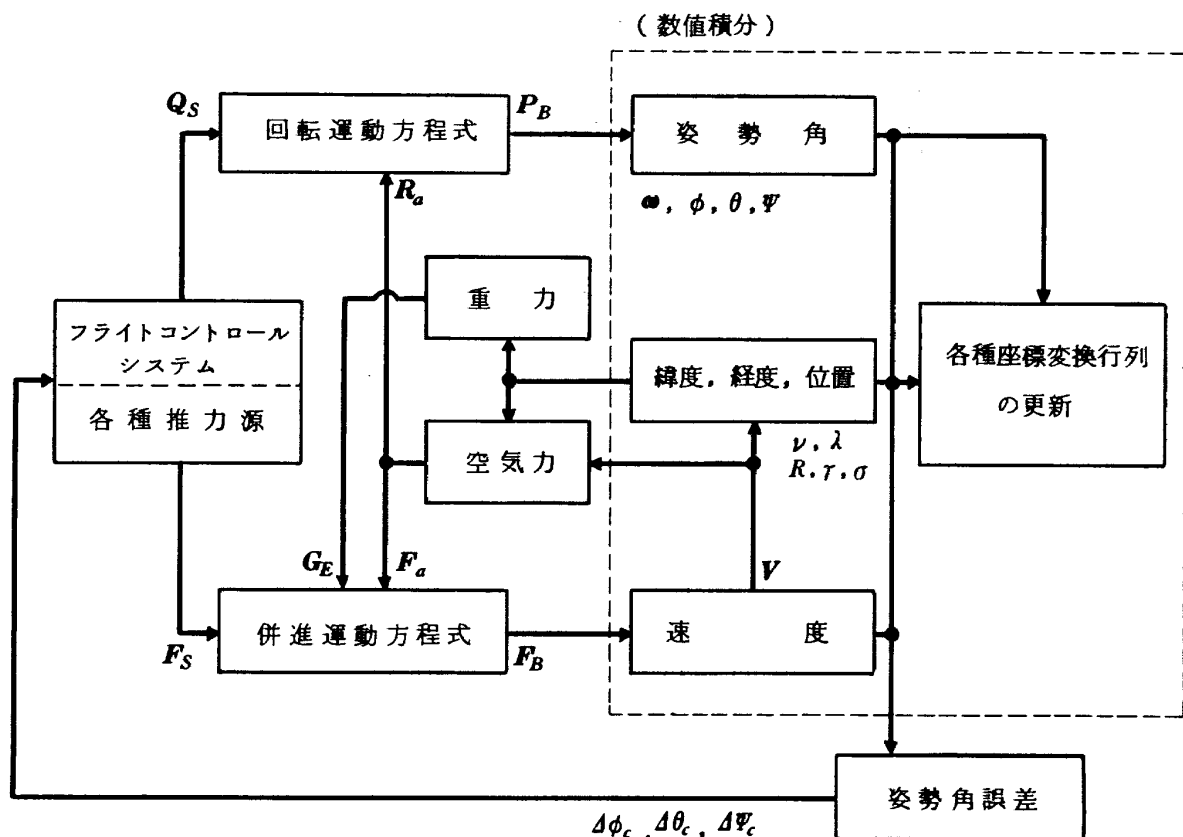


図 6.1 フライトダイナミクス解析論理構成

ロケットプラス人工衛星（モータ付も可）を取扱い得る。もし、それ以上の多段飛しょう体をモデル化する場合に、未定装備の使用もしくはプログラムの領域拡張を行なえばよい。

ii) 制御システム

RMAPでの制御システムは、次のようになっている。

① メインエンジン（ジンバル）；ピッチおよびヨー
制御

② パーニアエンジン；ロール制御（メイン燃焼中）
；ピッチ、ヨーおよびロール制
御（メイン燃焼停止後）

③ ガスジェット装置；ピッチ、ヨーおよびロール制
御

iii) 誘導システム

誘導方式として、次の二方式が可能となっている。

① 初段；プログラム誘導

② 2段以上；プログラム誘導あるいは、イクスプリ
シット誘導

iv) 機体特性

重量、推力、重量変化率、慣性モーメント、等の機体特性のデータは、テーブル形式あるいは定数、または関数式で入力する。詳細は、7.2データの入力形式の項で述べる。

v) 空力特性

各空力係数および空力中心位置の空力特性データもまた、テーブル形式あるいは定数、または関数式で入力する。詳細は、7.2データの入力形式の項で述べる。

(3) 数値積分刻み

飛しょう体ダイナミクスを解く際の数値積分刻みは、精度および処理効率を考慮して、飛しょうモードに応じて、その刻み値を変更することができる。また、一積分区間内において不連続点が生じる場合には、自動的にこれを検出し、刻み値の変更を行なう。

(4) シミュレーション中間結果の出力

飛しょうモードに応じて、任意項目について、任意時間間隔で任意区間のシミュレーション結果を出力することができる。また、出力にはレポートライター形式とグラフ形式の二方式がある。出力形式については、7.3シミュレーション結果の出力形式の項で、その詳細を述べる。

6.3.2 設定

飛しょう体ダイナミクスおよび軌道パラメータを求める上で基礎となる各種モデルおよび定数の設定は、次のようになっている。なお、これらの設定値は、軌道計算において宇宙開発事業団所有のプログラムと共通の基盤

を持つために、同・誘導設計グループより提供していただいたものである。ただし、大気モデルは異なっている。

(1) 地球モデル

地球の形状を回転楕円体として、次の定数となっている。

① 赤道半径：6378.155〔km〕

② 扁平率：1/298.3

③ 自転速度：0.72921152-04〔rad/sec〕

(2) 重力モデル

今のところ J_2 項まで考慮している。必要に応じてユーザーが項を増すことは、簡単にできる。

$J_2 = 1.082628-03$

$J_3 = -2.538-06$

$J_4 = -1.593-06$

(3) 大気モデル

現在は「U.S. STANDARD ATMOSPHERE, 1959」を使用している。

7. プログラム概説

7.1 プログラム全系

前章の基本設計に従い、RMAPは慣性誘導システムの解析、評価に試する場合、ただ単に飛しょう体ダイナミクスを三次元6自由度でシミュレートするばかりではなく、センサ系（ソフトウェア数学モデルまたはハードウェア）あるいは、搭載用ソフトウェア（ガイダンス・コンピュータ用）等との接合が単純かつ明確に行なえるように次のような処理構成となっている。

RMAPは図7.1に示すように、イベントの発生とその受理部分、飛しょう体のフライト・ダイナミクス処理部分と、その処理に必要なデータを用意する初期値設定部分、および中間結果処理部分の5つの処理系より構成されている。これらの処理系の流れを、実際のプログラム構造から眺めると図7.2のようになるので、フライト・ダイナミクスを大型コンピュータでシミュレートして、他の部分を何らかの方式（ソフトウェアあるいはハードウェア）で処理する場合にも対処し得る設計となっている。

各々の処理系は、表7.1に示すサブプログラム群より構成されている。RMAPのフライト・ダイナミクス解法における基本的な流れ（通常処理）は、図7.3に示すようになっている。

7.2 データの入力形式

入力形式にはカードで外部より入力するものと、プログラム内部で定数、関数式あるいは、データ文等の形式で入力するものがある。主要な入力データの形式を表7.

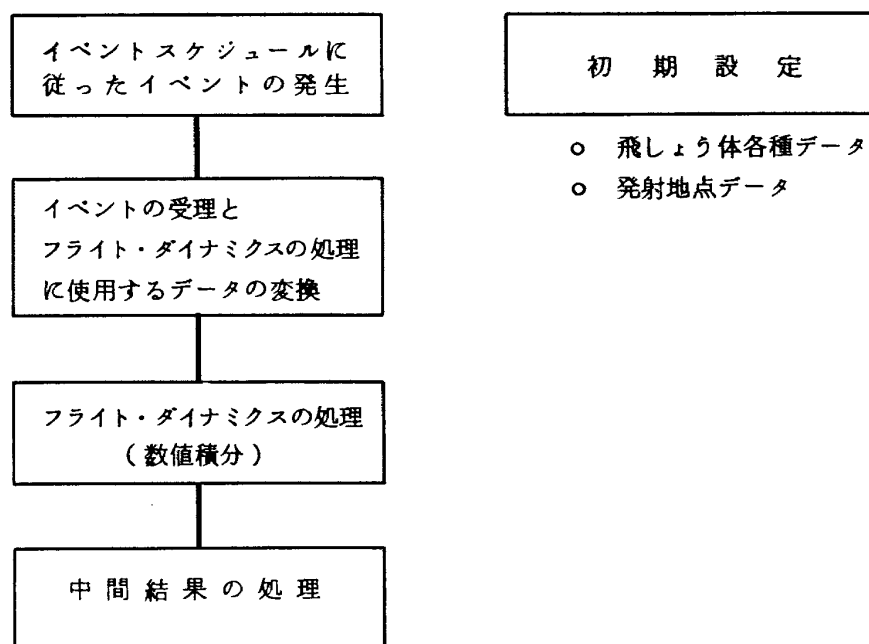


図7.1 RMAPを構成する処理系

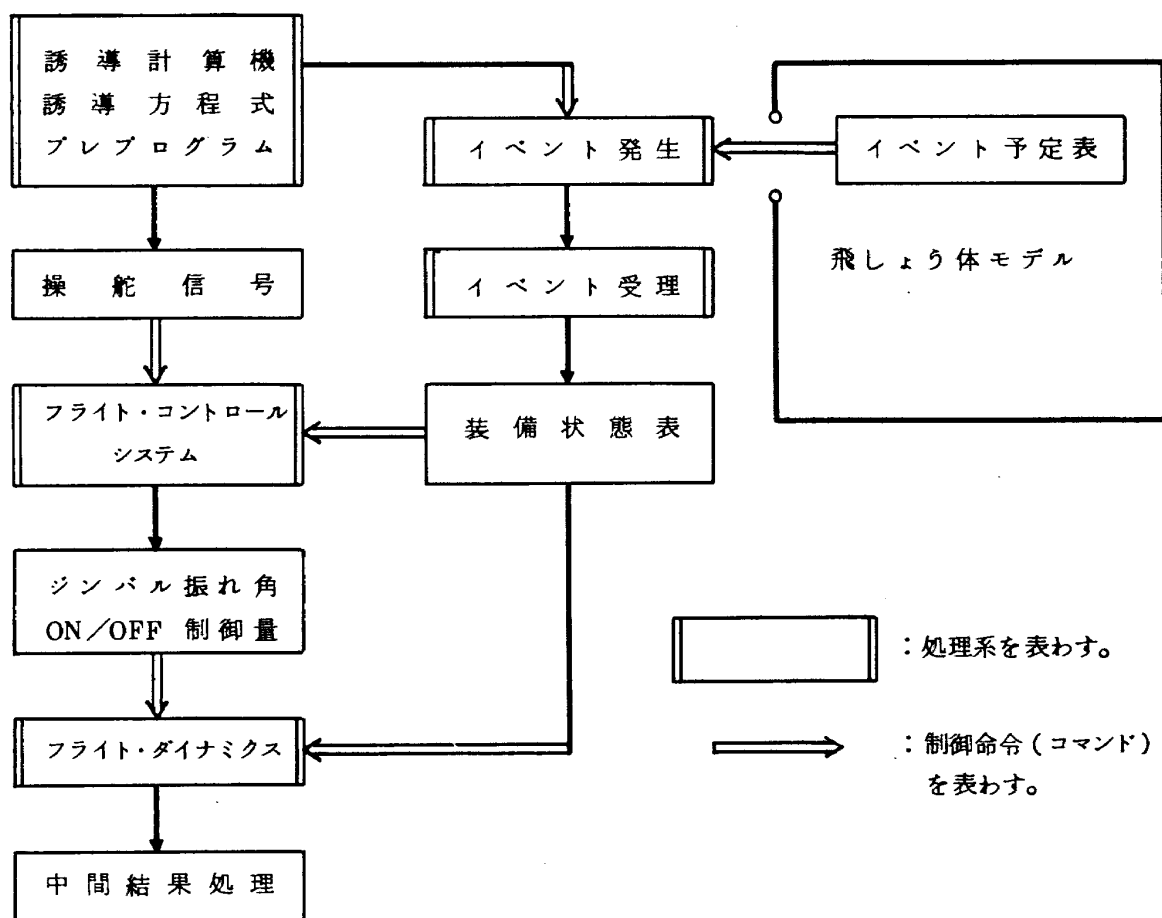


図7.2 プログラム構造より見たRMAPの処理構成

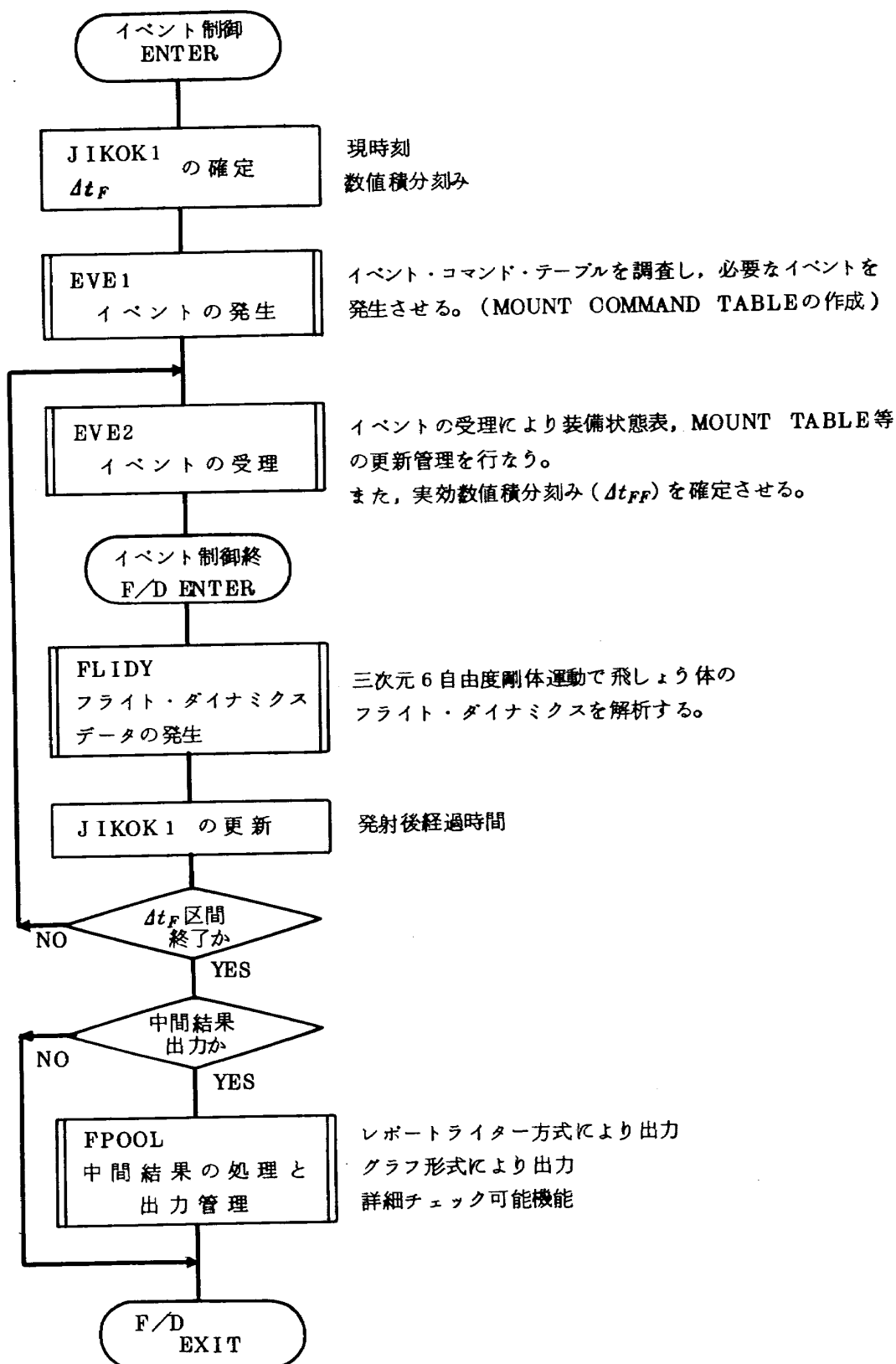


図 7.3 通常処理における基本制御フロー

2に示す。外部入力のうち空力特性はマッハ数を引数とし、他のデータは時間を引数としてテーブルを作成する。入力データ個々の詳細な説明（フォーマット等）は、各サブプログラムの所で述べる。

7.3 シミュレーション結果の出力形式

出力には、レポートライター形式とグラフ形式がある。レポートライターとは、出力項目毎に付けられたコードナンバーをカードで指定することにより、その結果をラインプリンター用紙1ページに最大7項目を、タイムシリーズに最大50個まで打出す方式である。現在、出力項目数はベクトル成分および絶対値を含んで、約200項目位用意されている。グラフ形式はレポートライター形式同様、コードナンバーを指定することによりラインプリ

ンター用紙1ページに付き、最高4項目のグラフを画くことができる。

以上は中間結果の出力であるが、他にある時点でのコモン領域データを追跡調査するために出力する機能を持つサブプログラムが用意されている。これは、シミュレーションの結果に予期せぬ不具合が生じた場合や、コモン領域の破壊等が起きた場合などの調査のために用いるのが目的である。

7.4 各サブプログラム

表7.1に示したサブプログラム群のうち、上段部分が管理プログラムを構成し、下段部分がフライト・ダイナミクスを処理する論理プログラムである。

各サブプログラムは、図7.4に示すルーチンをメイン

表 7.1 RMAP 構成サブプログラム群



サブプログラム名	処 理 内 容
FLIDY	RMAP の各処理系を管理
VINGUS	数値積分刻みと中間結果出力間隔の管理
EVE1	イベントの発生管理
EVE2	イベントの受理と実効数値積分刻みの管理
EVE3	装備状態表、MOUNT TABLEの更新管理
EVOUT	イベント発生時の各物理量の出力管理
STATE	各装備の作動状態の管理
SET0	各種初期値の設定
FPOOL	中間結果の処理と出力管理
INPR	図形処理のデータを解釈
GRAPH	図形処理とその出力
INITIA	イベントシーケンスの設定と出力項目名の定義
INVES	コモン領域データの調査
PREPG	ブレプログラムコマンドの設定と処理
MATRIX	各種座標変換行列の処理
CGANDI	飛しょう体の重心位置と慣性モーメントの設定と処理
MASS	飛しょう体質量の処理
THRUST	飛しょう体推力の処理（データの入力はSET0）
FANDM	飛しょう体に寄与する併進力と回転モーメントの計算
DEFLEC	ジンバル・エンジンの振れ角の制限処理
AERO	飛しょう体の空力係数の設定と空気力の計算
WIND	風の処理
ATMOS	標準大気表の設定と各大気データの計算
RUNGK	指定変数の数値積分
FUNK	微分方程式の処理
GRAV	重力加速度の計算
LOCALR	局地地球半径の計算

ルーチンとして、その流れを管理される。メインルーチンのフローは、各パラメータの初期設定を行なった後、フライト・ダイナミクスの処理に入る。シミュレーションの終了は、シミュレーション開始時に設定された「シミュレーション打ち切り時間」によって決定される。また、メインルーチンでは、図 7.5 に示すようなフォーマットで、シミュレーションに関するコメント（180 文字以内）、シミュレーション打ち切り時間を読込む。

次に、各サブプログラムについての詳細を論理フローを交えて説明するが、その論理フローは、プログラム開発以後、所々若干の修正が行なわれたので、現行のプログラムについて述べてある。

また、プログラムの作成に際しては、構造化プログラミング (Structured Programing) の手法を取入れており、処理の流れを部分的に変更しても、他に影響を及ぼさないようになっている。

ここで、論理フローチャートについて若干説明しておく。まず、処理は大別して初期設定部分と通常処理部分とに分けられる。このうち、通常処理とは、そのサブプログラムにおける一般的な処理を示すものであり、各種の演算を行なう。初期設定では、使用領域の帰零 (Zero clear) や各種データの読込み、初期値設定等を行なう。

また、はそのサブプログラム内での処理を表わし、は、他のサブプログラムを CALL する事を示す。

7.4.1 ▽ FLIDY ▽

(1) 概要

飛しょう体のフライト・ダイナミクスを解くための各種パラメータの初期設定、イベントの発生と受理、フライト・ダイナミクスの解法、シミュレーション結果 (中間結果) の処理、等を管理するルーチンである。また、慣性誘導システムの一部として使用する場合、他のシステムとのインターフェースの機能を持つ部分でもある。

(2) フローチャート

▽FLIDY▽での処理の流れは、大別して4つに分けられる。即ち、①各種パラメータの初期設定、②通常処理、③シミュレーション途中停止、④シミュレーション終了である。

他のシステム (例えば、航法計算系とか誘導計算系等) との結合は、この▽FLIDY▽を通して行なう。図 7.6 にプログラム誘導の場合の論理フローを示す。

7.4.2 ▽ VINGUS ▽

(1) 概要

ここでは、フライト・ダイナミクスを解くための数値

表 7.2 入力データ形式一覧表

入力形式 入力データ		外部入力	内部入力
機 体 特 性	推 力	テーブル (T)	定数又は関数式 (T)
	重 量 変 化 率	" (T)	" " (T)
	慣性モーメント	" (T)	" " (T)
	重 心 位 置	" (T)	" " (T)
	機 体 重 量	_____	定 数
	ノズル出口面積	_____	"
	機 体 基 準 長 さ	_____	"
	" 最大断面積	_____	"
空 力 特 性	制御系パラメータ	_____	定数又は関数式 (T)
	空 力 中 心 位 置	テーブル (M)	定数又は関数式 (M)
そ の 他	空 力 係 数	" (M)	" " (M)
	ブレプログラム	テーブル (T)	_____
	発射点データ	_____	定 数
	姿勢角初期値	_____	定 数
	イベントシーケンス	_____	データ文
	積 分 刻 み	テーブル (T)	_____
	中間結果出力間隔	テーブル (T)	_____

注 ; () は引数を表わし T は時間, M はマッハ数を示す。



図 7.4 RMAP 管理ルーチン (1)

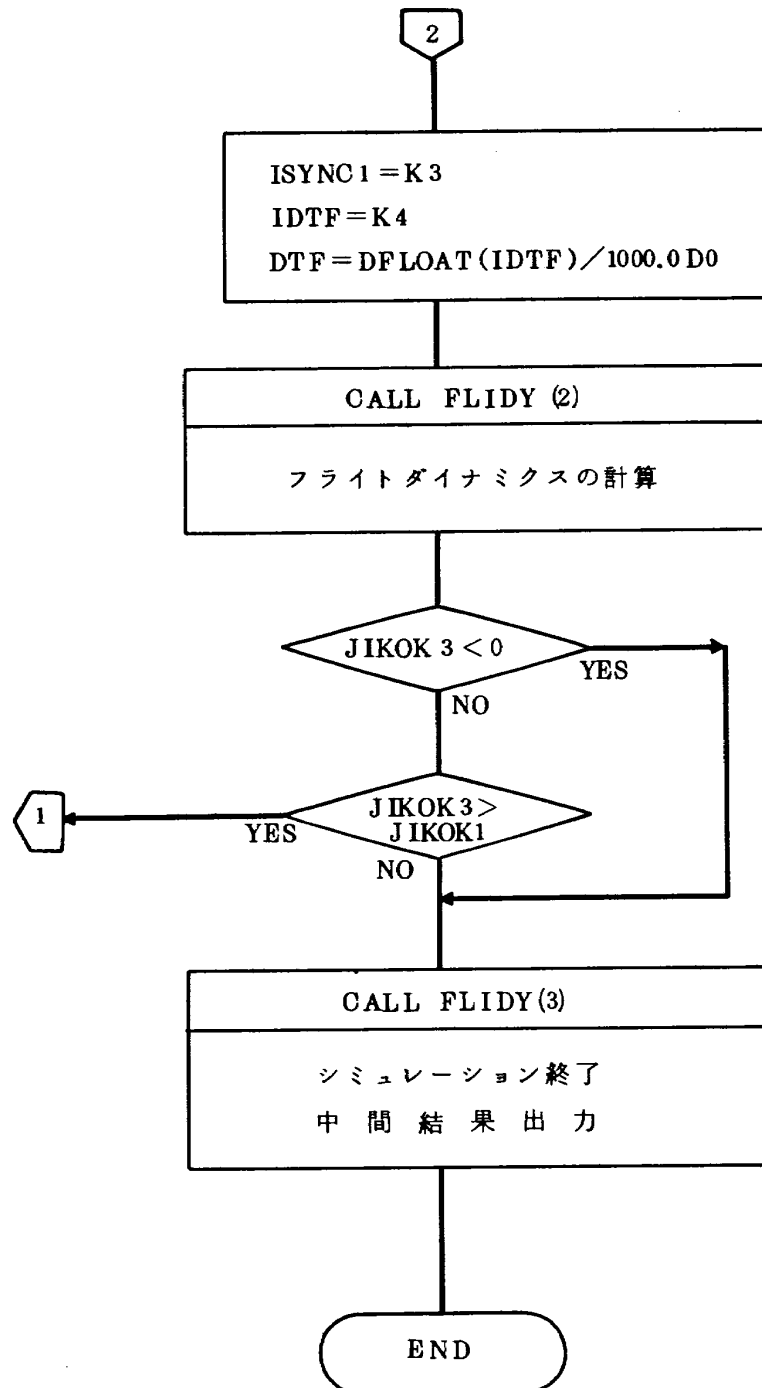


図 7.4 RMAP 管理ルーチン(2)

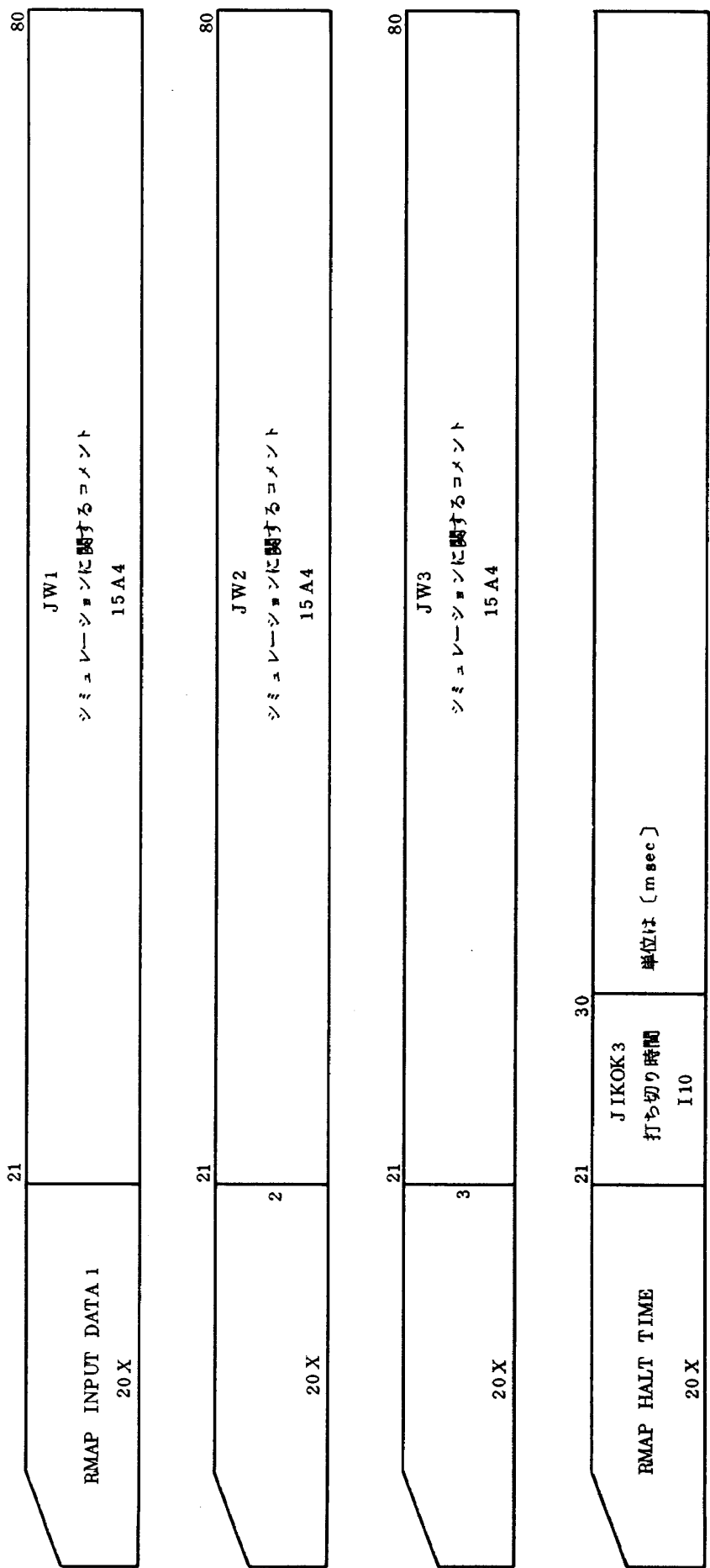


図 7.5 コメント文と打ち切り時間

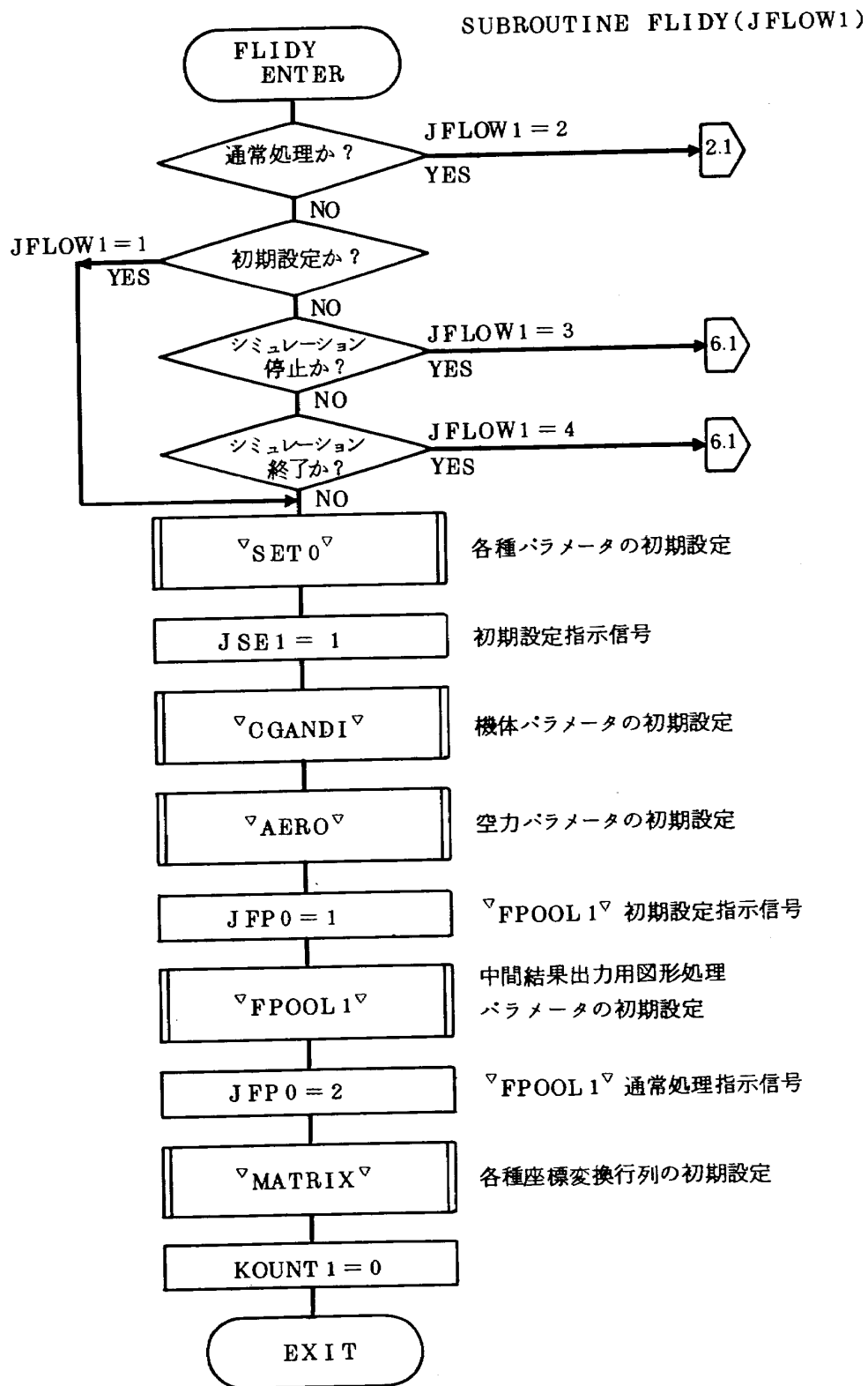


図7.6 FLIDY 論理フローチャート (1)

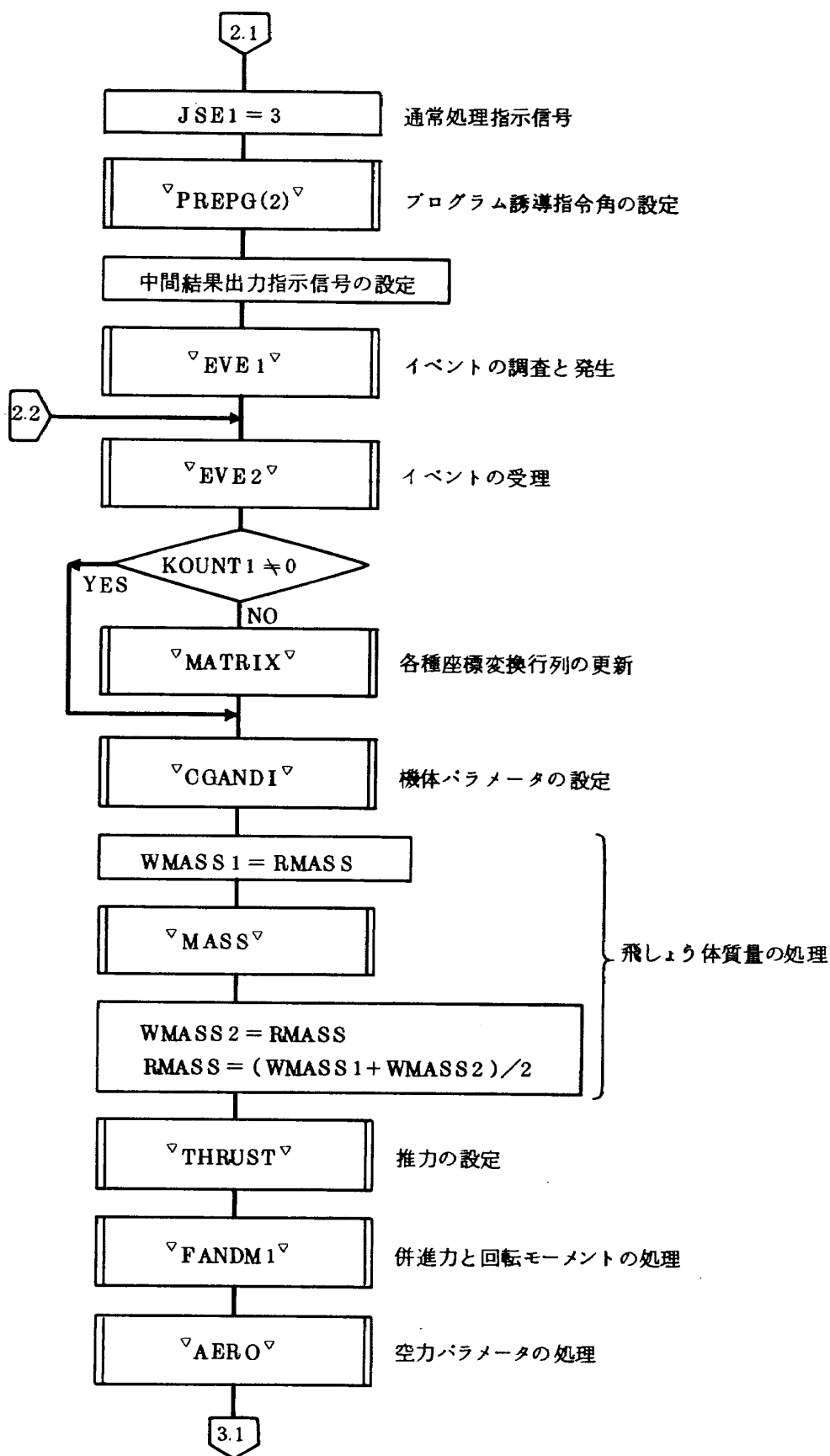


図 7.6 FLIDY 論理フローチャート (2)

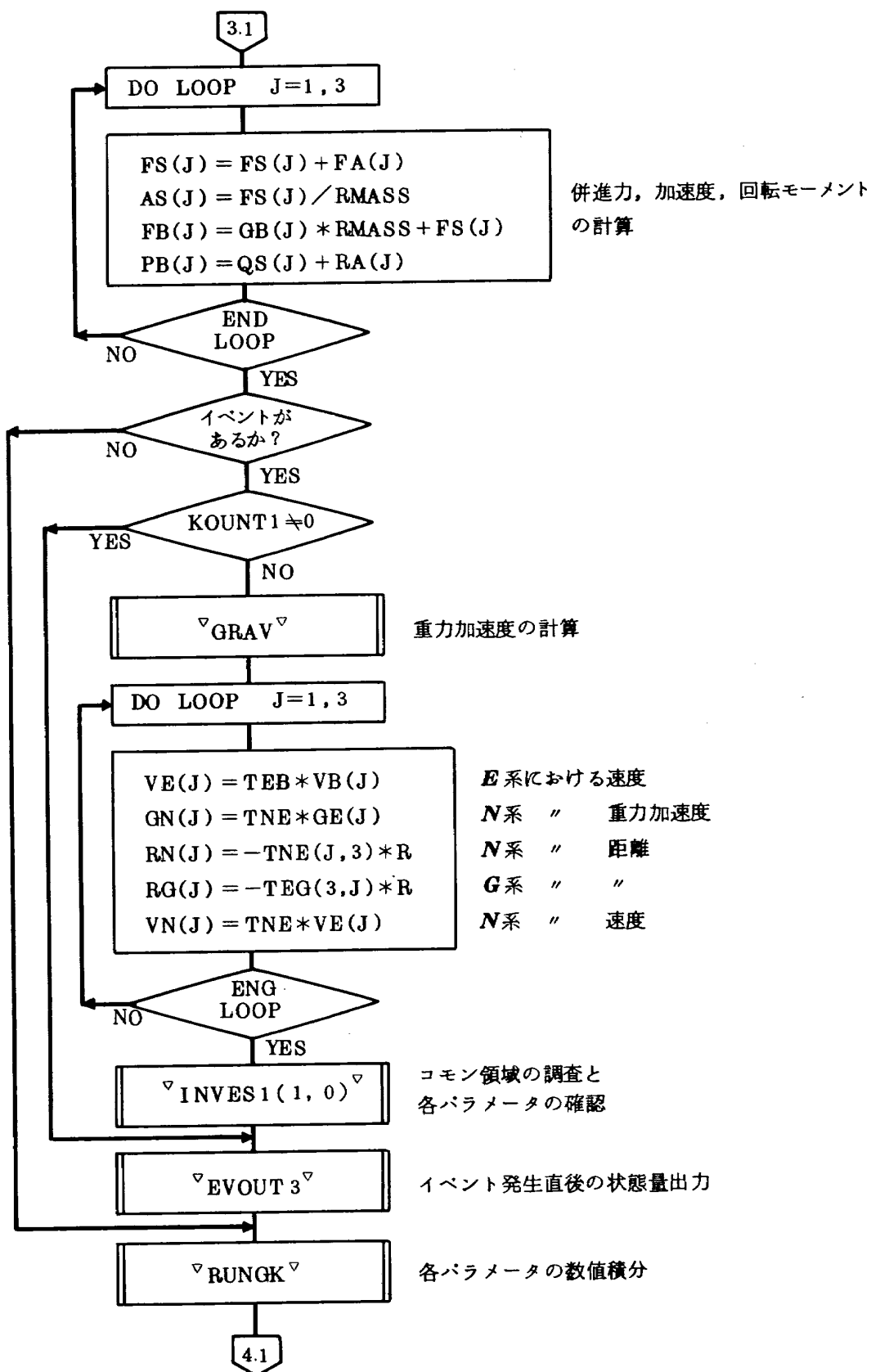


図 7.6 FLIDY 論理フローチャート (3)

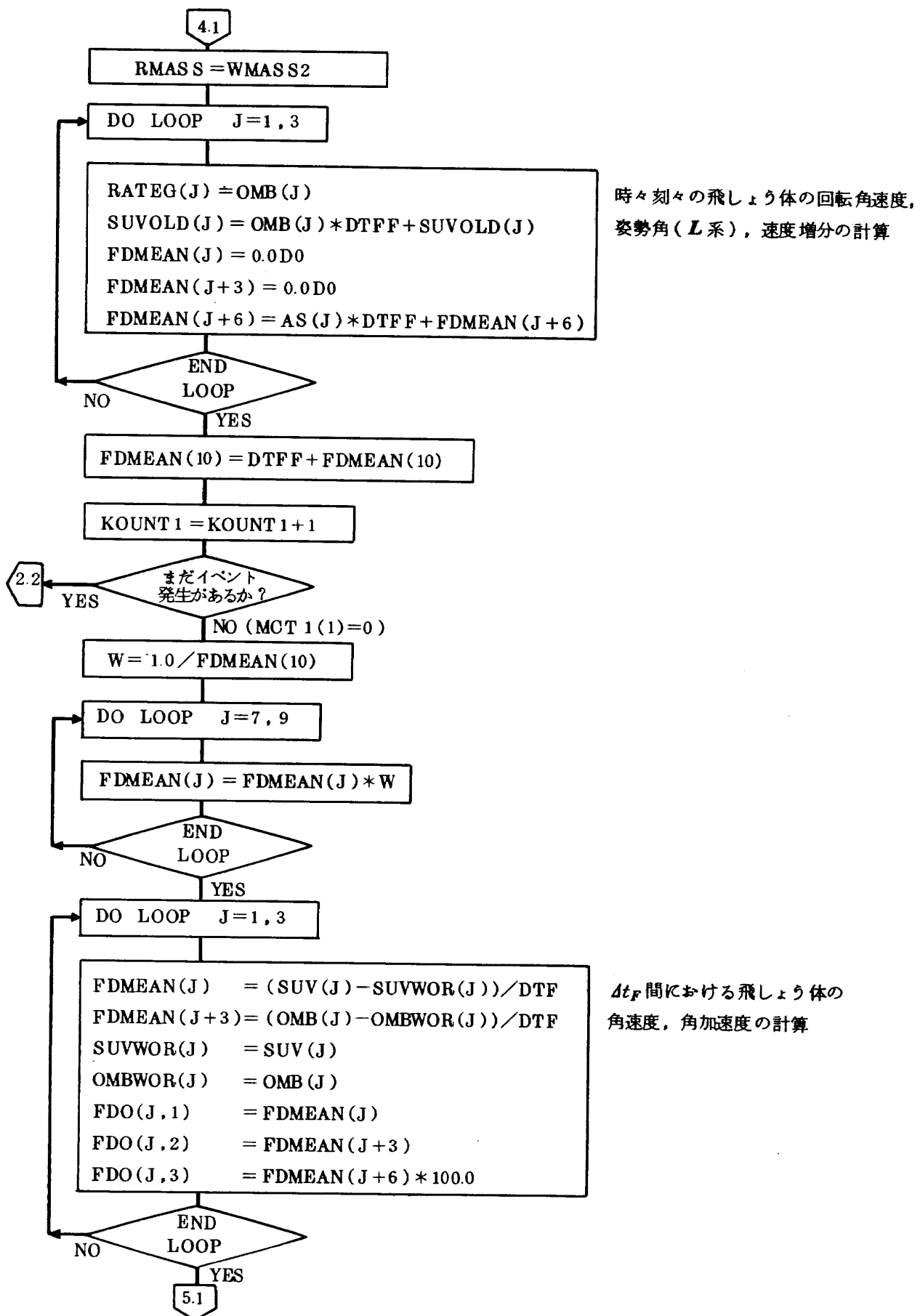


図 7.6 FLIDY 論理フローチャート (4)

積分刻み (Δt_F) およびシミュレーション中間結果出力間隔の決定を行なう。

(2) フローチャート

図 7.7 に ∇ VINGUS ∇ の論理フローを示す。引数 $K1$, $K2$ は ∇ VINGUS ∇ への入力であり, $K3, K4$ は出力である。 $K1$ は処理状態を指示するパラメータであり, $K1=1$ の時は初期設定, $K1=2$ は通常処理を表わす。 $K2$ は現時刻を msec 単位で示す。 $K3$ は中間結果出力の指示信号で $K3=1$ の時, 結果出力となる。 $K4$ は Δt_F (msec) を表わす。

(3) 入力データ

数値積分刻み (Δt_F) と中間結果出力間隔は, シミュレーション中自由に変更することができるので, ユーザーはそれぞれ必要なだけのデータカード (NW 枚) を用意する。単位は全て (msec) である。出力間隔は Δt_F の整

数倍で定義される。図 7.8 にこれらのデータの与え方を示す。

7.4.3. ∇ EVE1 ∇ , ∇ EVE2 ∇ , ∇ EVE3 ∇

(1) イベントの概念

基本設計の所でも述べているが, ここで取扱うイベントとは, 飛しょう体の運動形態が急激に変化する出来事あるいは, 変化の可能性を有する出来事を指し, 以下に示す事象でイベント・コマンドを伴う。

- ① Ignition, Restart
- ② Thrust cut off, Burn out
- ③ Tail off thrust end
- ④ Drop, Separation

これらのイベントのうち, Burn out, Tail off thrust end は, 物理現象としてはイベント・コマンドを伴わないが, プログラムを稼動させる上で必要である。

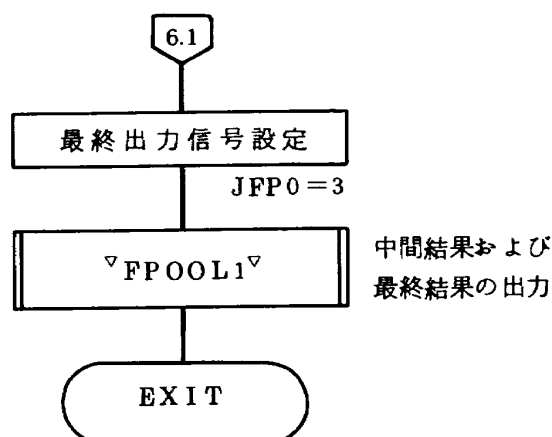
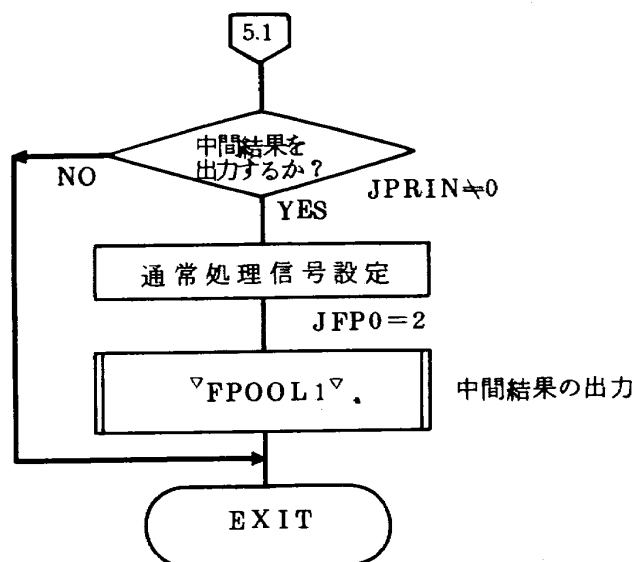


図 7.6 FLIDY 論理フローチャート (5)

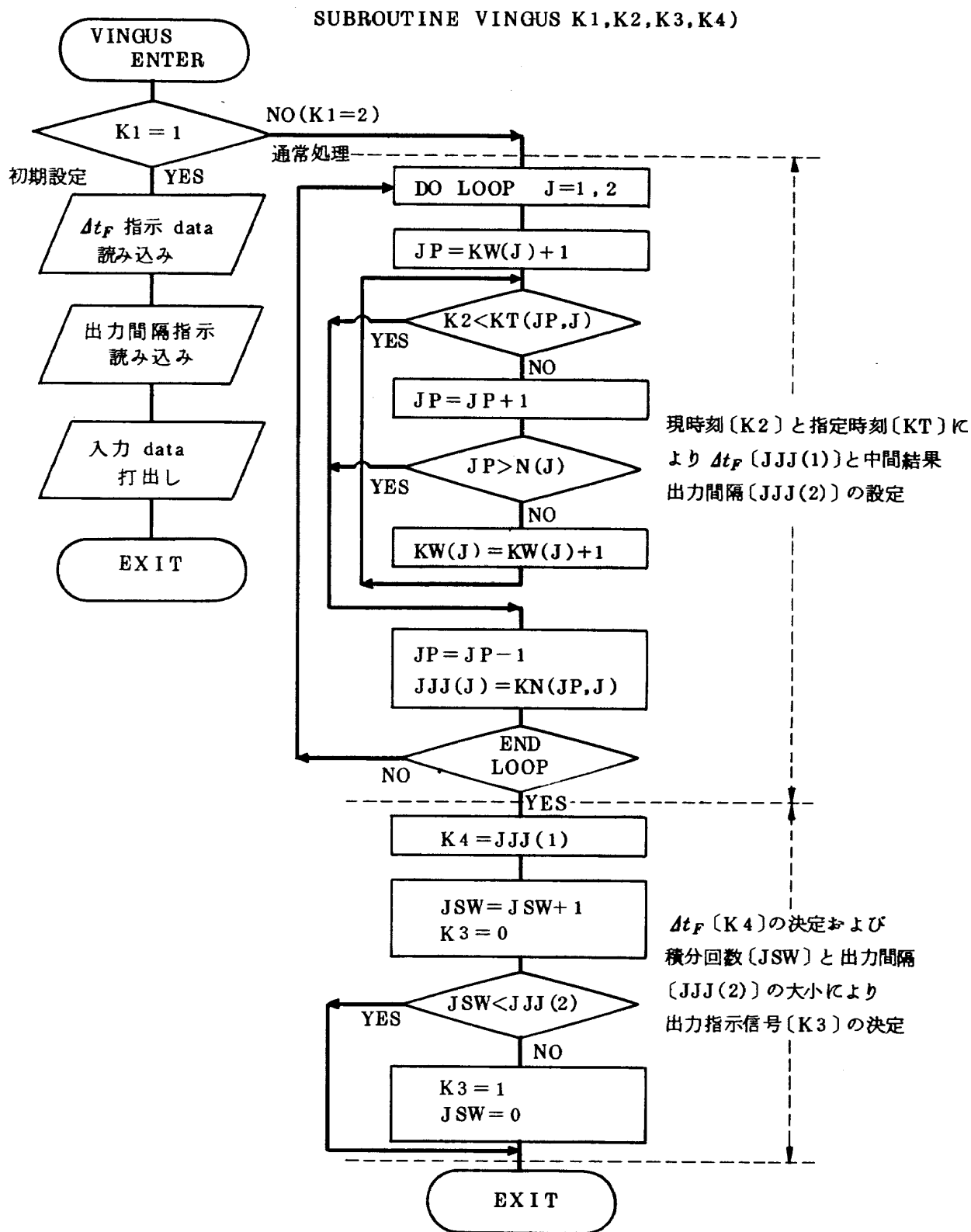


図 7.7 VINGUS 論理フローチャート

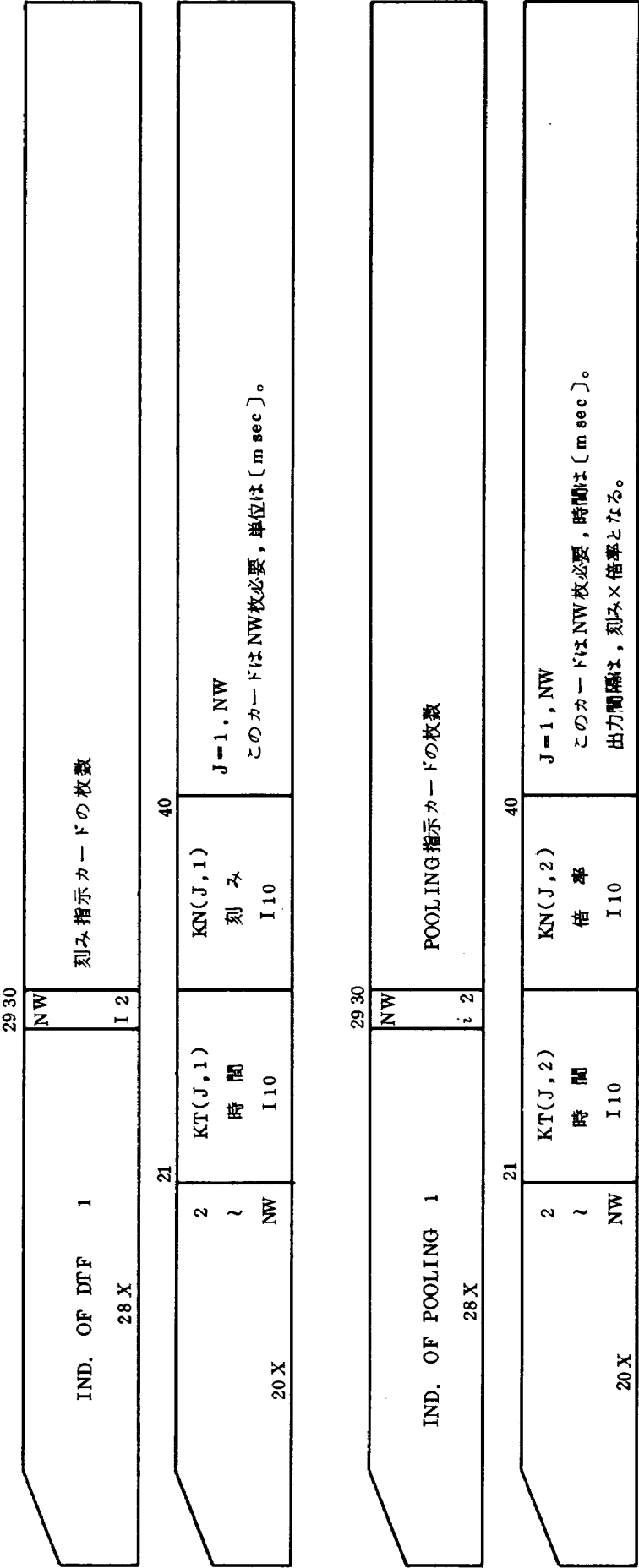


図 7.8 数値積分刻みと中間結果出力間隔

上述のイベントを表現するために、表 6.3 に示すイベント・コマンドを定義したが、このイベント・コマンドは装備単位で発生するものであり、各装備の状態 (Equipment State) が遷移する原因としてとらえる。ここで、Ignition と Restart, Thrust cut off と Burn out を各々同一のコマンドとしているのは、

- ① メインエンジン等の途中停止、再開が可能な事
- ② 実系の事故等に伴う安全性を解析し得るプログラムへの拡張を容易ならしめる事
- ③ 緊急事の制御受取り機能を容易に付加し得る事を意識しているからである。また、5 の EQUIPPED MAIN DROP コマンドは現実のコマンドではなく、プログラム内部で自動的に発生させる内部コマンドである。従って、これを用いることにより各装備の装着状態 (Equipment state) の如何を問わず、NOT EQUIPPED (装着せず) への移行が可能となる。故に、ユーザーが用いるコマンドとしては、COMMAND CODE=0 から 4 の 5 種類となる。

(2) イベント処理の基本設計

イベントが発生すると、その前後において飛しょう状態の不連続的变化が起こり、フライト・ダイナミクスの処理課程に相当の影響を与える事が予想される。従って、図 7.9 のように Δt_F 間にイベントが発生する場合には、 Δt_F をイベントの前後で分割し、スムーズな処理を行なう必要がある。この意味から、実効数値積分刻み (Δt_{FF}) なる概念を導入して、 Δt_F とは区別して考える。 Δt_{FF} は、プログラム内でイベントを検知した場合に、自動的にセットされるようになっている。

イベントは各装備毎に発生させるものとして取扱い故、同時刻多重イベントの発生が可能である。同時発生多重度は、最大 10 個と設計してある。また、イベントの発生時刻精度を 1 msec としてあるため、 Δt_F の区間において連続的にイベントを発生させることも可能である。ただし、連続発生個数は最大 3 個としてある。さらに、飛しょう体の運動形態変化を意味しないイベント、即ち

COMMAND CODE=0 にも対処し得るようにも設計してある。これは、ある特定の時刻のシミュレーション結果を得る事を目的とし、その特定時刻に対するイベント・コマンドとして、COMMAND CODE=0 をセットすれば良い。

なお、同時発生多重度 10 個、連続発生数 3 個は、単にプログラム中の領域の大きさだけの問題であり、拡張は自由である。

(3) イベントの発生とその管理

イベントルーチンは、イベントを発生させるためのイベント予定表、途中定義用テーブル、作業用テーブル、(以上を総称して EVENT COMMAND TABLE と言う) と、イベントを直接、管理制御するテーブル (これを MOUNT COMMAND TABLE と称する) から構成されている。

イベントの発生については、1 msec の精度で予め計画してあるイベントを、発生させるか否かを ∇EVE1 ルーチンで判断し、現時刻 t と $t + \Delta t_F$ との間に発生するイベントを MOUNT COMMAND TABLE に準備して指令を伝達する。

これらの各 TABLE について、以下に説明する。

1) EVENT COMMAND TABLE

EVENT COMMAND TABLE は、考察している飛しょう体モデルにイベントを発生させるためのテーブルであり、イベントはその発生順に並んでいなければならない。テーブルは、EVENT COMMAND TABLE BLOCK 1 (ECTBK1) より成り、次のように領域が取られている。

/ECTBK1/ IECT1(2), IECT2(7, 100),
IECT3, IECT4(5, 10),
IECT5, IECT6(30, 2)

各パラメータの役割と EVENT COMMAND TABLE の模式図を図 7.10 に示す。各イベントは、図中の IECT 2 の形式によって構成される。以下に IECT 2 の列番号 "1" から "7" の各パラメータについて説明する。

"1" ; 発生すべきイベントの現時点での「状態」を表わし、次のような CODE No. がある。

- 1 : このイベントは無視する。(skip)
- 0 : 通常発生待ち。(通常待ち行列)
- 1 : 特異発生待ち。(特異待ち行列)
- 2 : 通常発生終了。
- 3 : 特異発生終了。

この中で、CODE=2 と 3 は、イベントの発生に伴ってプログラム内部で自動的にセットされるので、イベント予定表設定時にユーザーが用いる CODE No. は、-1,

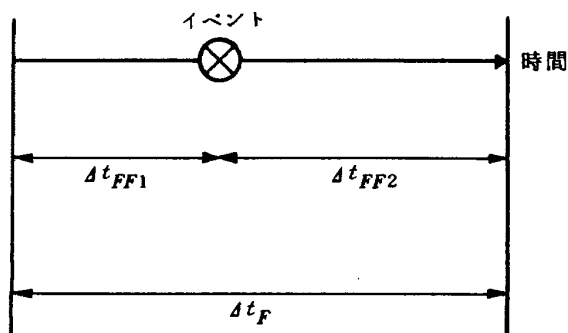


図 7.9 Δt_F 内に発生したイベント

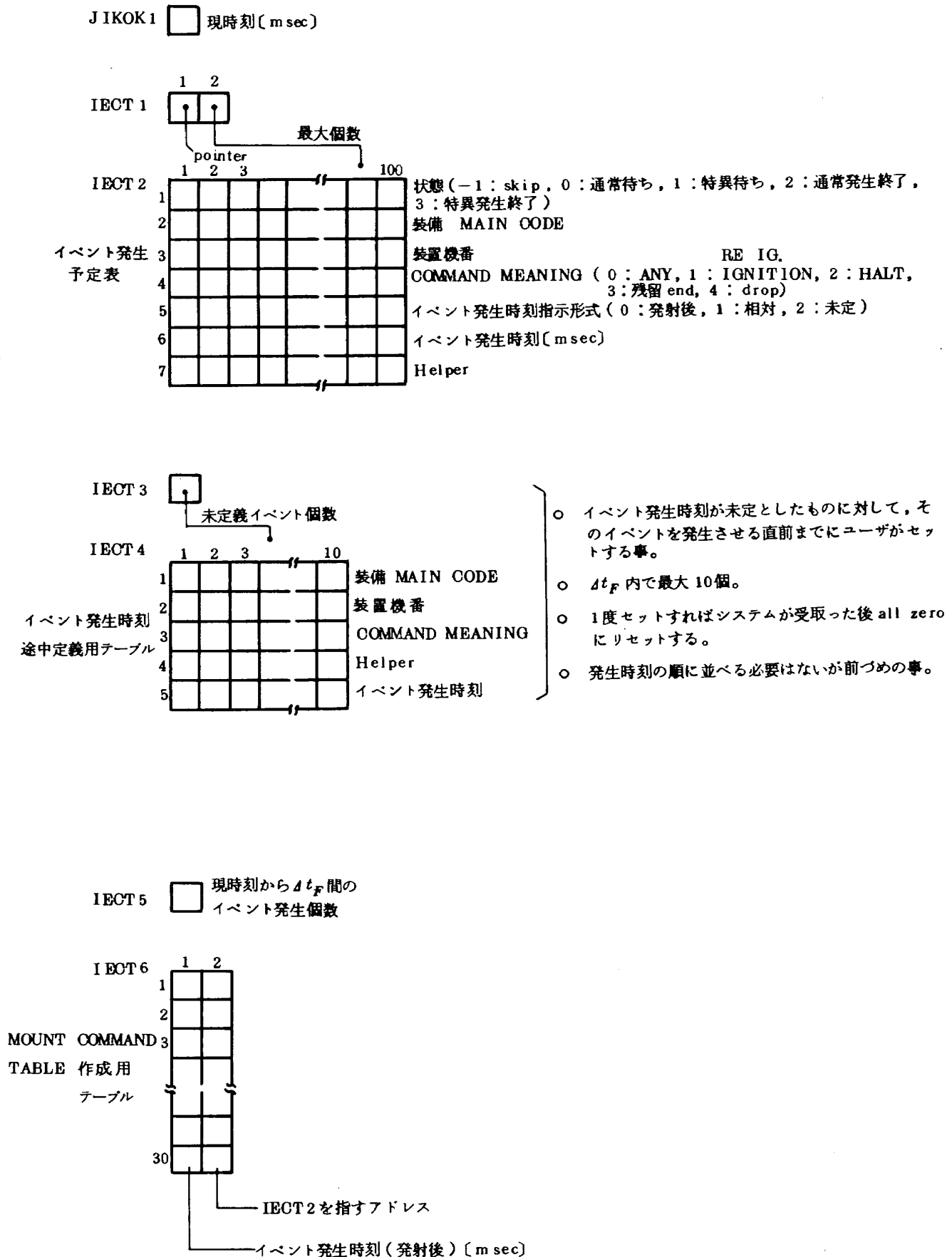


図 7.10 EVENT COMMAND TABLE 模式図

0, 1 の 3 種類である。また、特異発生については、後で説明する。

“2”；どの装備に対してイベントを発生させるべきかを示すパラメータで、表 6.1 に示した飛しょう体装備構成表の中の「装備 MAIN CODE No.」：1~12, のうち適切な CODE No. をセットする。

“3”；“2”でセットした装備のうち、何番目の装置に対するイベントかを示すパラメータで、「装置機番」として 1, 2, 3, 4 のうち、適切な機番をセットする。

“4”；発生させるイベント・コマンドの「内容」を表わすパラメータで、表 6.3 のイベント・コマンド定義表のうち、次の 5 種類の CODE を用いて、その中から適切な CODE No. をセットする。

0：ANY COMMAND として、特に飛しょう体の運動形態変化を起こさないコマンドである。

1：エンジンの点火、または再点火を示す。

2：通常推力の停止 (Burn out, Cut off) を示す。

3：残留推力の停止を示す。

4：その装備の切離し (Separation, Drop) を示す。

〔注〕

① ガスジェット装置の場合は、

1⇒使用可能状態への移行
2⇒使用不可能状態への移行

を意味する。

② メインエンジンについては、

4⇒Separation を意味し、このコマンドはシミュレーションを行なう上で必ず必要とする。例えば、上段のメインエンジン点火により切離しを行なう場合にも、4⇒Separation, 1⇒Ignition とすること。

“5”；イベントの「発生時刻形式」を表わすパラメータで、次の 3 種類の CODE No. がある。

0：発生させるべきイベントの時刻を、打上げ後時間 (time after launch), 即ち絶対時間で定義する。

1：前に先行するイベント発生時刻が未定のイベントから測った相対時間で定義する。

イベント発生予定

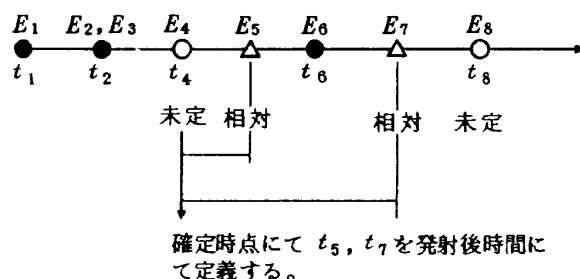


図 7.11 発生時刻未定イベントの処理

2：シミュレーション開始時では、イベント発生時刻が未定であり、シミュレーションの途中でその時刻が定義される。

“6”；イベントの「発生時刻」を表わすパラメータであり、“5”の「イベント発生時刻指示形式」の CODE No. に対応する時刻を、[m sec] の整数で示す。

“7”；未定義領域で「Helper」として用い、通常は 0 をセットしておく。

以上、イベント発生予定表：IECT2 について述べたが、その中で出てきた特異発生、あるいはイベント発生時刻未定イベントについて次に説明する。

発生させるべきイベントで、その発生時刻が未定のものの特異待ち行列として管理し、その時刻が定義された時点で処理される。この時、次の未定イベントまでの間に発生するイベントで、その発生時刻が相対時間で与えられているものは、発射後の時間に変換される。その一例を図 7.11 に示す。シミュレーション開始時にその発生時刻を未定としたイベントは、図 7.10 の IECT4 のテーブルに従って表現する。Helper は通常 0 をセットするが、イベント予定表に同一時刻発生のイベントが複数個あり、かつその発生時刻が未定の場合、イベントの発生予定順に Helper に 1, 2, 3 と番号を付ける。

ii) MOUNT COMMAND TABLE

注目する Δt_F 区間内において、発生させるイベントを直接管理する制御データ；MOUNT COMMAND TABLE BLOCK1 (MCTBK1) によりテーブルが形成される。MCTBK1 は次のパラメータより構成されている。

/MCTBK1/MCT1(3), MCT2(2, 3),

MCT3(10, 4, 3)

イベント予定表に従ってイベントが発生すると、その内容が MOUNT COMMAND TABLE に記載され、その情報に基づいて MOUNT TABLE の更新、実効数値積分刻みの決定、各種装備の状態表の更新が行なわれる。MOUNT COMMAND TABLE 作成の模式図と作成の一例を図 7.12 に示す。

iii) MOUNT TABLE

飛しょう体のフライト・ダイナミクスを解く上で、 Δt_F 間において飛しょう体が装備している各種装置のうちでどれに注目すればよいかを示すものであり、作動状態にある装置を総括的に管理するのが MOUNT TABLE である。従って、イベントが発生してそれが受理された時点で、テーブルは ∇EVE3 によって更新される。

MOUNT TABLE は、MOUNT TABLE BLOCK1 (MTBK1)

/MTBK1/MT01, MT02(10), MT03(12),

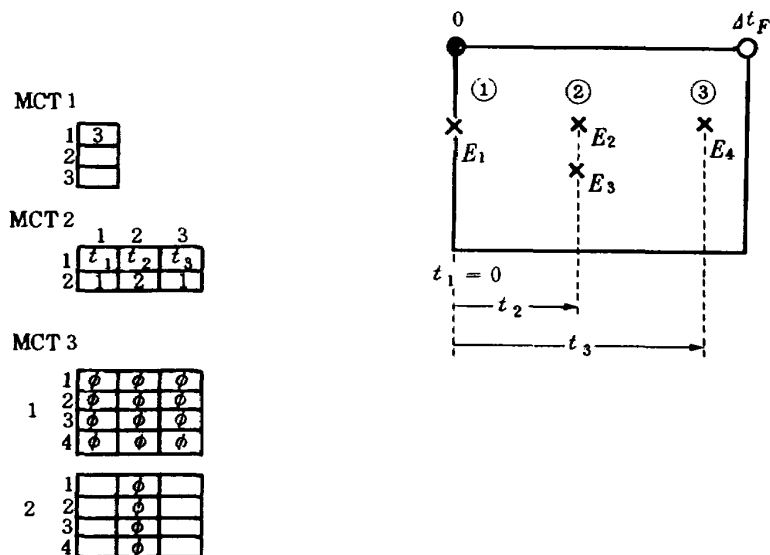
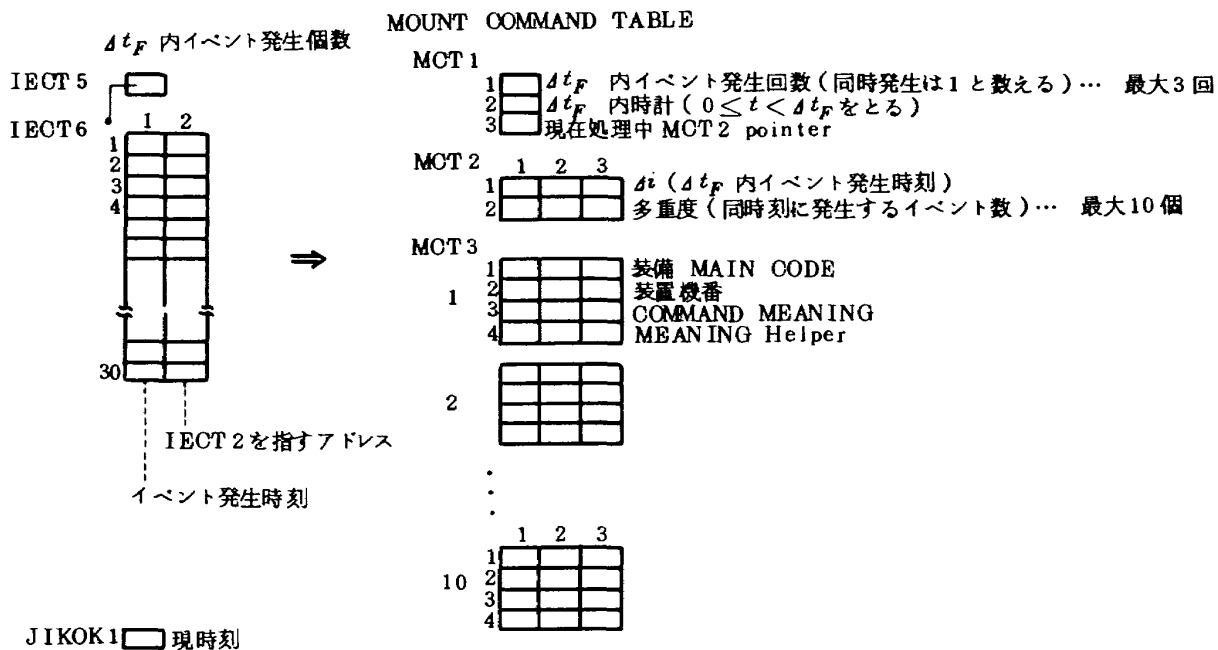


図 7.12 MOUNT COMMAND TABLE 模式図とその作成の一例

MT04(12.4)

により構成されている。MOUNT TABLE の模式図と
その作成の一例を図 7.13 に示す。

(4) フローチャート

i) ▽EVE1▽

発射後のフライト・スケジュールに従って並べたイ
ベント発生予定表、即ち EVENT COMMAND TABLE
を調査し、今注目する Δt_F 区間にイベントを発生させる
べきか否かを判断し、発生させる場合には MOUNT
COMMAND TABLE にその情報を記載する。

また、シミュレーション開始時点においてイベント発
生時刻が未定のものは、ユーザーがそのイベント発生時
刻を直前までに伝達すれば上述の処理を行なう。図 7.14
に ▽EVE1▽ の稼働フローを示す。

このように ▽EVE1▽ は、イベント発生器の役割を果
し、ユーザーが ▽EVE1▽ をガイダンス・コンピュータ

あるいは、何らかのハードウェアに置き換えても全系的
変更を要さなくともよいように設計してある。イベント
発生の概略を図 7.15、またイベント発生から MOUNT
COMMAND TABLE 作成の論理フローを図 7.16 に示
す。

ii) ▽EVE2▽

注目する Δt_F 区間においてイベントが発生したならば、
それを受理するのが ▽EVE2▽ ルーチンである。このル
ーチンは、 Δt_F 内においてイベントが連続発生した場合
にも対処し得る機能を有し、 Δt_F の区間をイベント毎に
分割して数値積分を実行させるための管理を行なう。

イベントの受理とは、イベントの解釈を行なって装備
状態表および MOUNT TABLE の更新管理を行なう事
を指す。前者は、フライト・ダイナミクスを解く際の各
装備の作動状態を一括処理するためであり、後者はフラ
イト・ダイナミクスの処理効率の低下を防止するための

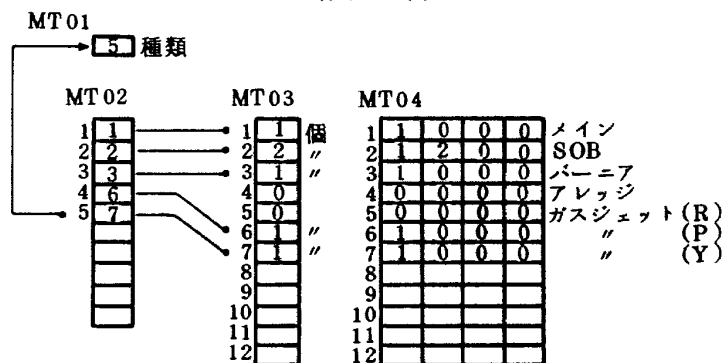
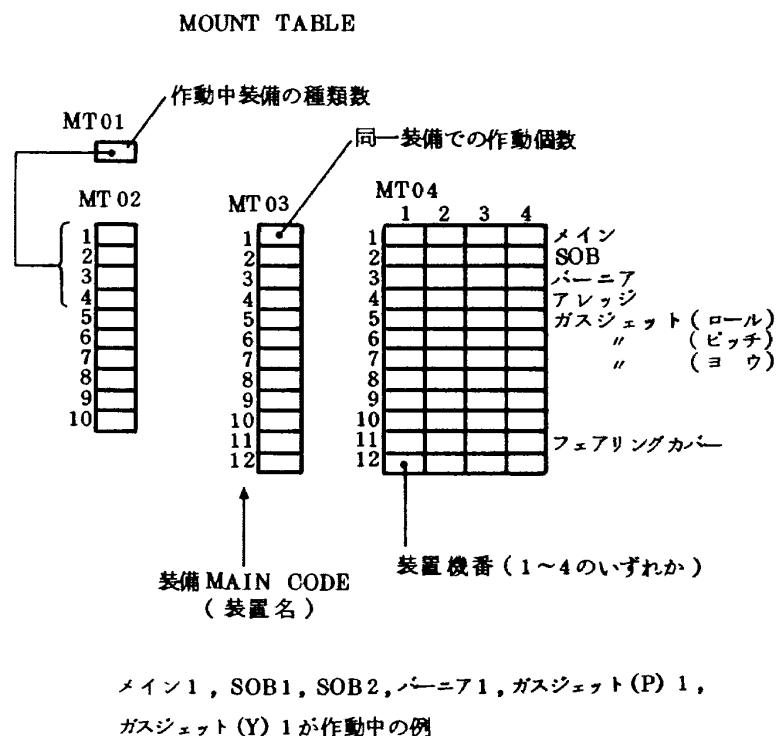


図 7.13 MOUNT TABLE 模式図とその作成の一例

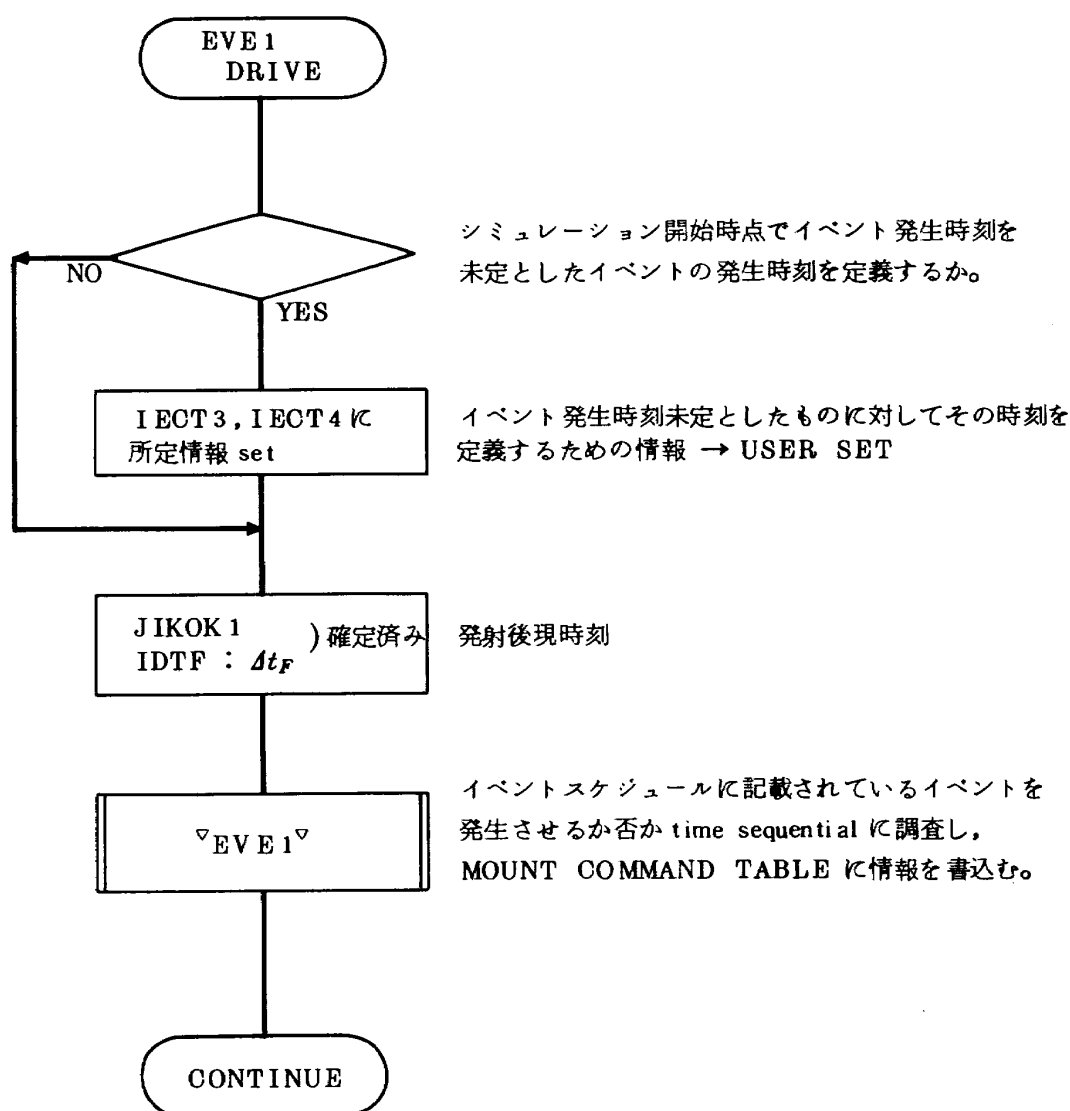


図 7.14 EVE1 稼動フローチャート

制御である。

Δt_F 内にイベントが発生する場合、その発生時刻を $m \text{ sec}$ の精度に保つために数値積分を分割して行なう。そのための実効数値積分刻み (Δt_{FF}) の計算も行なう。▽EVE2▽の稼動の様態を図 7.17に示す。

▽EVE2▽は内部ルーチンとして▽EVOUT1▽, ▽EVOUT2▽, ▽EVE3▽, ▽STATE▽を有する。▽EVOUT1▽はイベント発生直前の各物理量の出力を行ない, ▽EVOUT2▽は制御表の出力をする。▽EVE3▽, ▽STATE▽については後述する。

イベントが発生しない場合には, $\Delta t_{FF} = \Delta t_F$ とセットし, それ以外の処理はスキップする。図 7.18に, ▽EVE2▽の論理フローを示す。

iii) ▽EVE3▽

▽EVE3▽は, イベント受理に伴う装備状態表および MOUNT TABLE の更新管理を制御する ▽EVE2▽の

内部サブルーチンであり, イベントを受理したならば, 上述の更新管理を実行する。ただし, それらの初期設定には関与しない。初期設定は, 後述の ▽SET0▽で行なう。図 7.19に ▽EVE3▽の論理フローを示す。

7.4.4 ▽STATE▽

(1) 概要

イベントの発生, 受理に伴う各種装備の作動状態は表 6.2 に示したが, 装備の状態は, その装備が推力源である場合と, そうでない場合とにより異なる。推力源の場合は図 7.20 の模式図のように, イベント・コマンドに従って状態の遷移を行なう。例えば, 初段メインエンジンの点火から燃焼停止 (残留推力を考慮), そして初段の切離しまでの状態遷移について説明する。まず打上げまでは, 初段の状態 (Equipment State) は使用待ちの状態, 即ち STATE CODE = 1 である。点火 (COMMAND CODE = 1) のイベントにより, エンジン, ST-

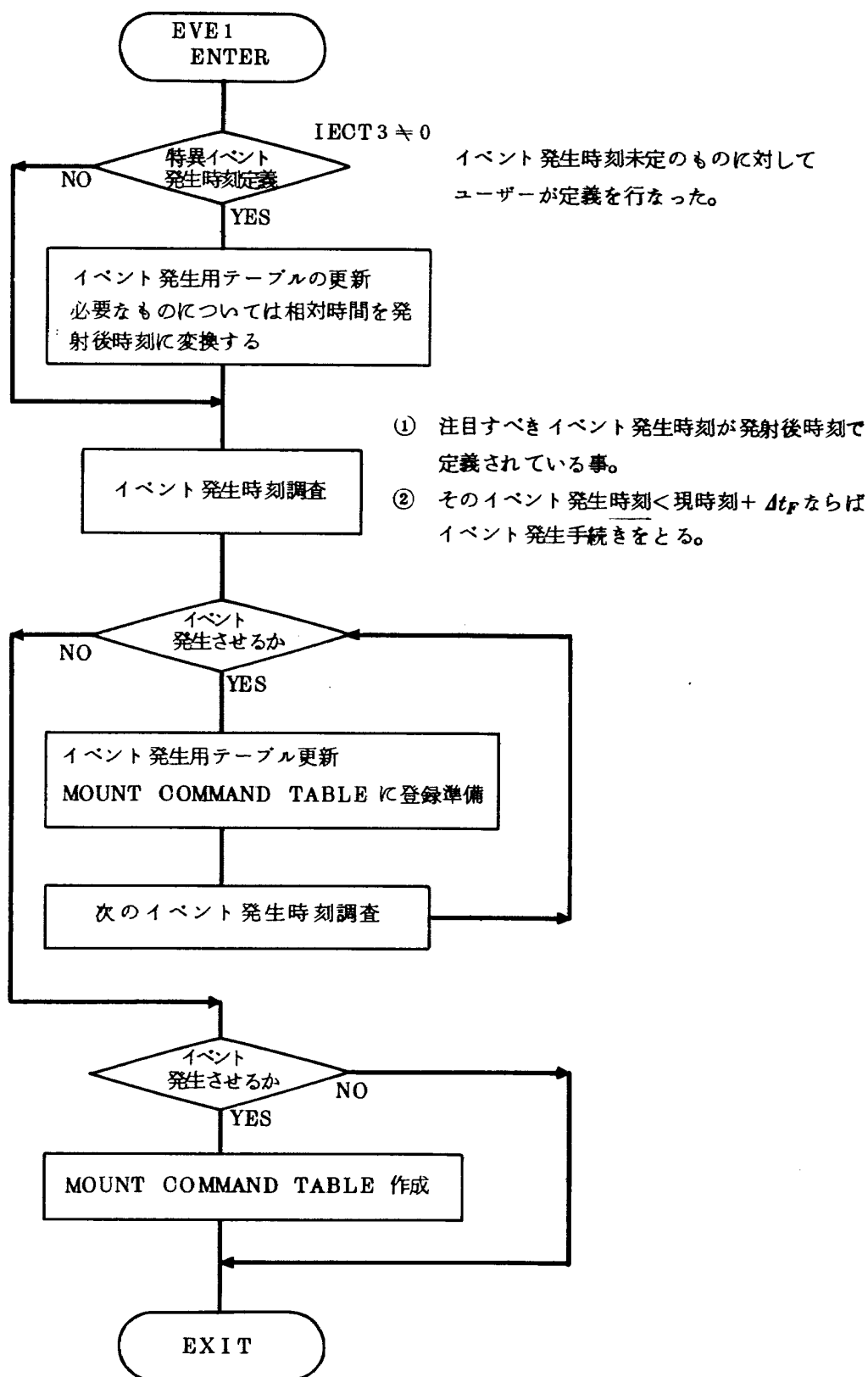


図 7.15 イベント発生 の概略

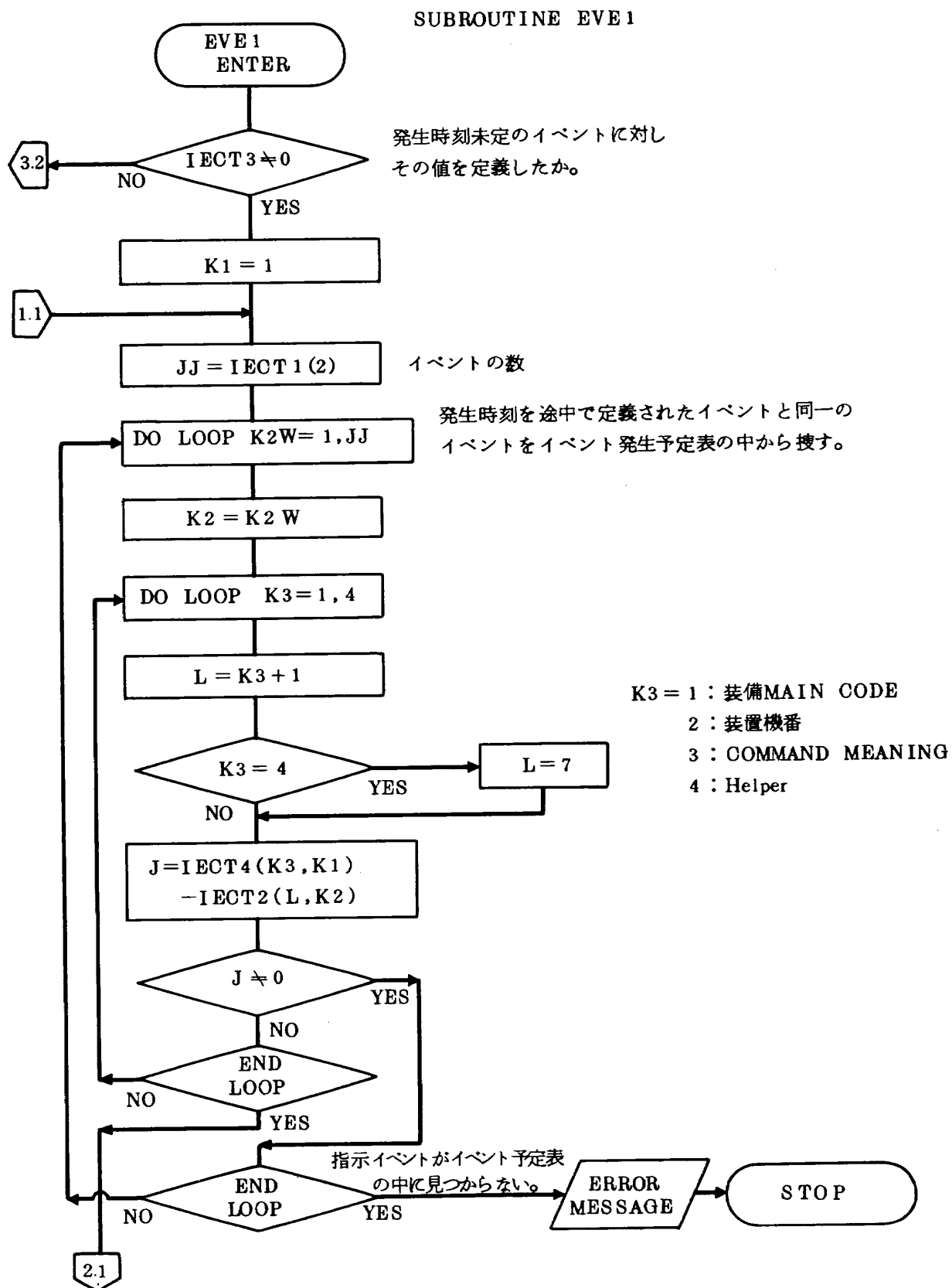


図 7.16 EVE1 論理フローチャート (1)

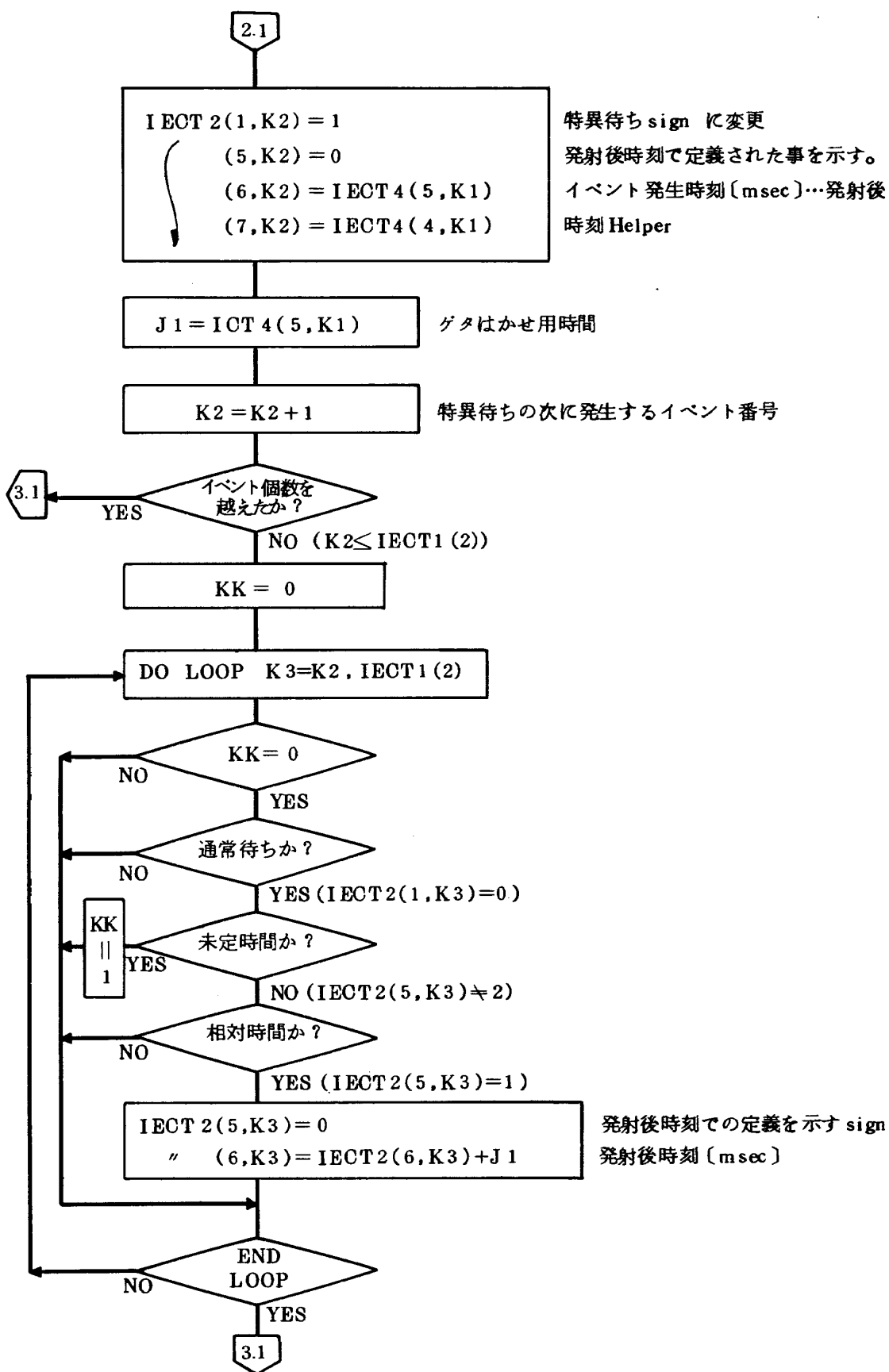


図 7.16 EVE1 論理フローチャート (2)

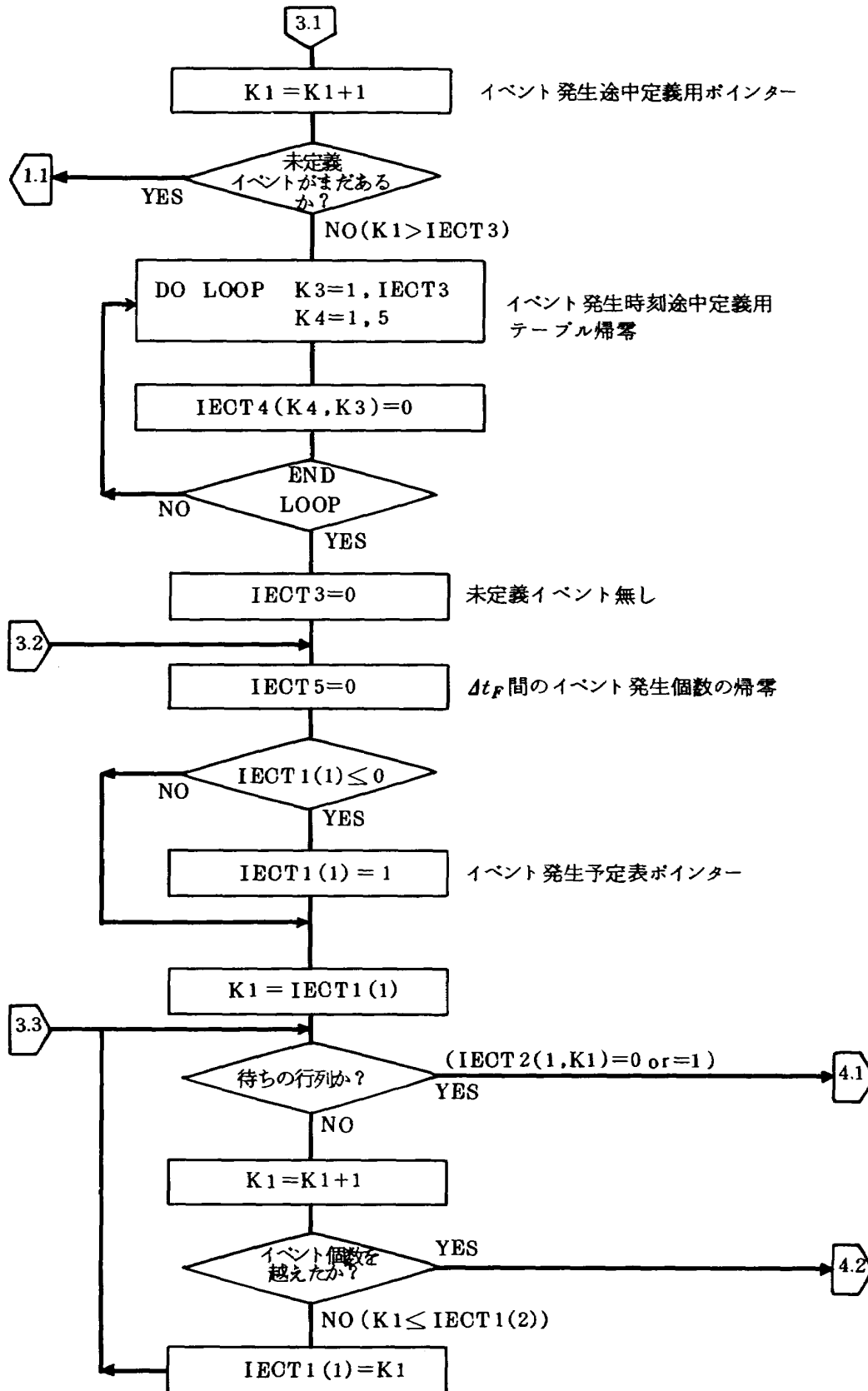


図 7.16 EVE1 論理フローチャート (3)

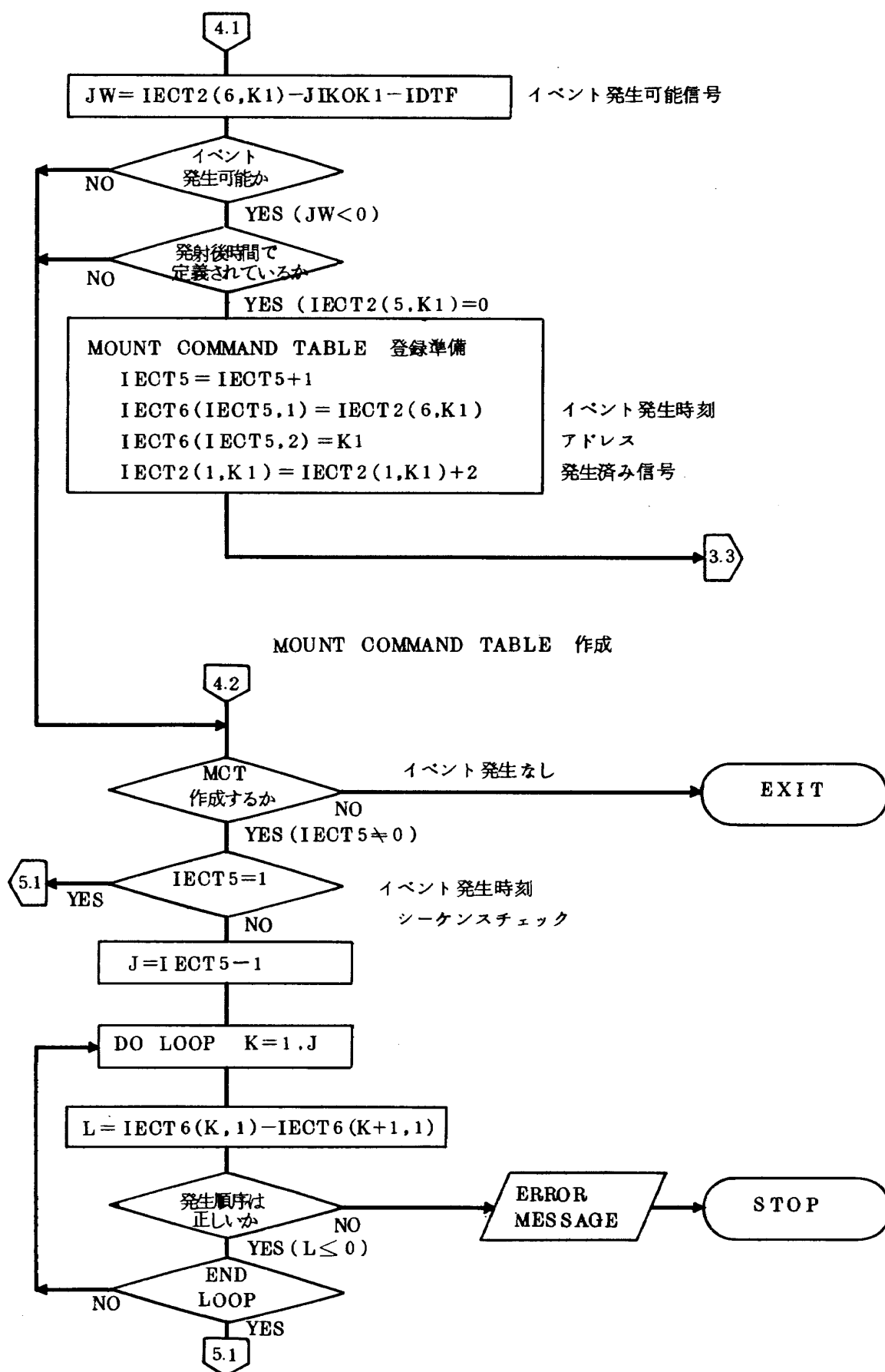
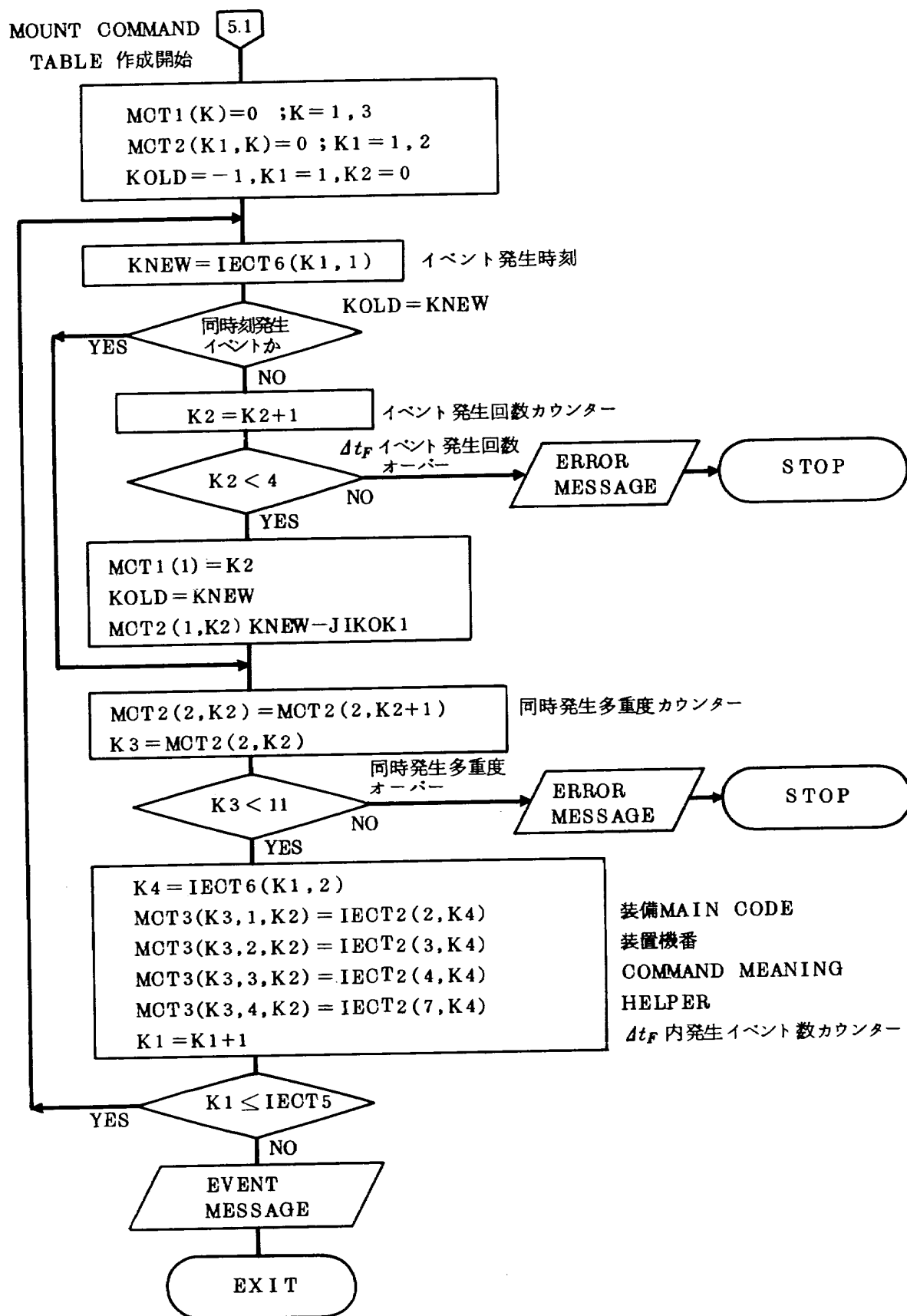


図 7.16 EVE1 論理フローチャート (4)



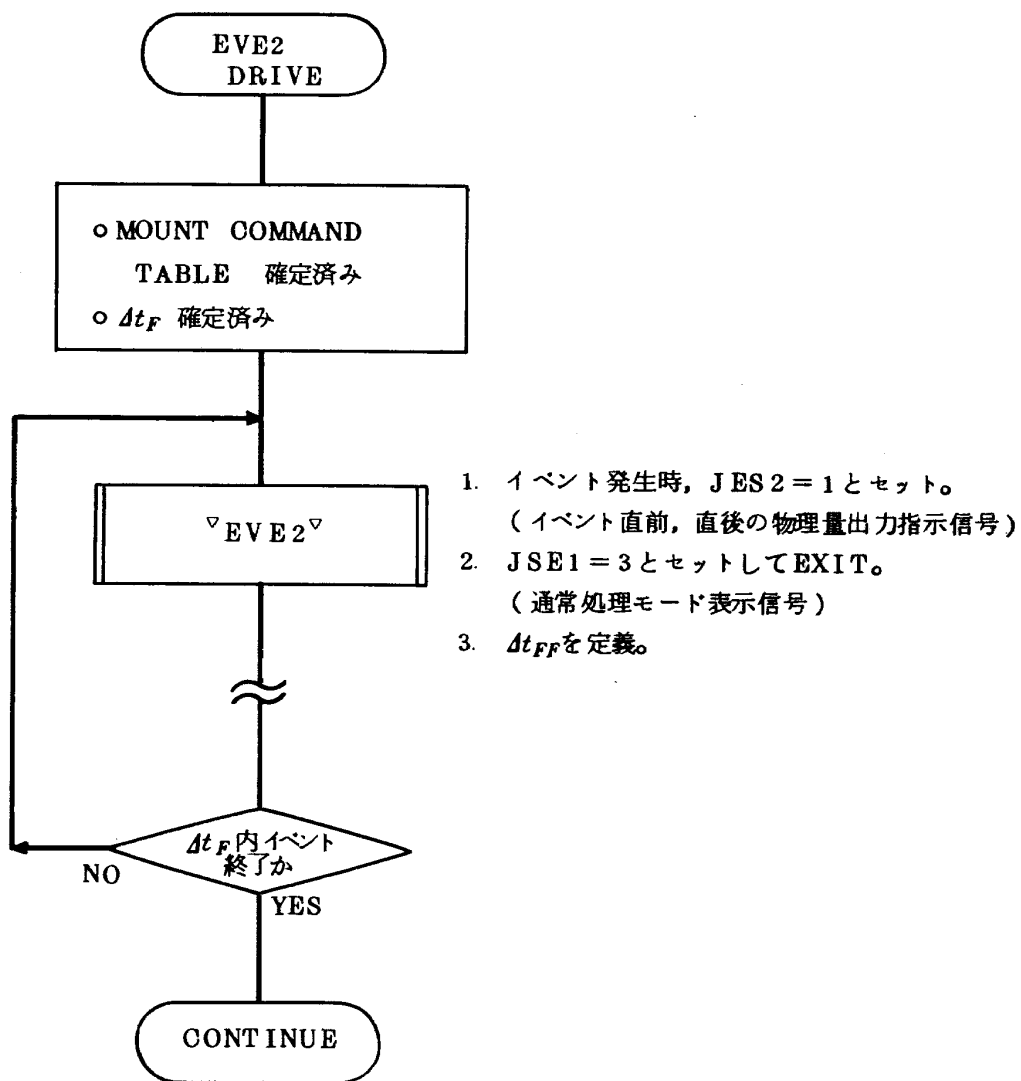


図 7.17 EVE2 稼動フローチャート

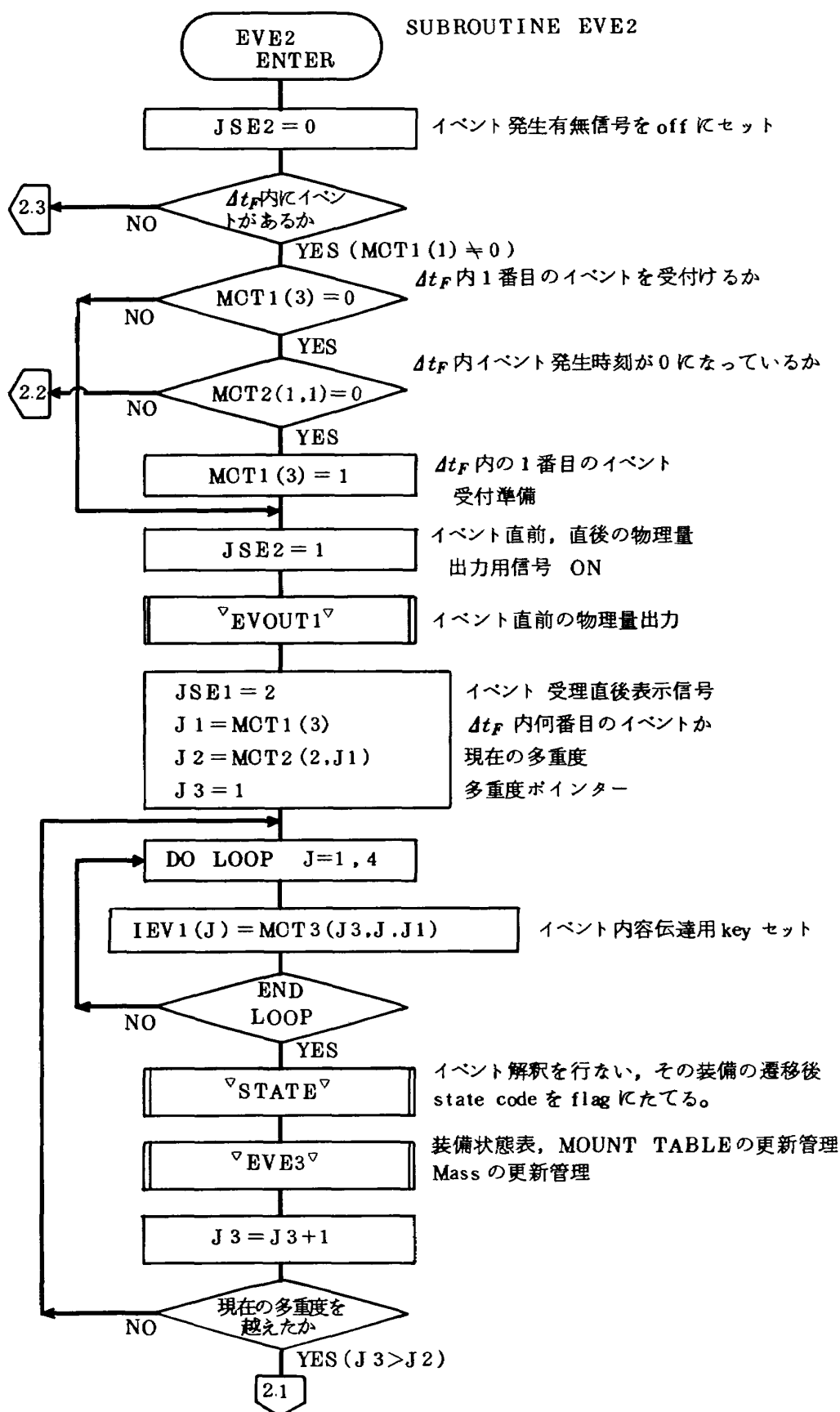


図 7.18 EVE2 論理フローチャート (1)

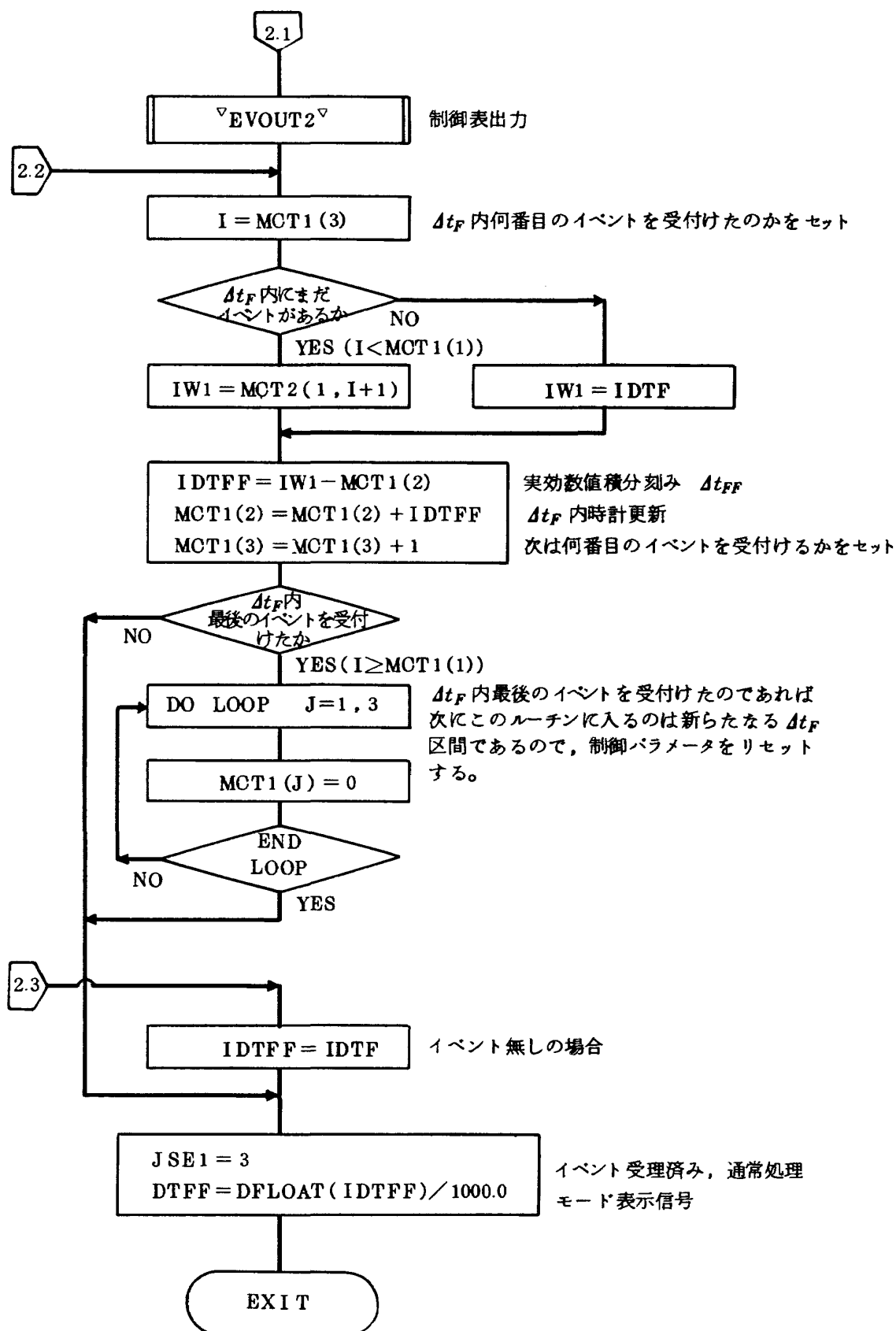


図 7.18 EVE2 論理フローチャート (2)

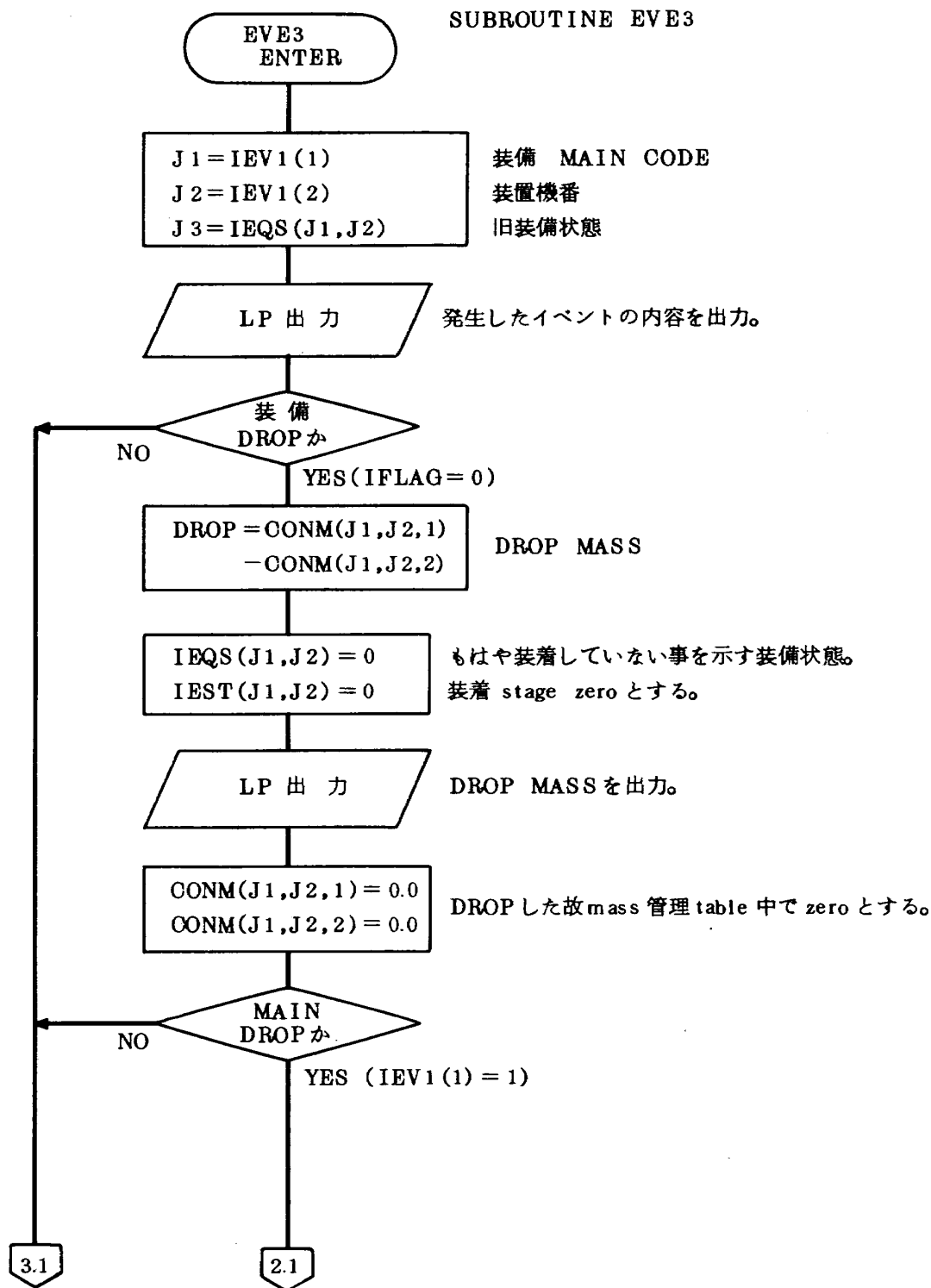


図 7.19 EVE3 論理フローチャート (1)

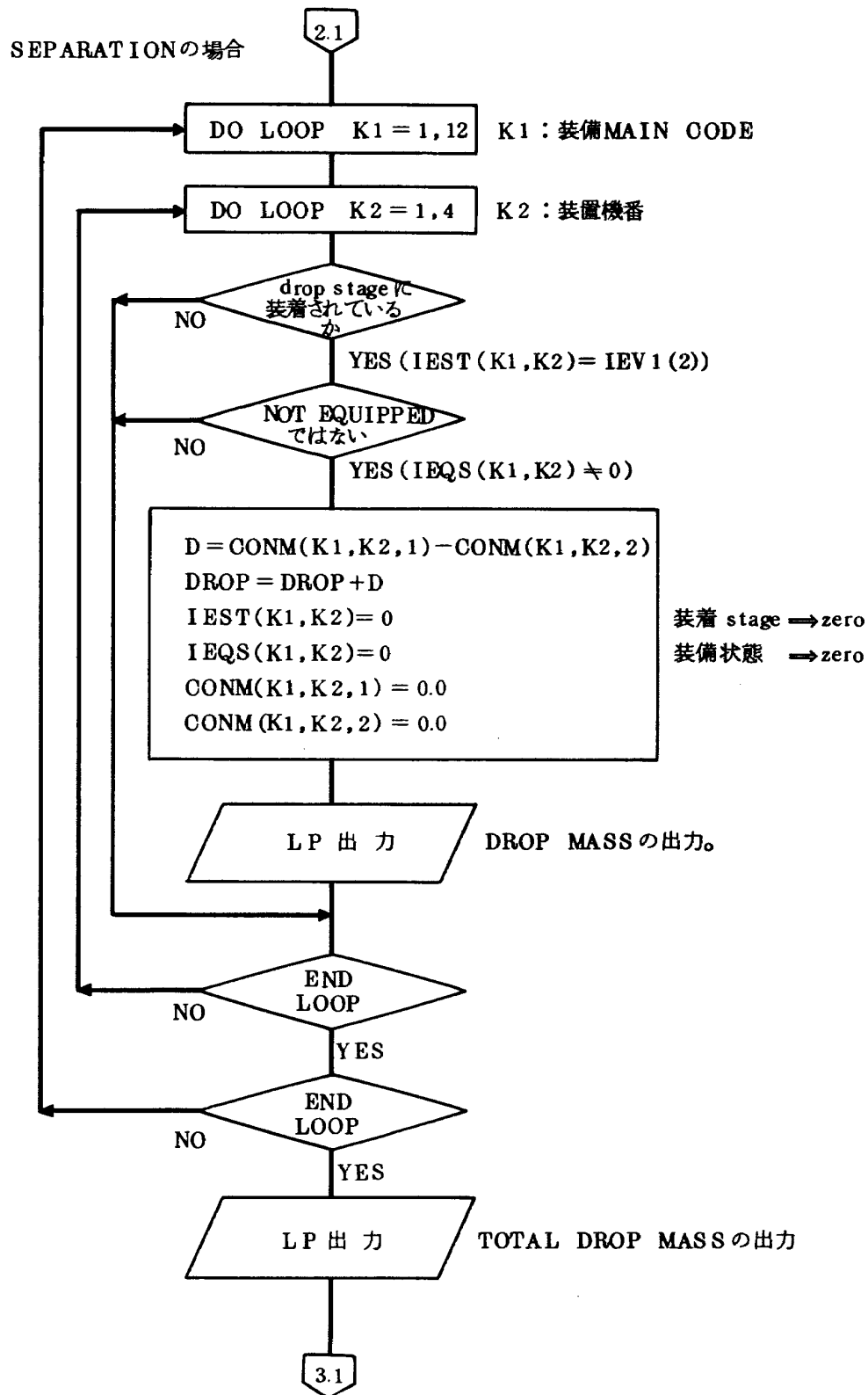


図 7.19 EVE3 論理フローチャート (2)

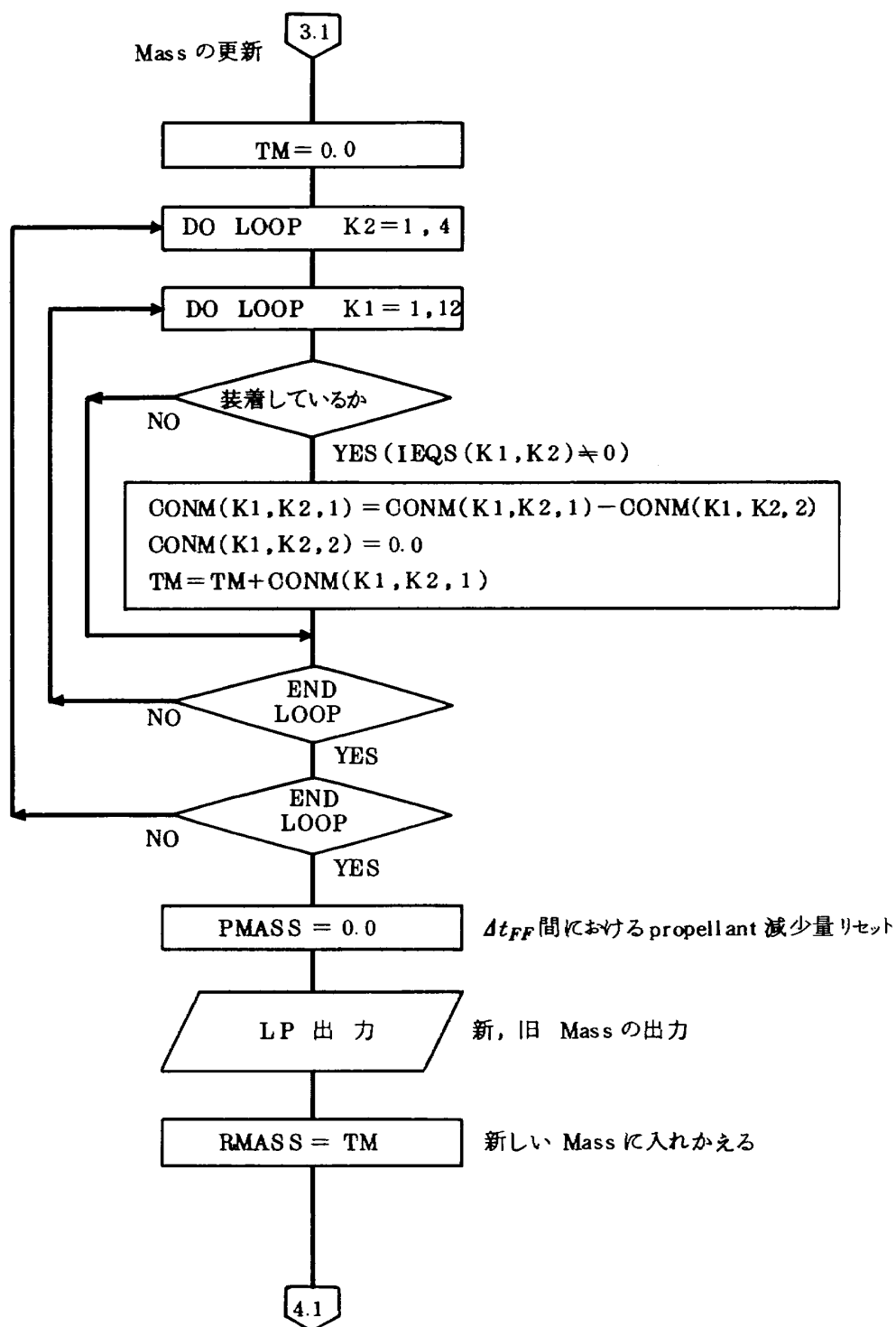


図 7.19 EVE3 論理フローチャート (3)

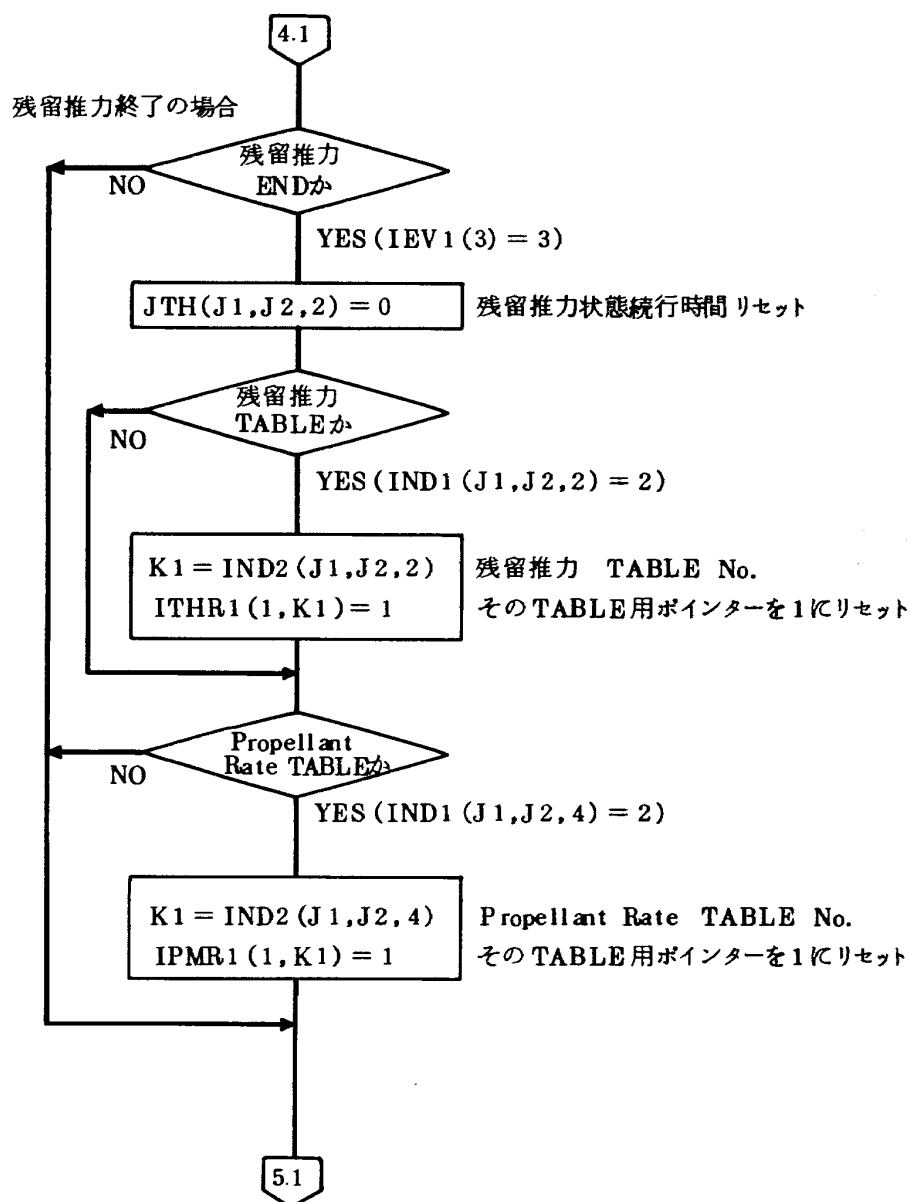


図 7.19 EVE3 論理フローチャート (4)

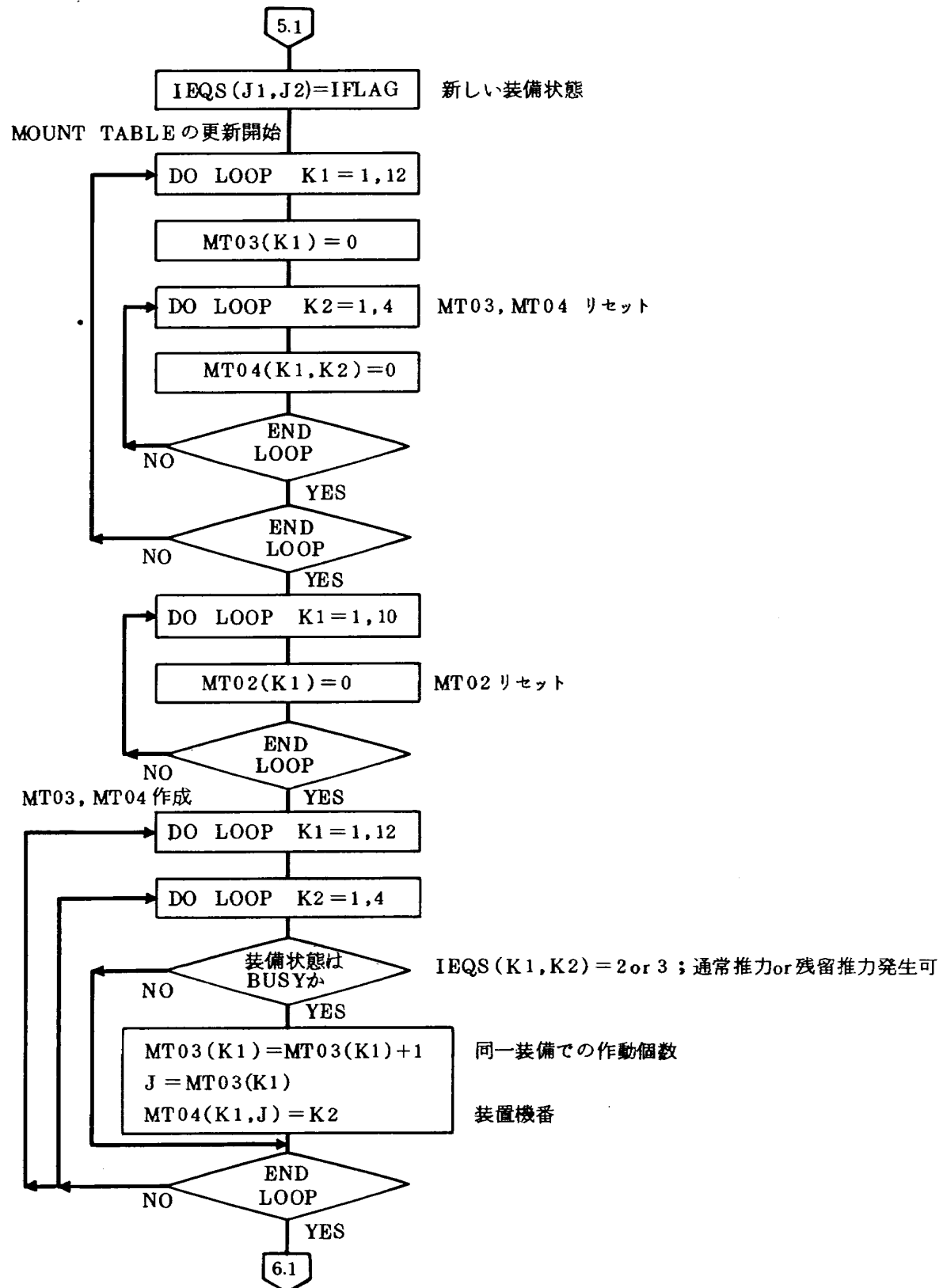


図 7.19 EVE3 論理フローチャート (5)

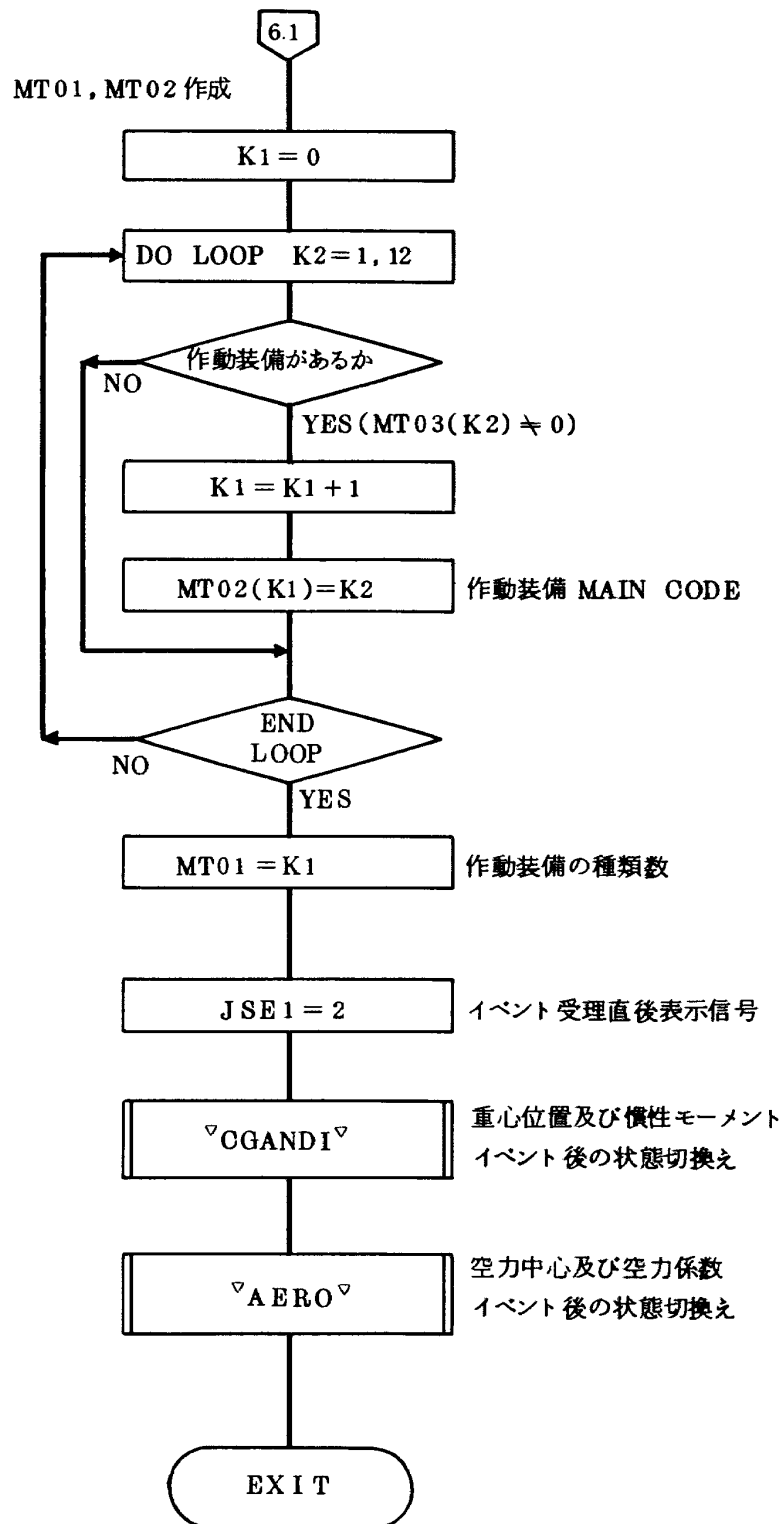
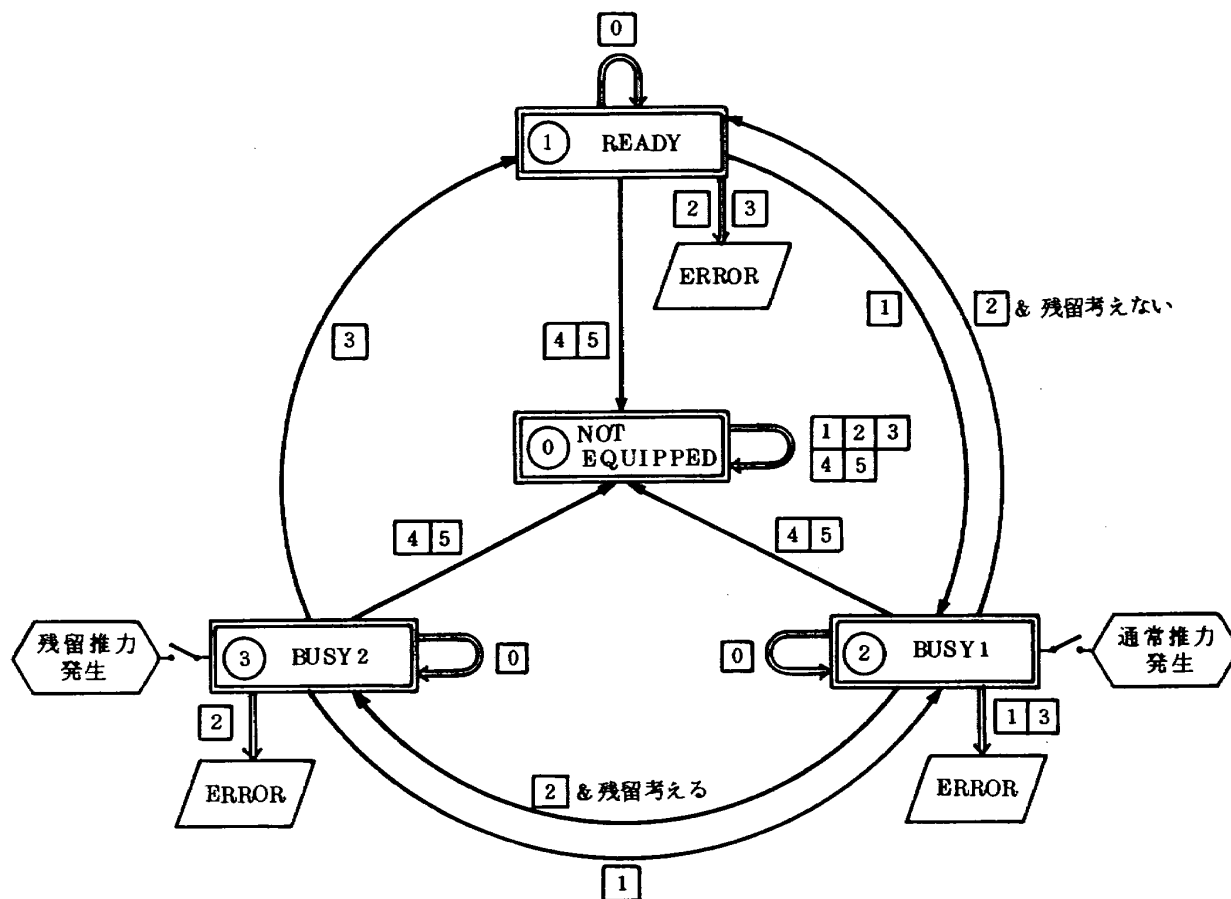


図 7.19 EVE3 論理フローチャート (6)



STATE

- ① 装着せず
- ① 使用待ち
- ② 通常推力発生可
- ③ 残留推力発生可

COMMAND

- ① ANY MEANING
- ① 点火又は再着火
- ② 通常推力停止
- ③ 残留推力終了
- ④ DROPまたはSEPARATION
- ⑤ 装着 stage dropによる DROP

図 7.20 推力源の状態遷移図

ATE CODE = 2 (通常推力発生可) の状態となり、エンジンは点火され推力を発生する。次に、通常推力停止は COMMAND CODE = 2 のイベントによって行なわれ、残留推力を考慮するので、STATE CODE = 3 の状態となる。COMMAND CODE = 3 のイベントにより残留推力の停止が行なわれ、エンジンは再び使用待ち (STATE CODE = 1) の状態に戻る。この状態で、COMMAND CODE = 4 のイベントが発生すると、初段は切離され、STATE CODE = 0 となり、もはや初段は装着されていない状態を示す。

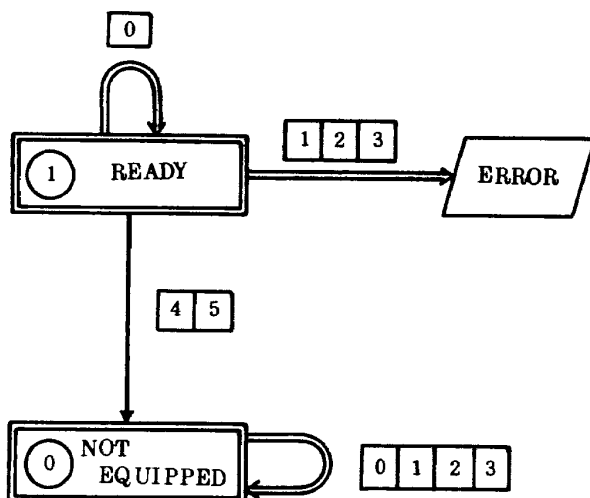
以上、推力源の状態遷移について述べたが、ガスジェット装置の場合は、通常推力発生可の状態ですべて制御が可能となる。

推力源以外の装備 (ここではフェアリングカバータイプのものを意味している) の状態遷移については、図 7.21 に示す。

(2) フローチャート

▽STATE▽ ルーチンは、イベント内容伝達用パラメータ 'IEV1' によりイベント解釈を行ない、'IFLAG' に遷移すべき STATE CODE (0, 1, 2, 3 のうち何れか) を設定する。ただし、EVENT COMMAND CODE = 0 の場合には、従来の STATE CODE を維持する。また、SEPARATION の場合には、'MAIND' = 1 とする。

処理の状態は、'ILL' = 0 を正常終了とし、異常のある場合、'ILL' = 1 の時には ERROR MESSAGE を、'ILL' = 2 の時には WARNING MESSAGE を



STATE

COMMAND

① 装着せず

④ DROP

① 使用待ち

⑤ 装着 stage drop による DROP

図 7.21 推力源以外の状態遷移図

示す。図 7.22 に▽STATE▽の稼動フローチャート、図 7.23 に論理フローを示す。

7.4.5 ▽SET0▽

(1) 概要

ここでは、各種パラメータの帰零 (Zero clear) と発射点データ、飛しょう体の各種データ、座標変換行列、ルンゲ・クッタ等の初期値設定を行なう。

(2) フローチャート

各種パラメータの初期設定の模様を図 7.24 に示す。

(3) 入力データ

▽SET0▽では、推力データ (通常推力、残留推力、通常 mass flow rate、残留 mass flow rate) のテーブルを読み込む。図 7.25 に推力データの与え方を示す。データは時間を引数にして与える。また、倍率係数を設けているので、異なる単位での入力も可能である。

7.4.6 ▽FPOOL1▽

(1) 概要

▽FPOOL1▽では、シミュレーションの中間結果の格納および出力のための処理と、グラフを作成する図形処理の管理を行なう。

出力管理用データとして

／POOLF1／JFP1 (4, 250), JFP2 (250),
JFP3 (20, 3), JFP4, JFP5, JFP
10 (4), JFP11 (100), JFP12 (100,
8), JFP13 (100), JFP50, JFP51
(2), JFP52 (15)

／POOLF2／FP1 (100), FP2 (100, 250)

があり、その領域は図 7.26 のようになっている。

出力項目数は 250 項目と一応設計してあるが、領域の取り方によってユーザーが自由に拡大、縮小できる。出力項目見出しは、ユーザーが 'JFP1' に 1 項目につき最大 16 文字で任意に指定する。また、単位表は 'JFP3' に 1 単位 12 文字以内で定義して、出力項目に対応する単位コードナンバーを 'JFP2' に与える。従って、中間結果出力項目の指示は、各項目見出しに付けられている出力項目コードナンバーをカードに指示するだけで、ユーザーの希望する結果が得られる。

中間結果はラインプリンター用紙 1 ページにつき、最大 7 項目をタイムシリーズに 50 個までプリントアウトするようになっている。データカードに項目指定する時は、入力指示フォーマットに従って、左詰めに指定しなければならない。また、出力の時間と間隔もユーザーがカードにより指定 (▽VINGUS▽にて) する。

出力項目の見出し (JFP1) と単位表 (JFP3) の設定および単位 (JFP2) の指定は、▽INITIA▽ルーチン

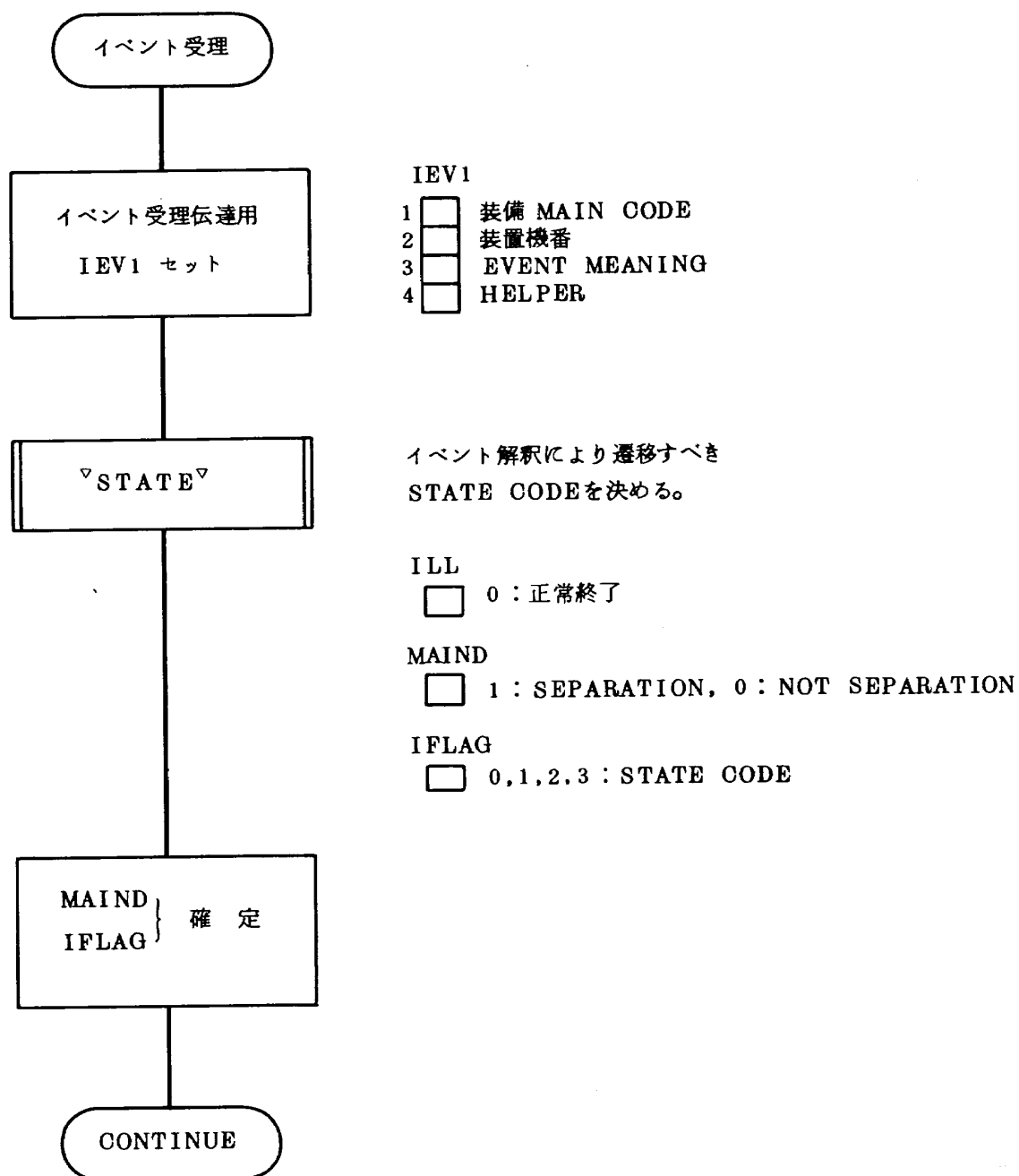


図 7.22 STATE 稼動フローチャート

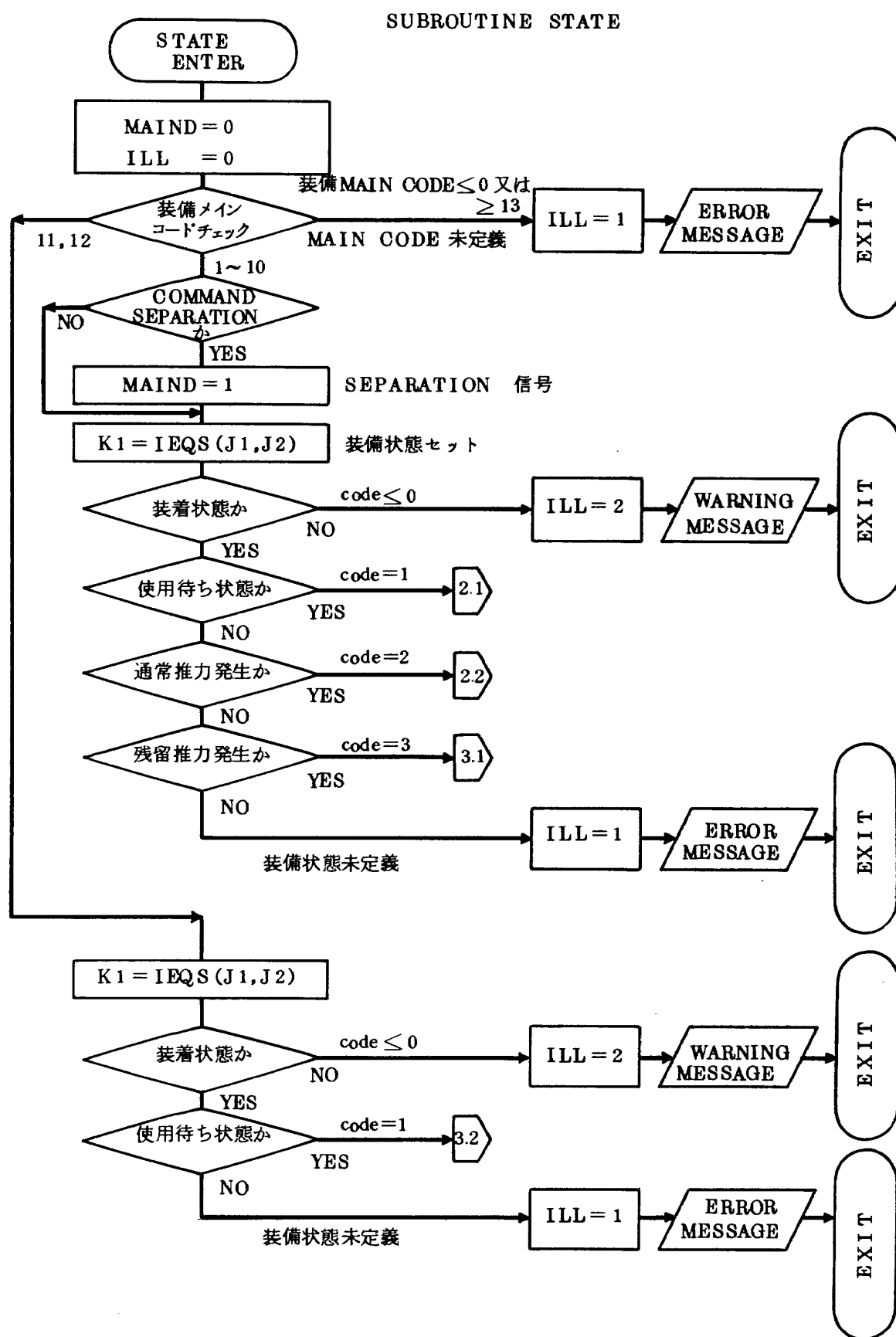


図 7.23 STATE 論理フローチャート (1)

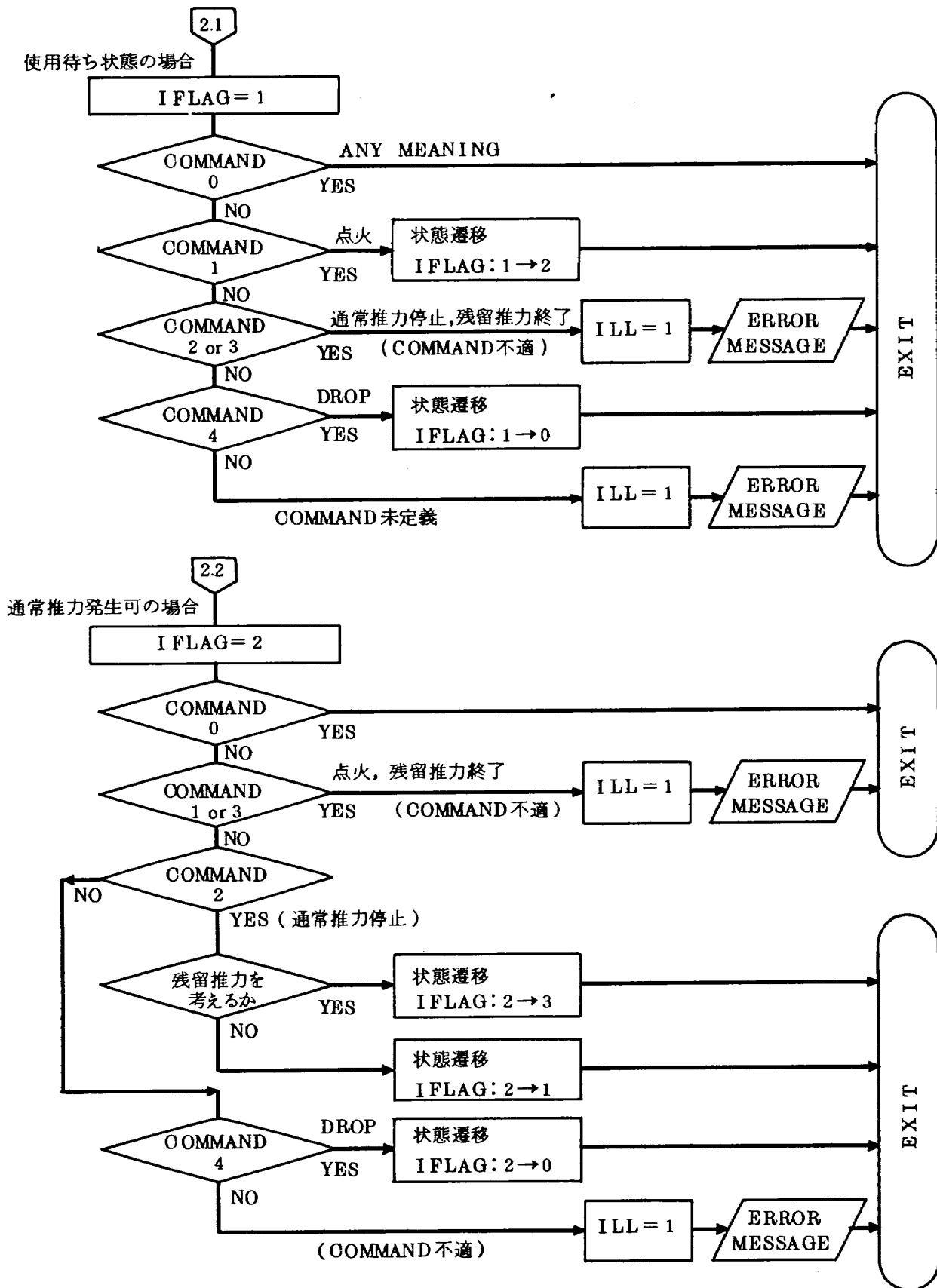


図 7.23 STATE 論理フローチャート (2)

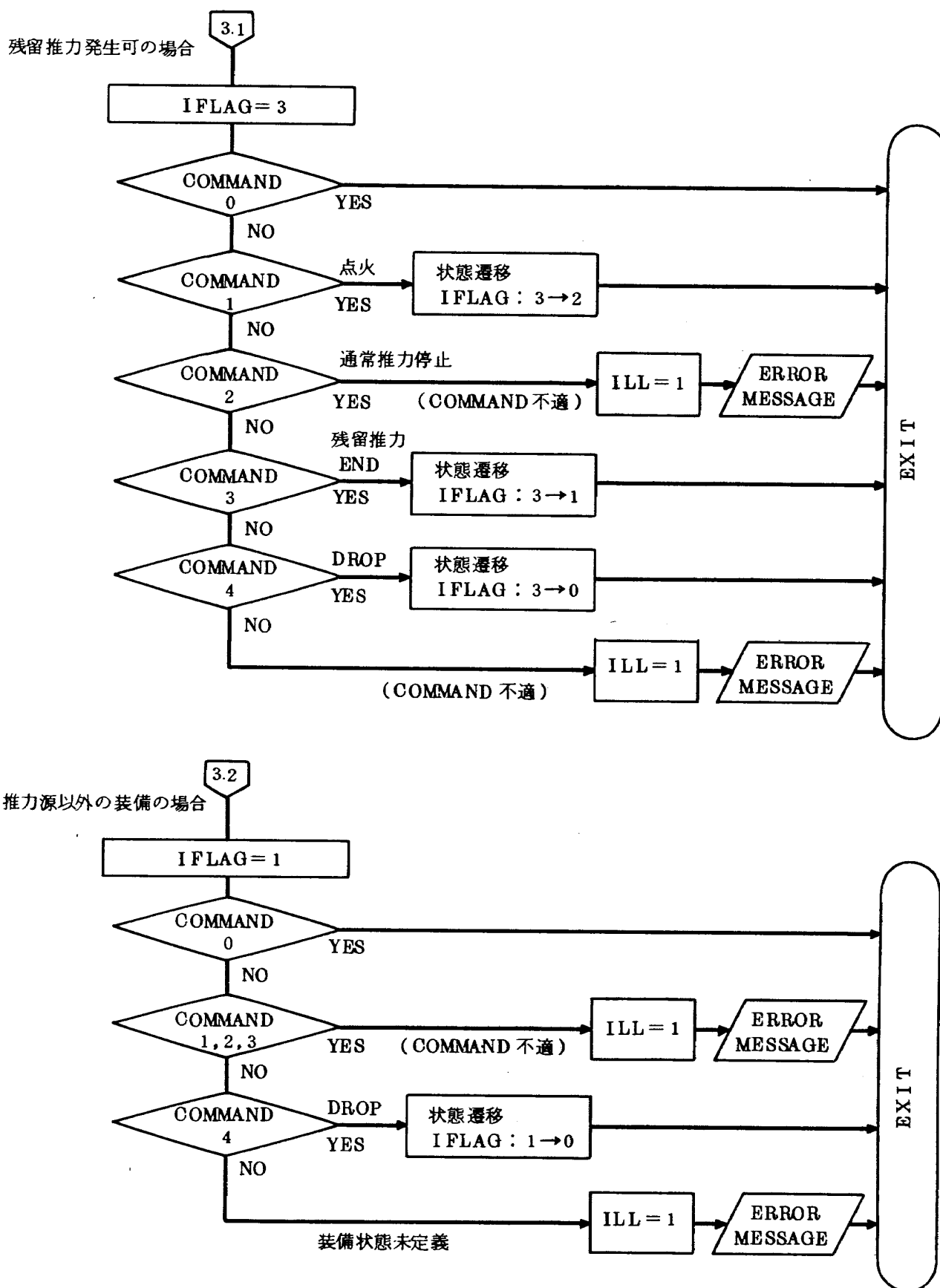


図 7.23 STATE 論理フローチャート (3)

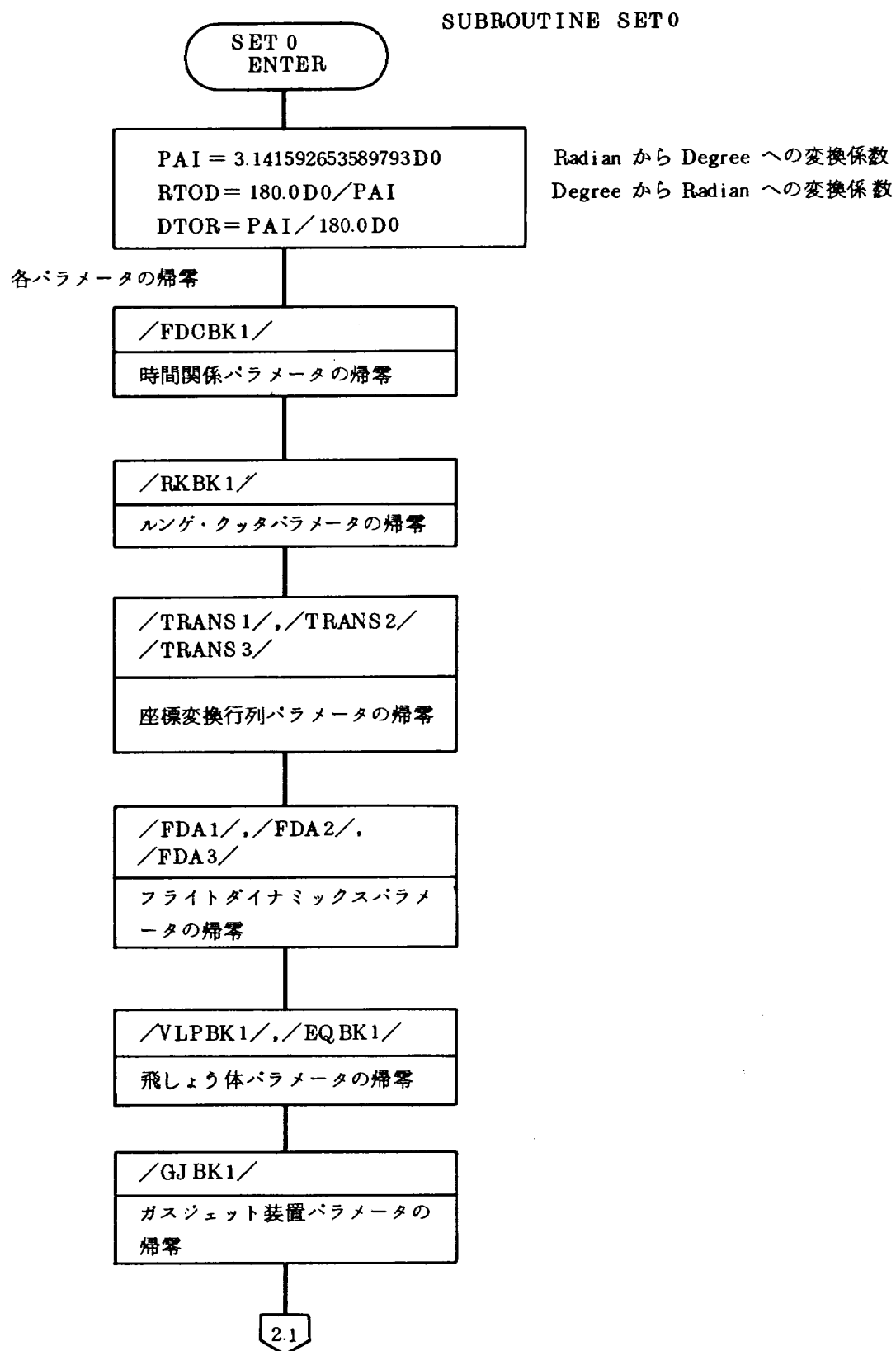


図 7.24 SET0 論理フローチャート (1)

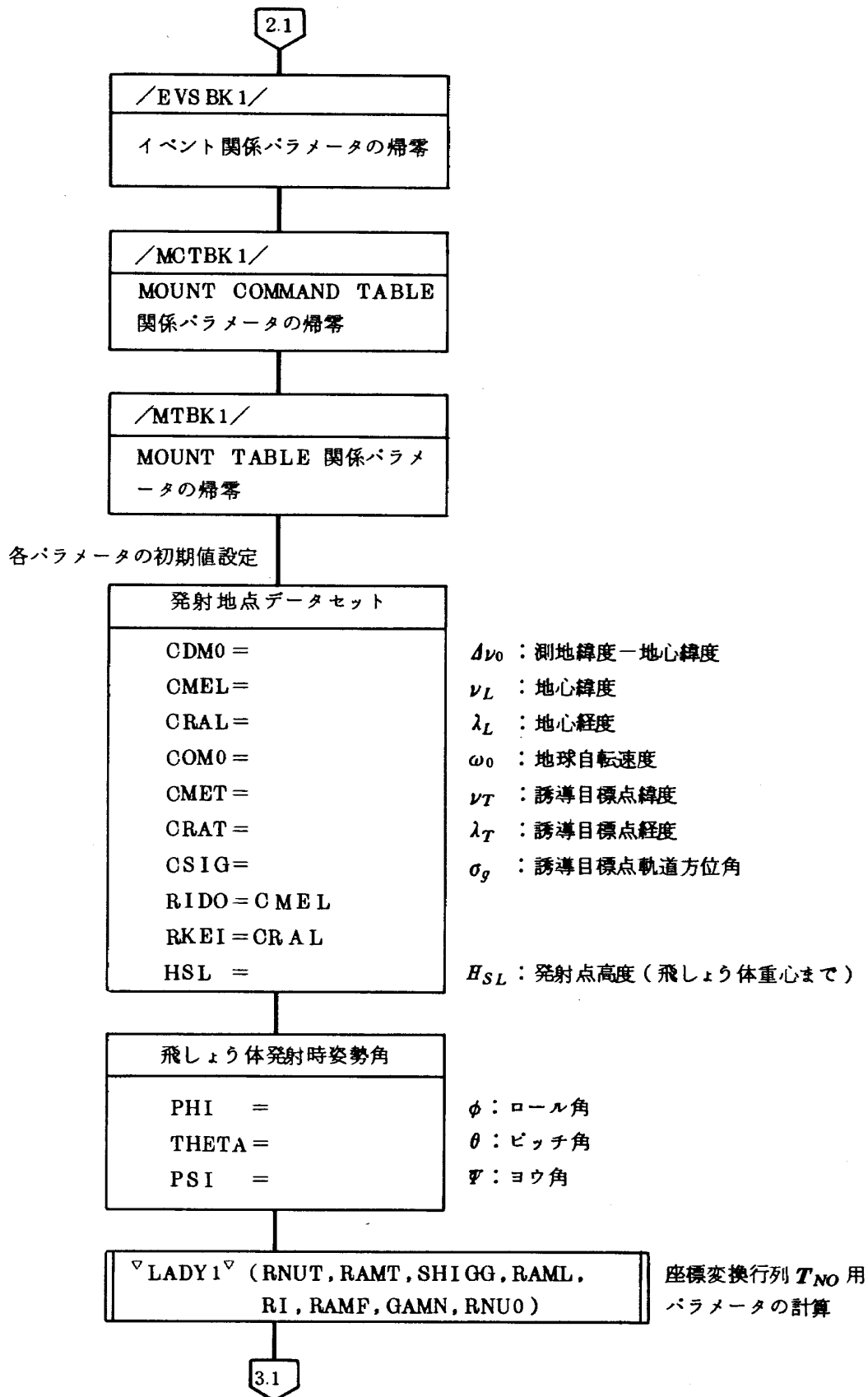
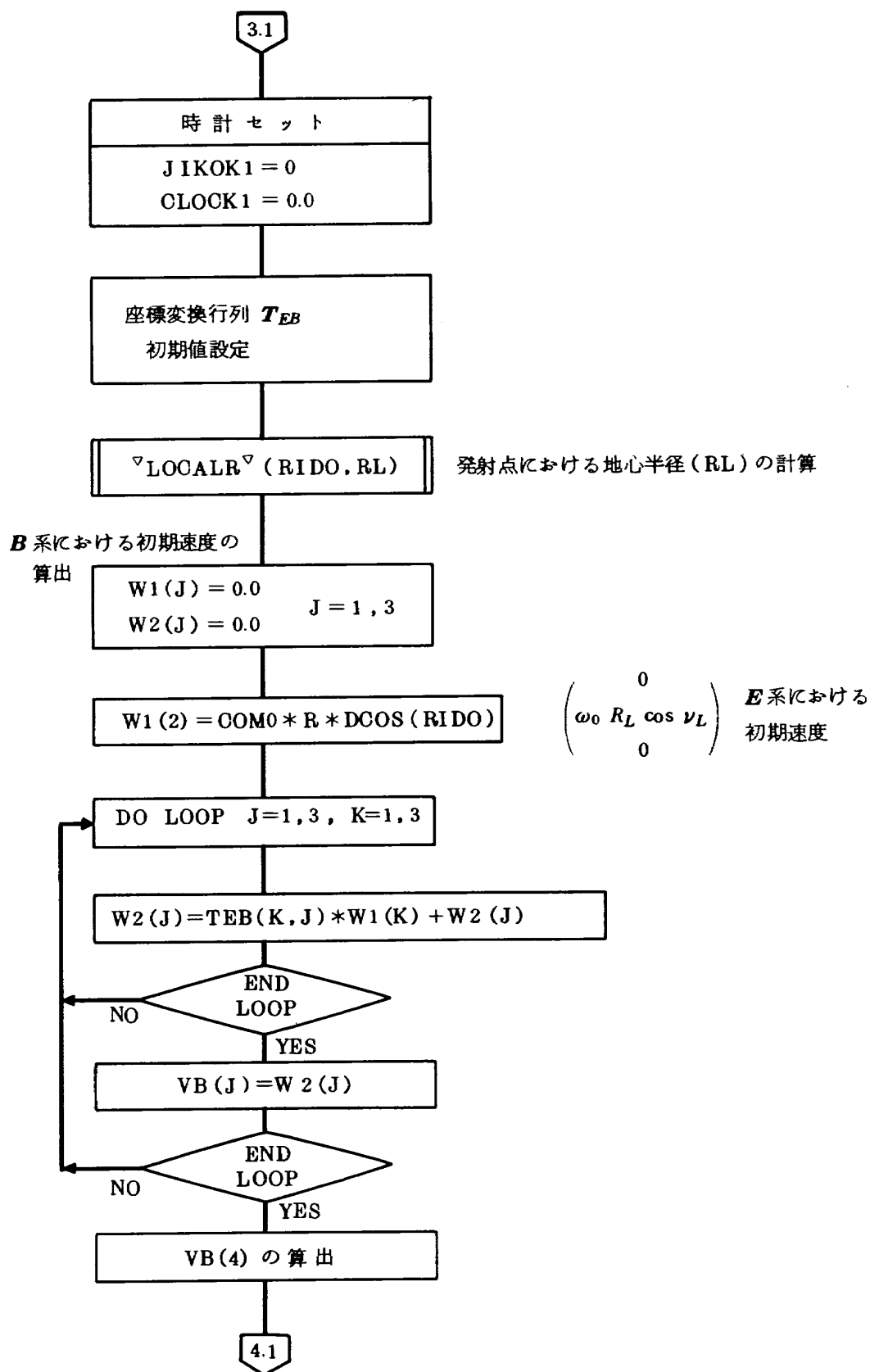


図 7.24 SET0 論理フローチャート (2)



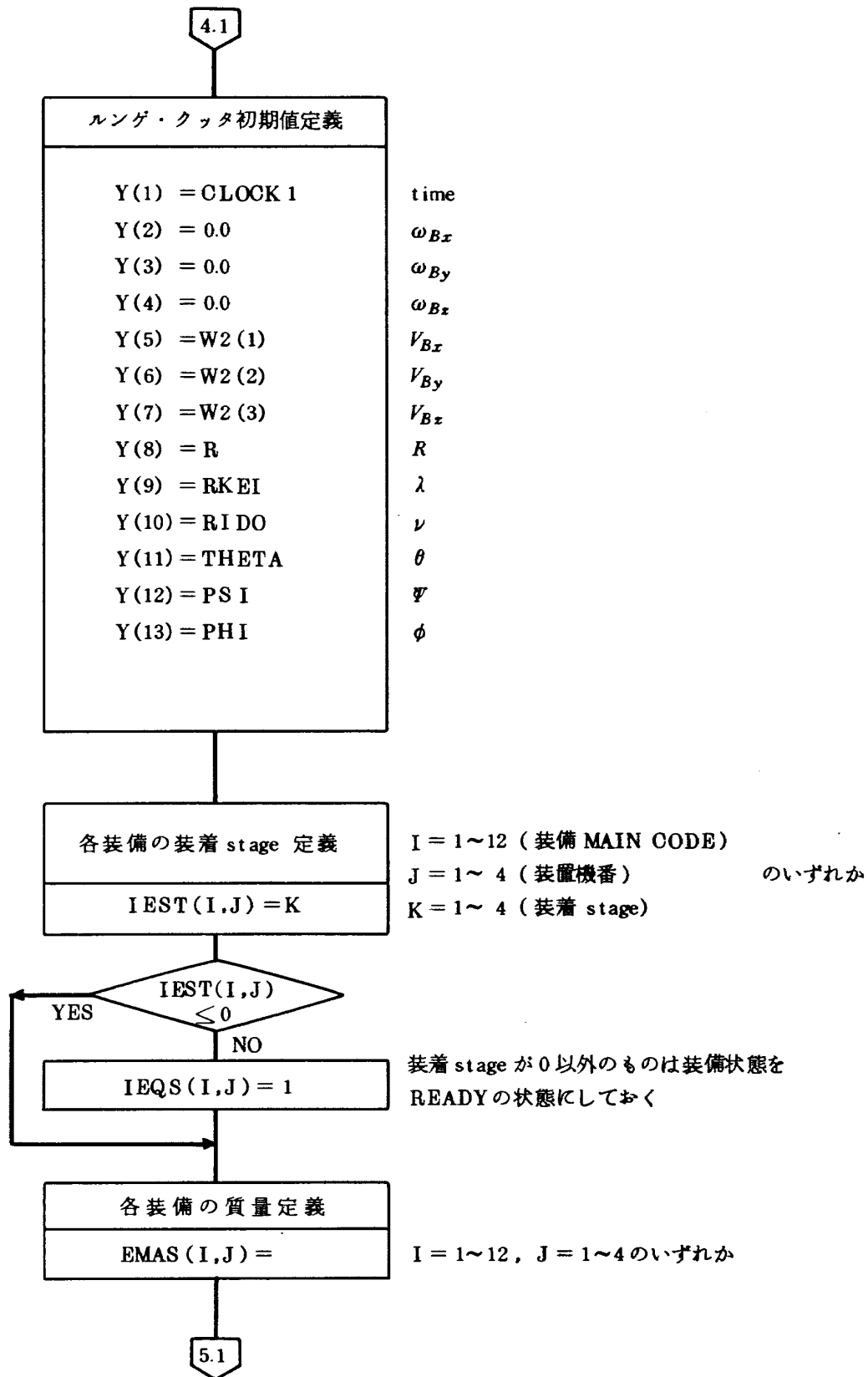


図 7.24 SET0 論理フローチャート (4)

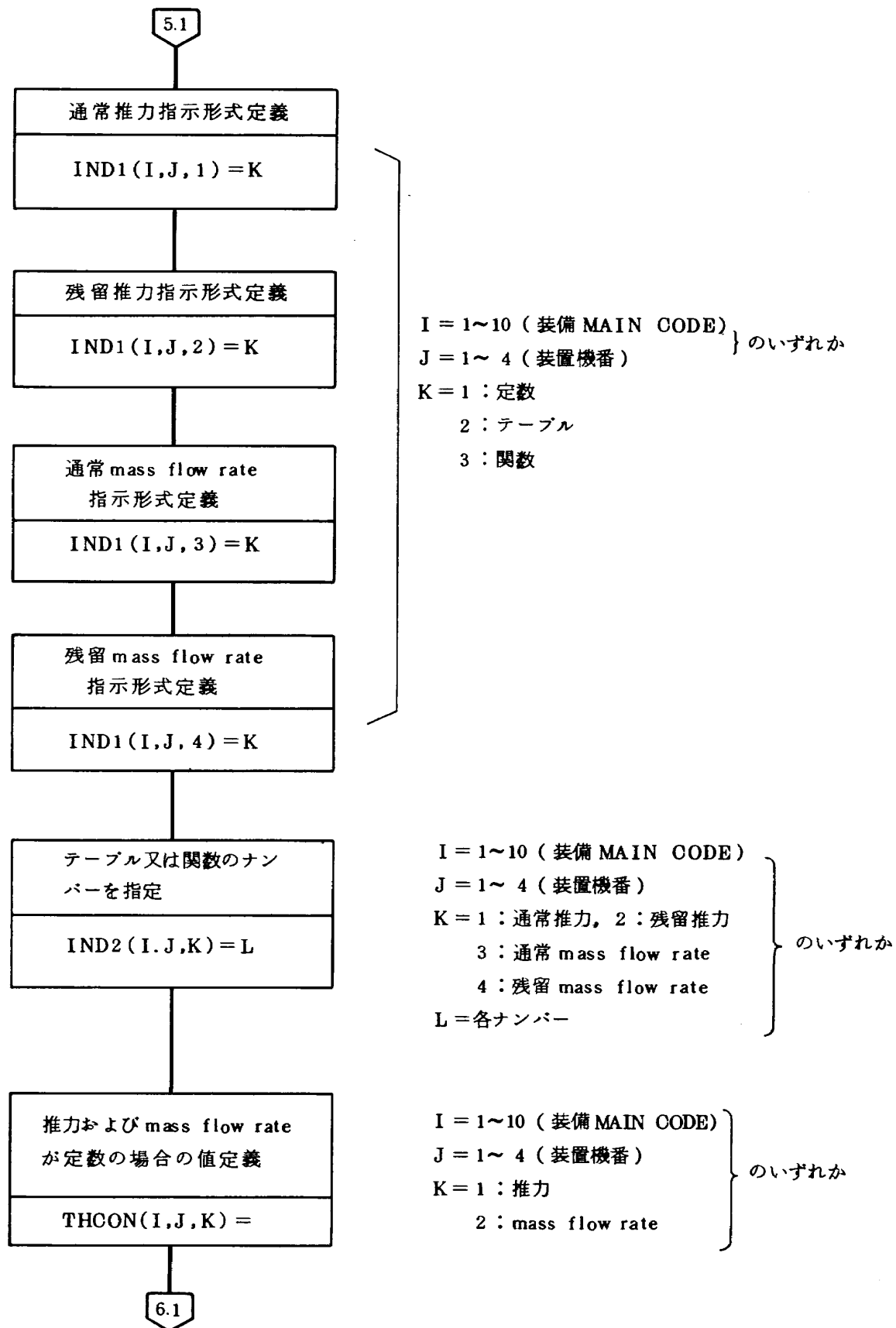


図 7.24 SET0 論理フローチャート (5)

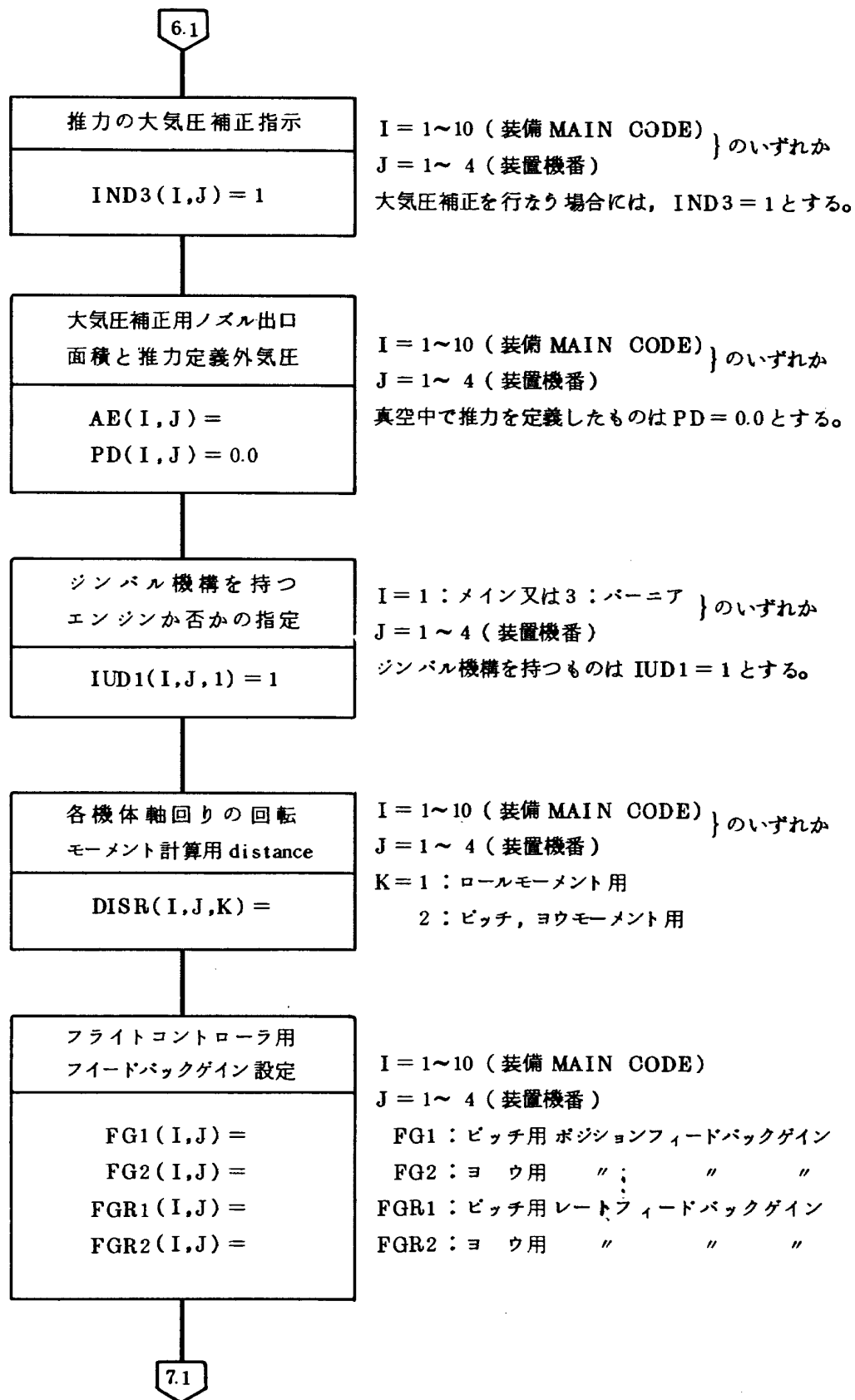


図 7.24 SET0 論理フローチャート (6)

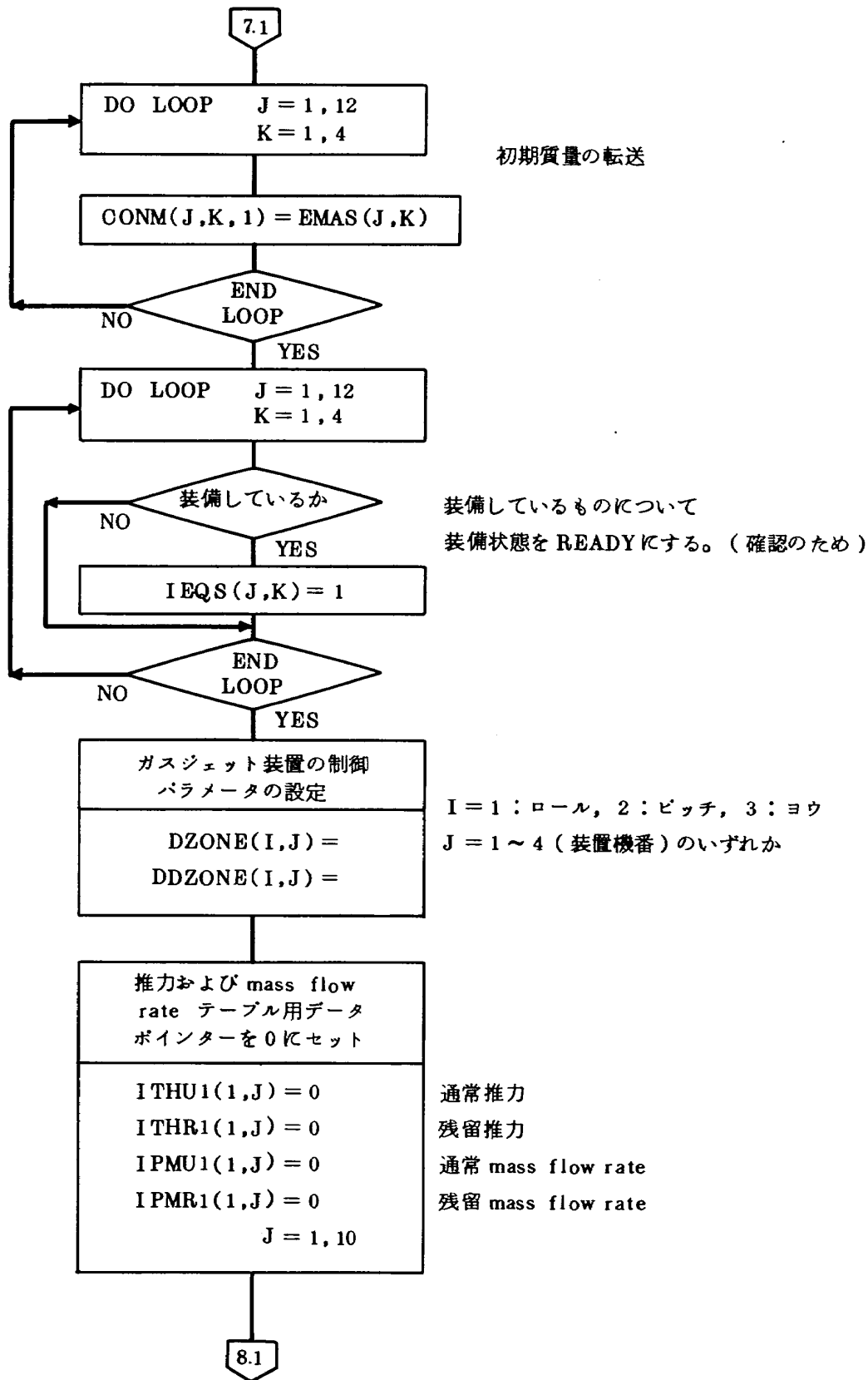


図 7.24 SET0 論理フローチャート (7)

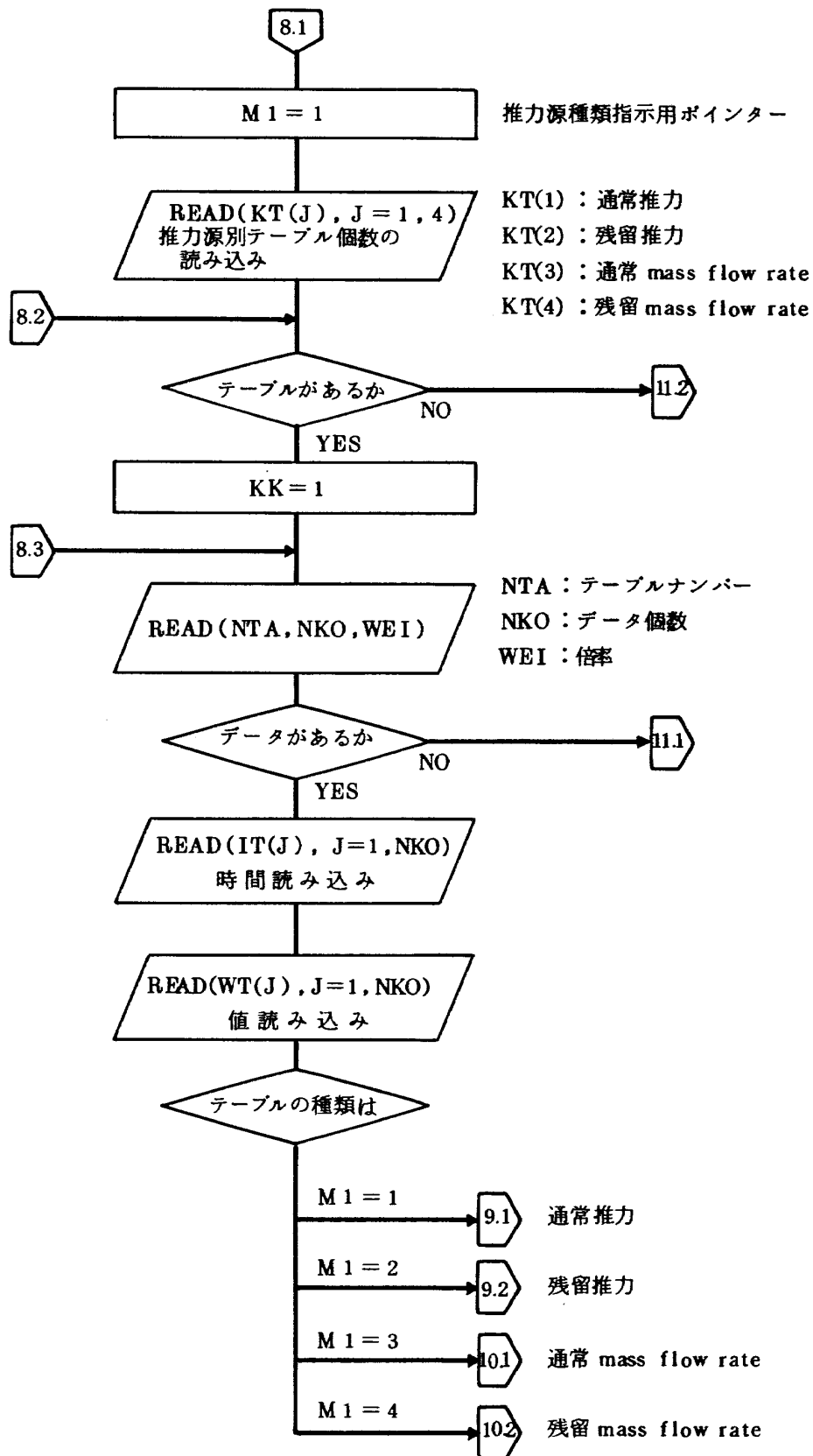


図 7.24 SET0 論理フローチャート (8)

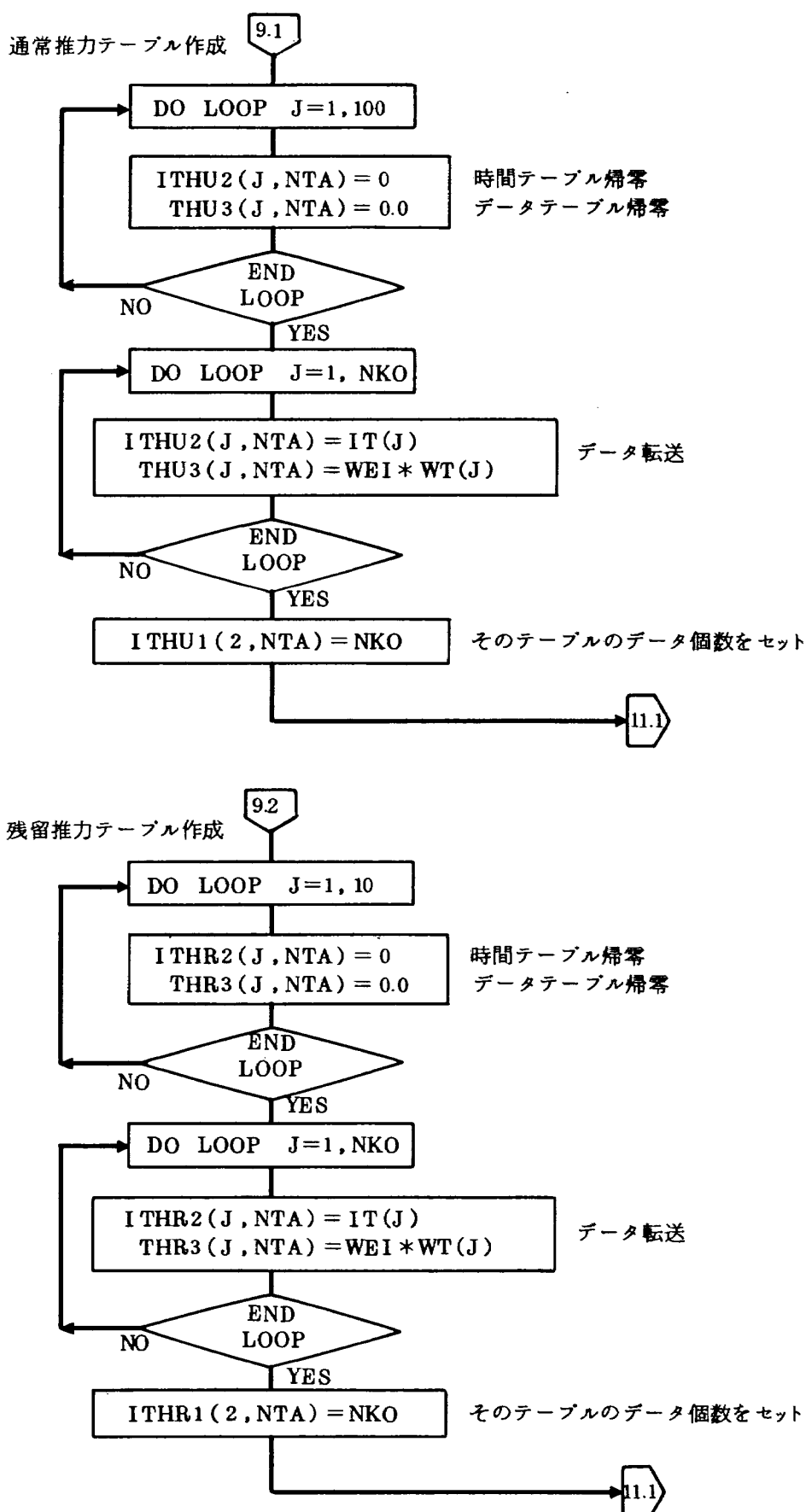


図 7.24 SET0 論理フローチャート (9)

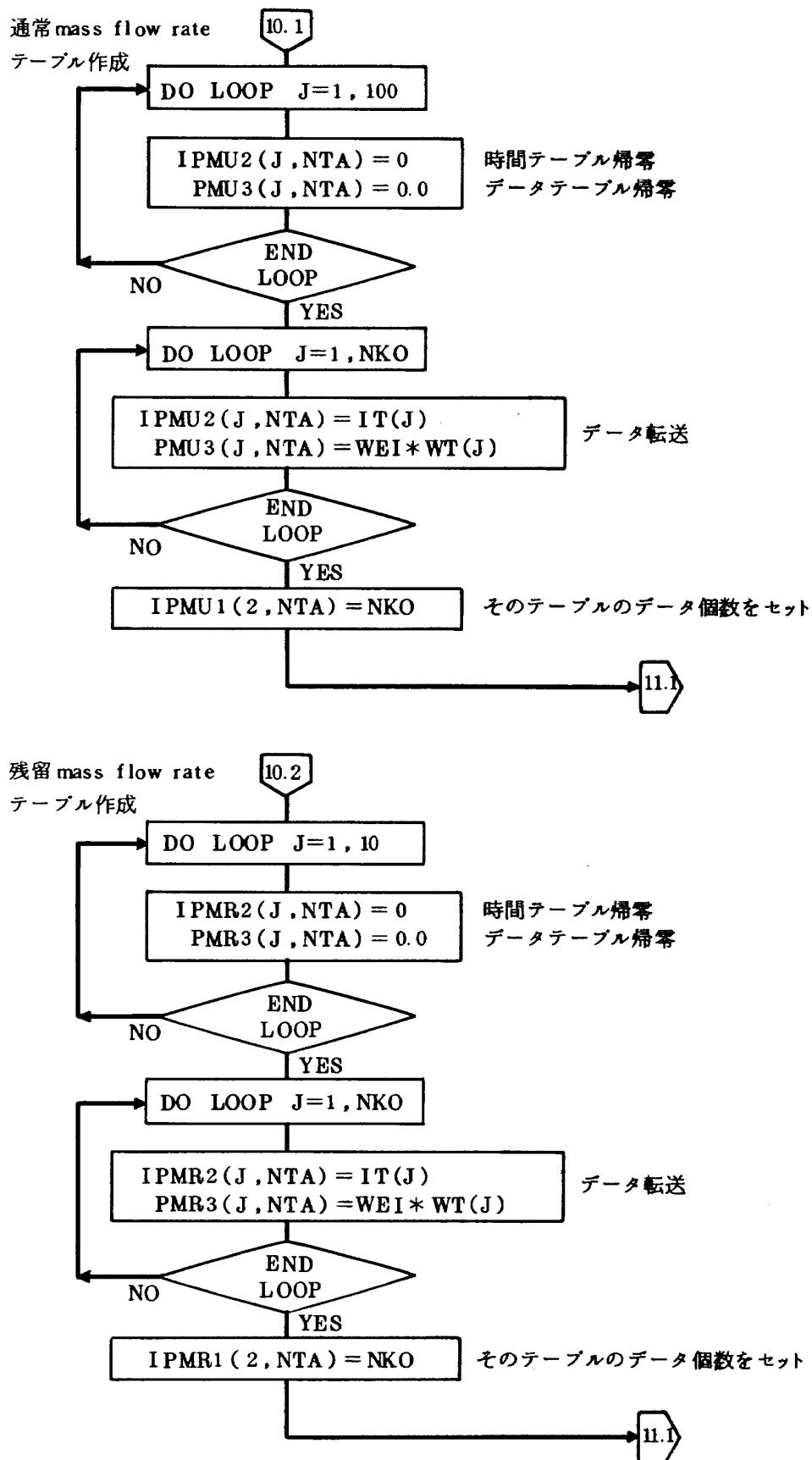


図 7.24 SET0 論理フローチャート (10)

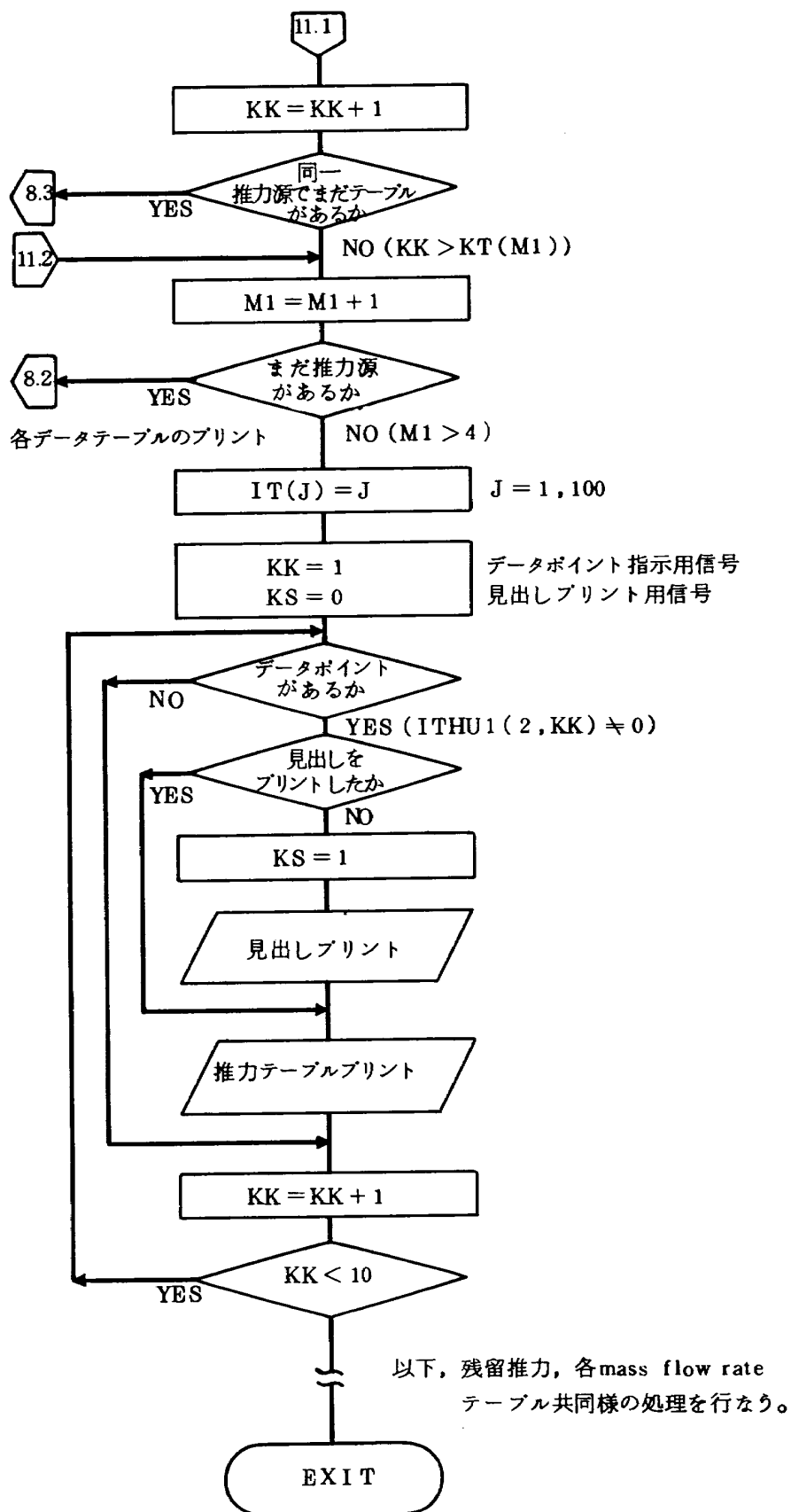


図7.24 SET0 論理フローチャート(1)

THRUST INDICATION 20 X	29 30	KT (1)	8 X	I 2	8 X	KT (2)	I 2	8 X	KT (3)	I 2	8 X	KT (4)	I 2	59 60	推力源別データテーブル個数
	← 通常推力		← 残留推力		← 通常 M. F. R.		← 残留 M. F. R.								
TABLE NO - 28 X	29 30	NTA		I 2	7 X	I 3	10 X	38 40	NKO			WEI 倍 率 F 20.0		70	
	← テーブル No.		← データ個数												
20 X	21	IT(J)	IT(J)	IT(J)	IT(J)	IT(J)	IT(J)	IT(J)	IT(J)	IT(J)	IT(J)	IT(J)	IT(J)	70 71	80
		I 10	I 10	I 10	I 10	I 10	I 10	I 10	I 10	I 10	I 10	I 10	I 10		IT(J)
iT(J) : 時間 [msec], J-1, NK0															
20 X	21	WT(J)	WT(J)	WT(J)	WT(J)	WT(J)	WT(J)	WT(J)	WT(J)	WT(J)	WT(J)	WT(J)	WT(J)	70 71	80
		F 10.0	F 10.0	F 10.0	F 10.0	F 10.0	F 10.0	F 10.0	F 10.0	F 10.0	F 10.0	F 10.0	F 10.0		WT(J)
WT(J) : データ, J-1, NK0															

図 7.25 推 力 デ ー タ

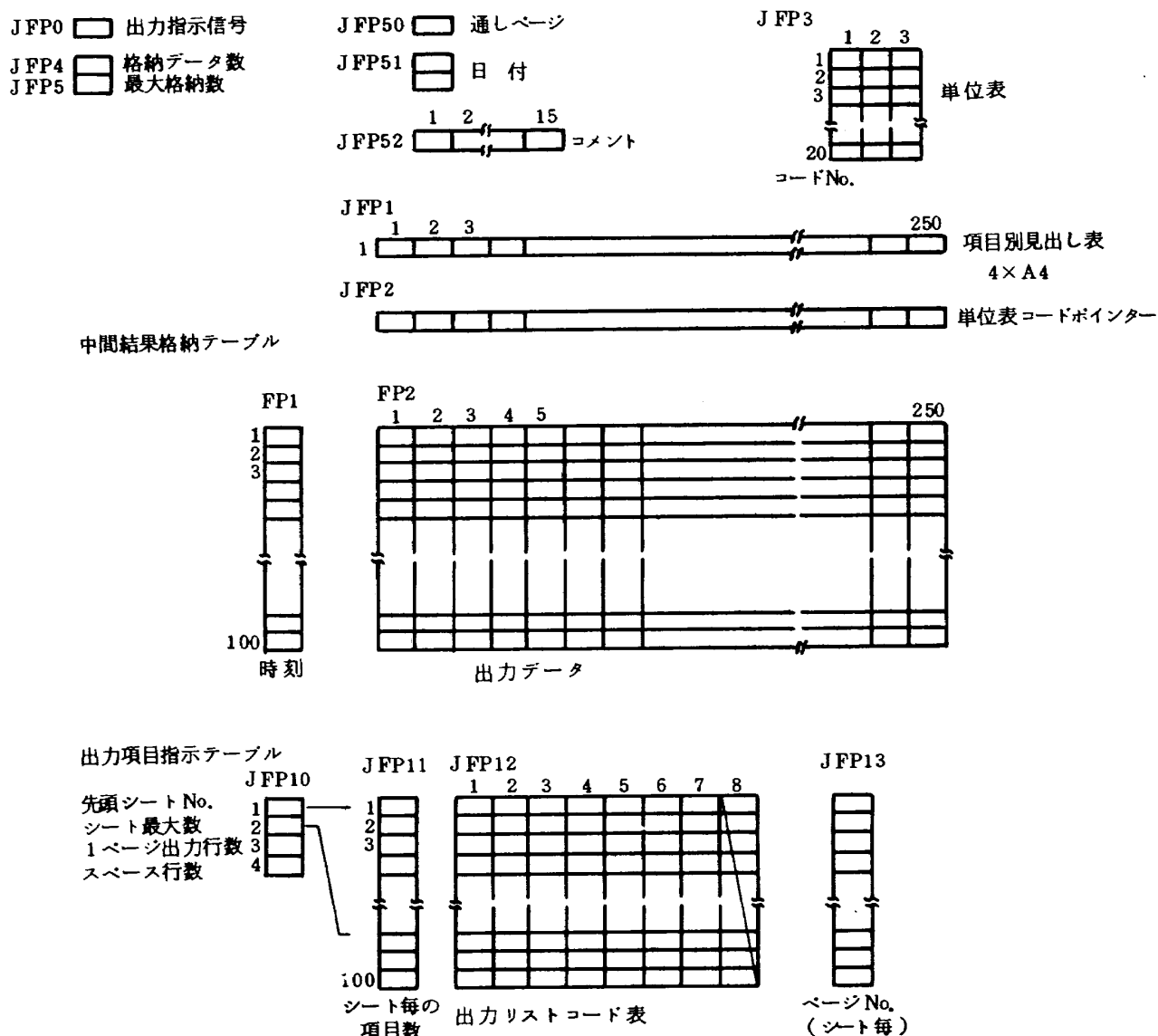


図7.26 出力管理用データテーブル模式図

で行なう。作成の一例を図7.27に示す。

(2) フローチャート

以上の概要から▽FPOOL1▽の処理状況を図7.28に示す。▽FLIDY▽で決定された出力指示信号(JFP0)により、JFP0=1は初期設定フェーズを表わし

① ▽GRAPH▽ルーチンの初期設定

② 出力項目の読み込み

等を行なう。これにより出力項目指示テーブルが作成される。JFP0=2は通常処理で、所定の領域(中間結果格納テーブル)に結果を格納し、指示に従って結果の打出しあるいは図形処理を行なう。JFP0=3は最終出力を意味し、格納領域にデータがあればそれを出力し、無い場合には▽FPOOL1▽での処理を終了する。図7.29に▽FPOOL1▽の論理フローを示す。

(3) 入力データ

図7.30に中間結果の出力指示方法を示す。現在、出力項目は1ページに付き最大7項目に設定してあるので、実際にはIW(8)の領域は使用しない。また、コードナンバーはIW(1)の領域から指定しないと、エラーとなる。指示データの終了を示すには、カードの31カラム目から「END」とパンチすればよい。

7.4.7 ▽INPR▽と▽GRAPH▽

(1) 図形処理の基本概念

シミュレーションにおける各パラメータの変化をグラフ化すると、その変動状態を容易に認識することができる。このための図形処理ルーチンについて述べる。

図形処理は、次の事柄を考慮して設計してある。

i) 異なる種々のプログラムと簡単に組合わせられるようにする。例えば、RMAPの中間結果をグラフ化する場合には、RMAPの格納領域データをそのまま使う

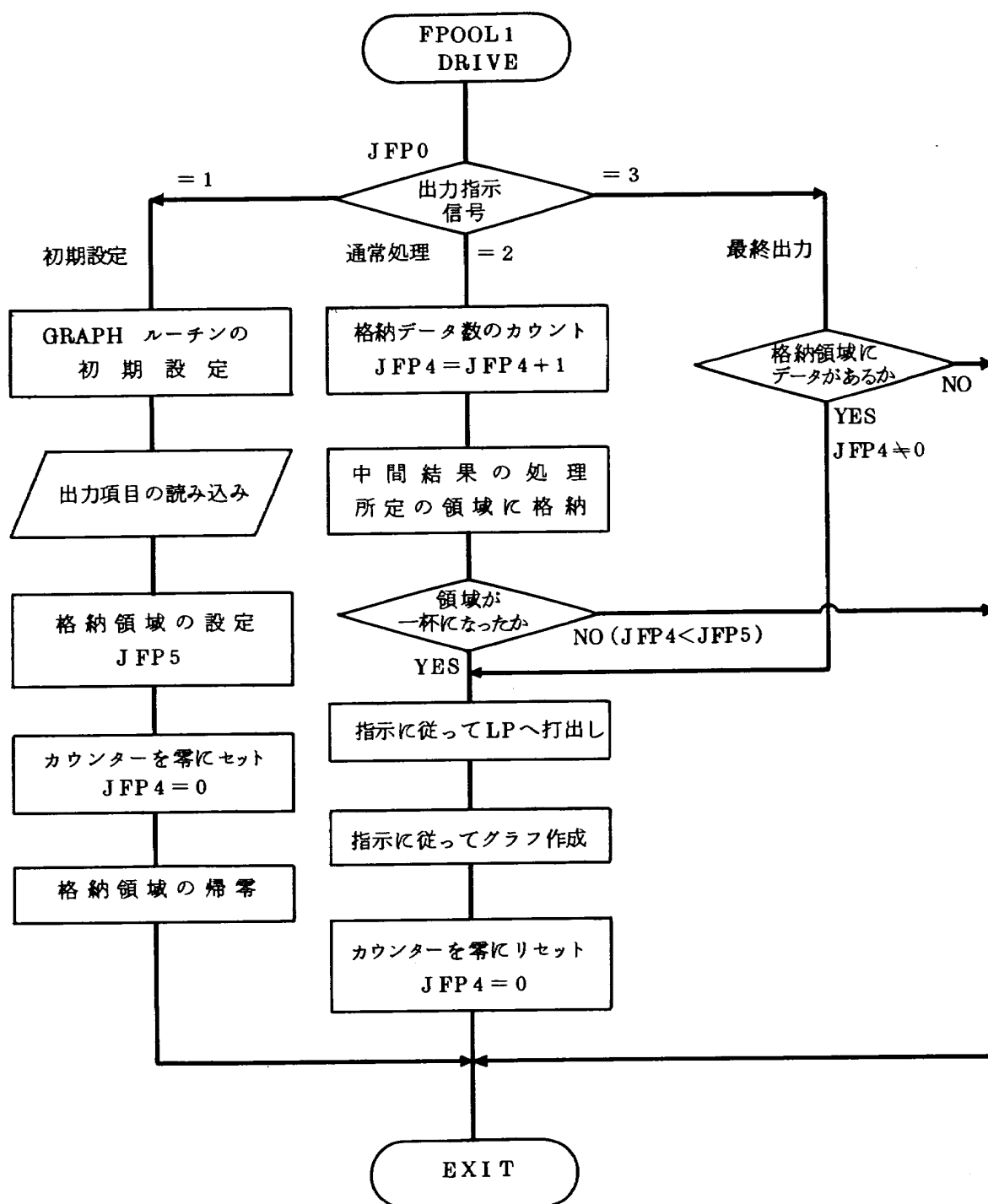


図7.28 FPOOL1 稼動フローチャート

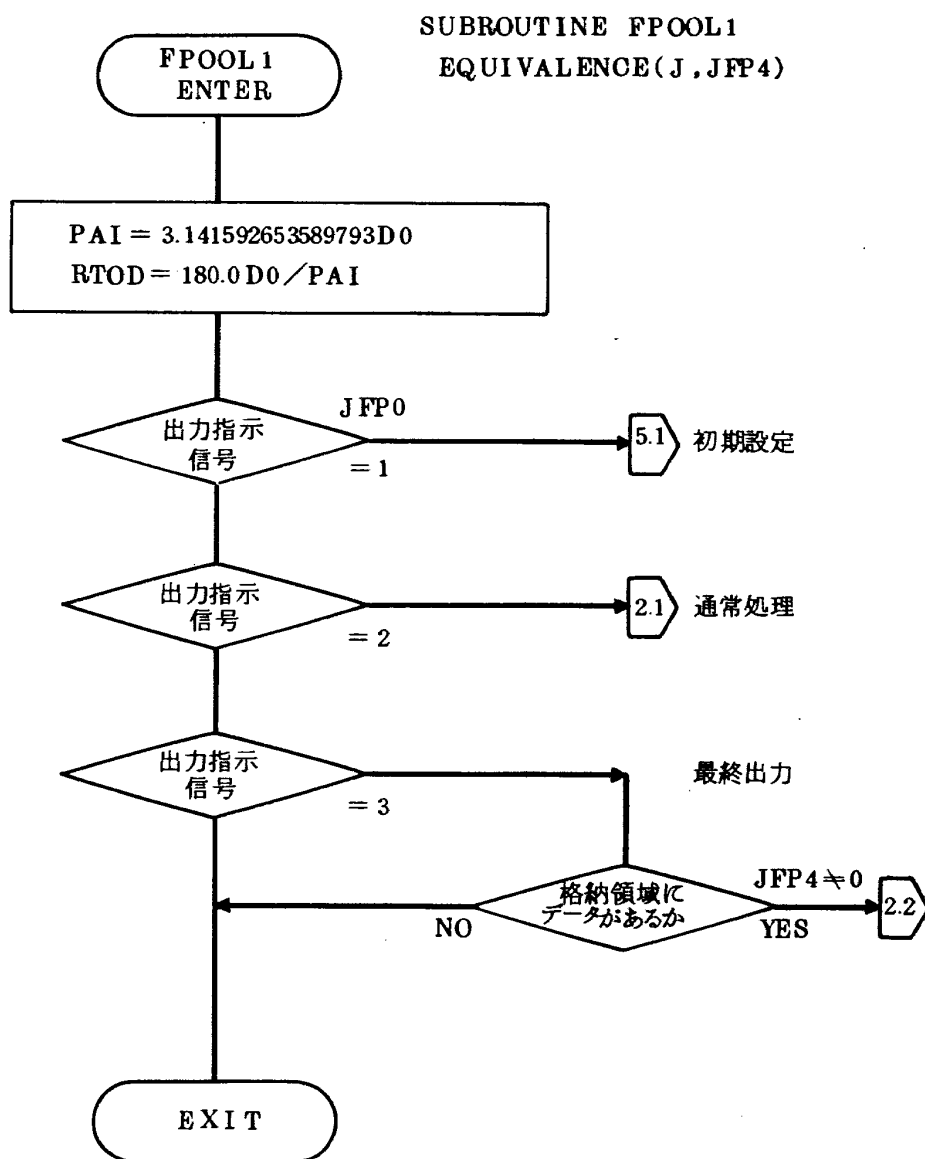


図 7.29 FPOOL1 論理フローチャート (1)

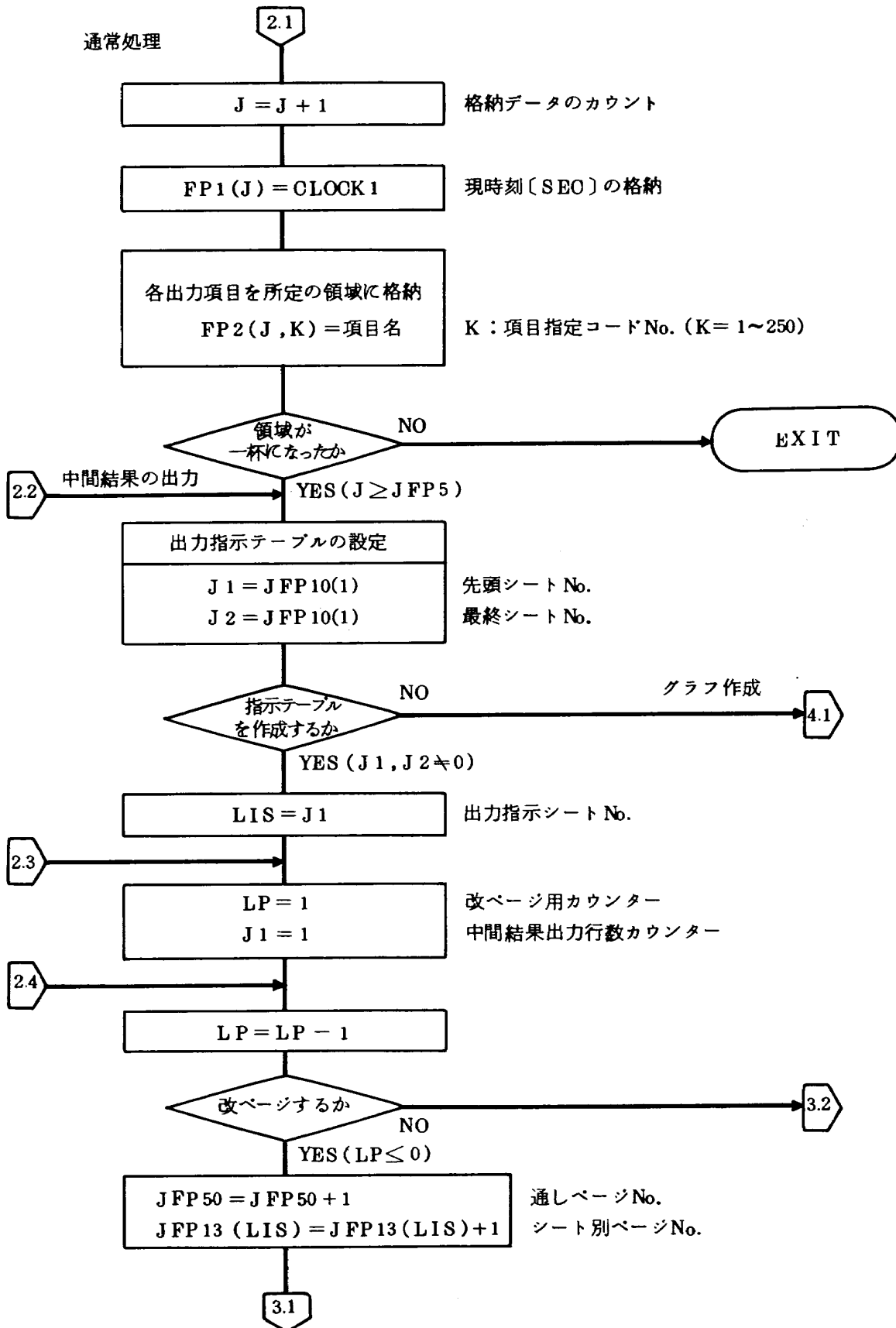


図 7.29 FPOOL1 論理フローチャート (2)

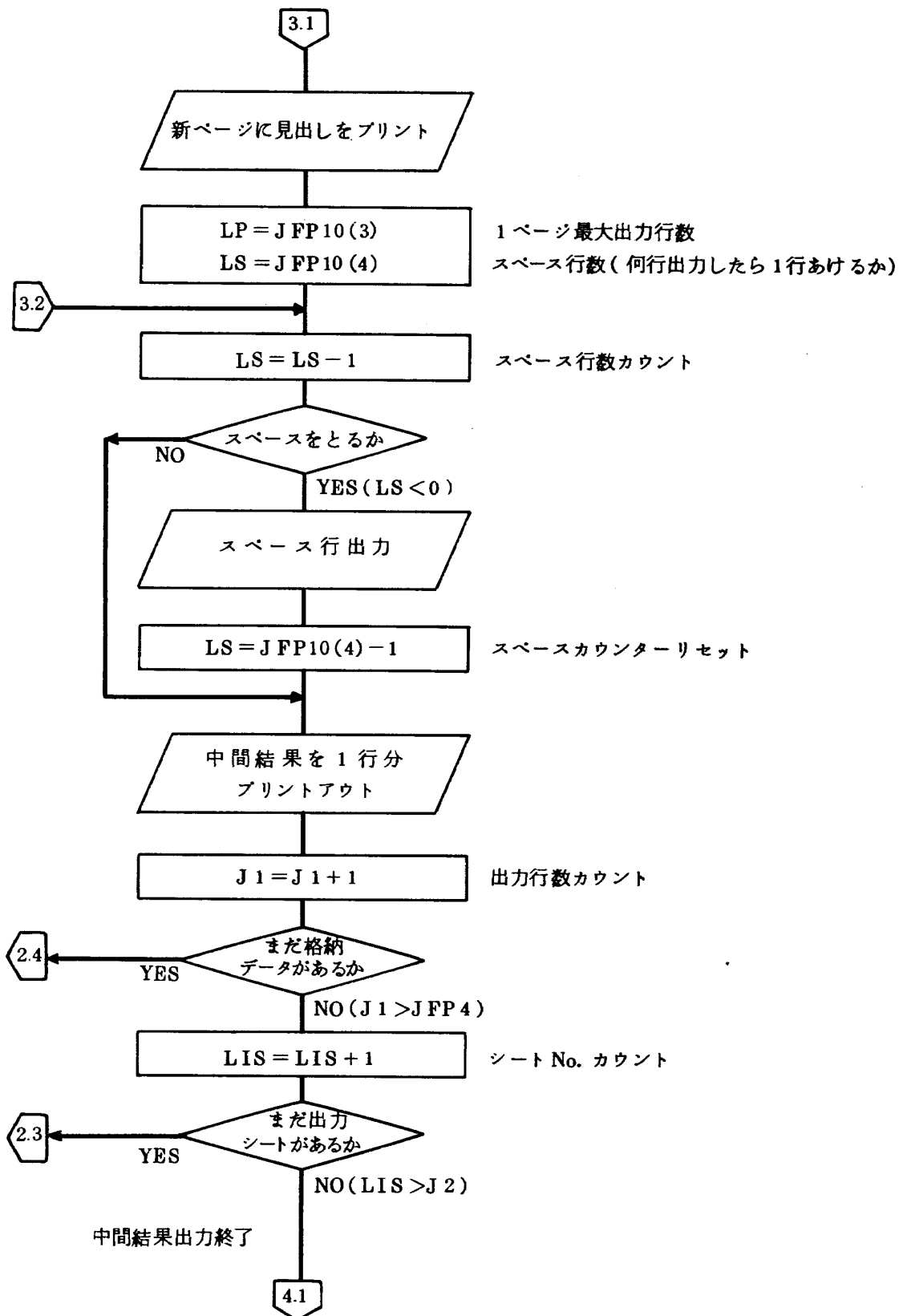


図 7.29 FPOOL1 論理フローチャート (3)

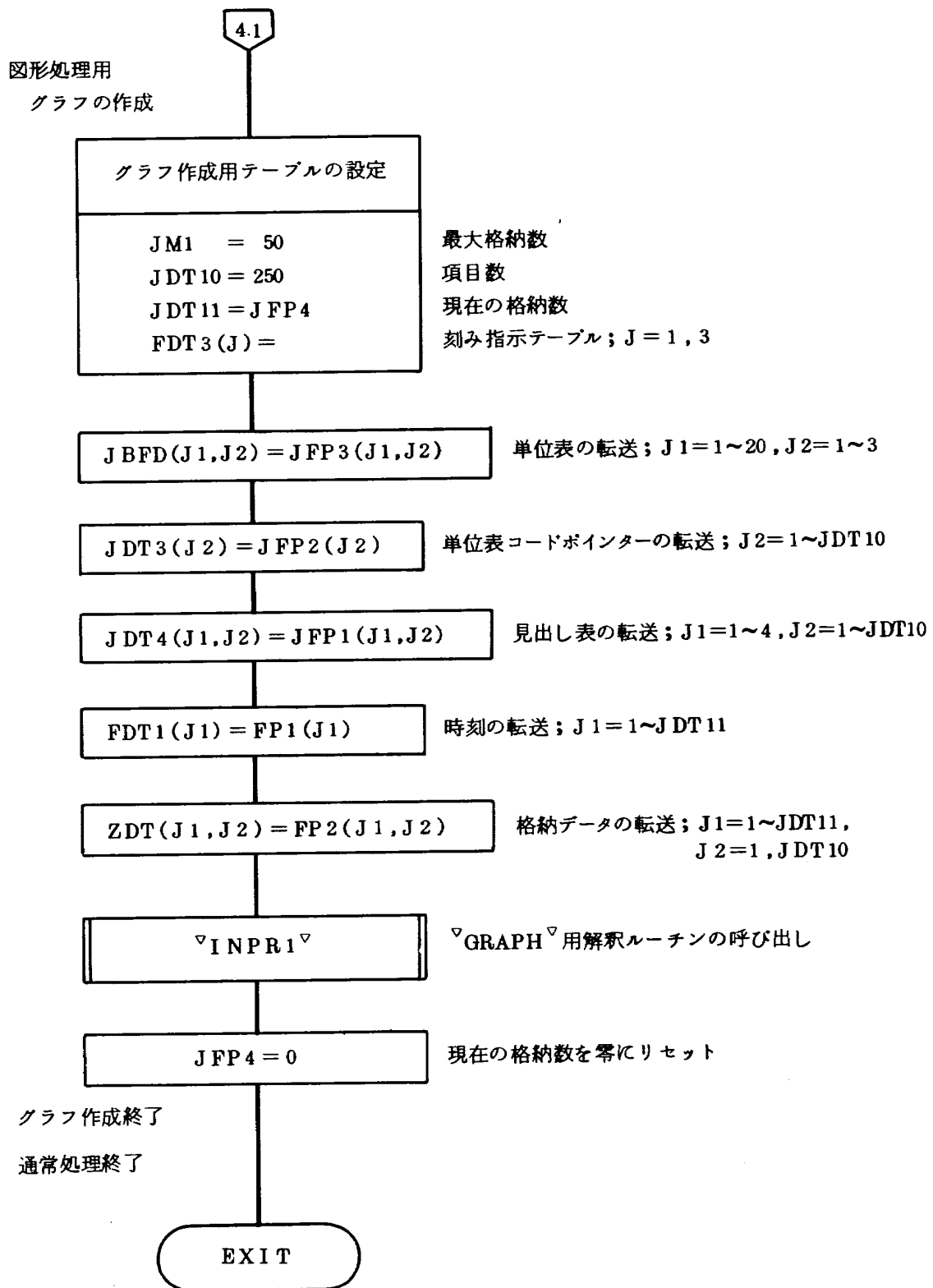


図 7.29 FPOOL1 論理フローチャート (4)

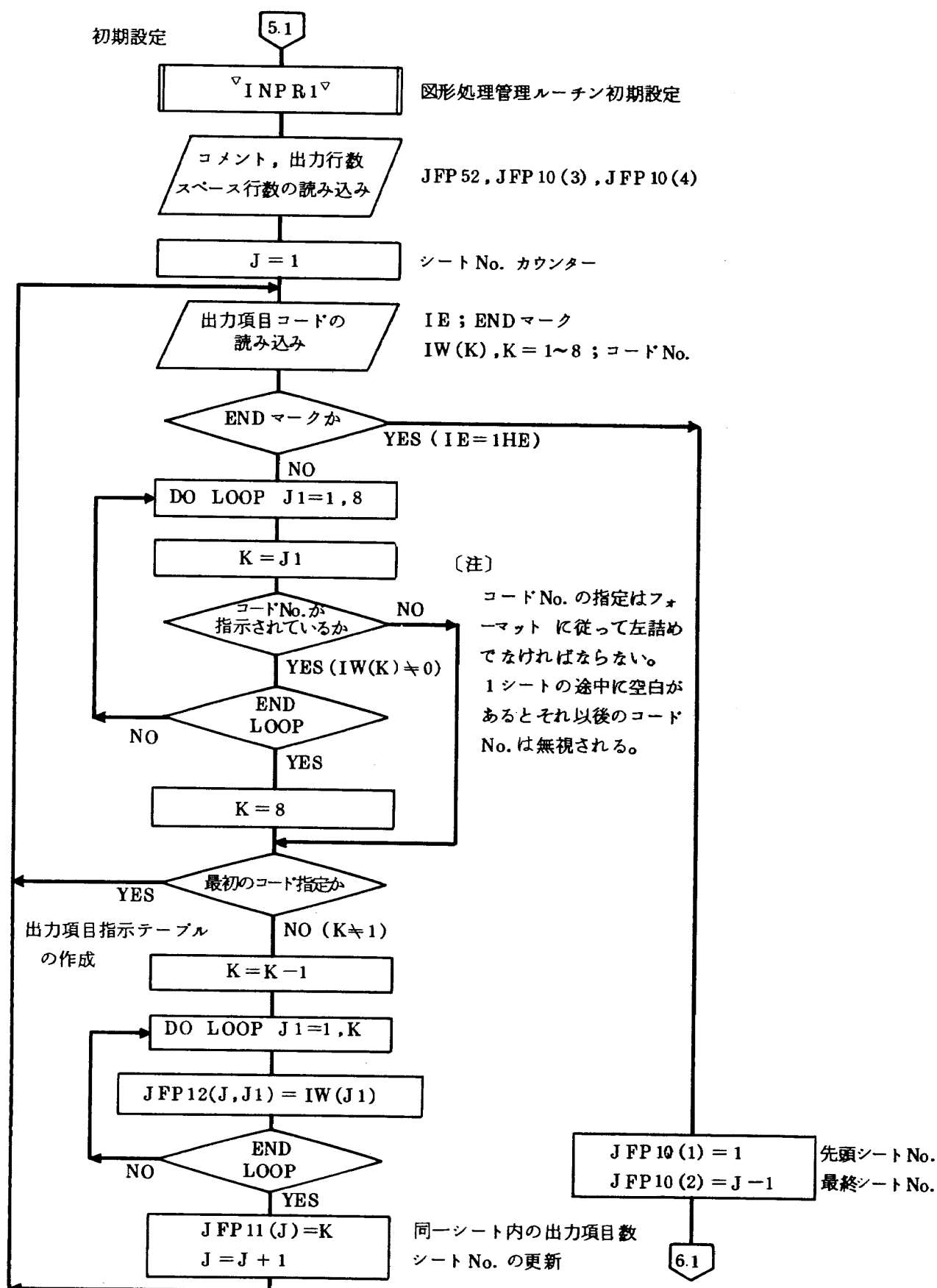


図 7.29 FPOOL1 論理フローチャート (5)

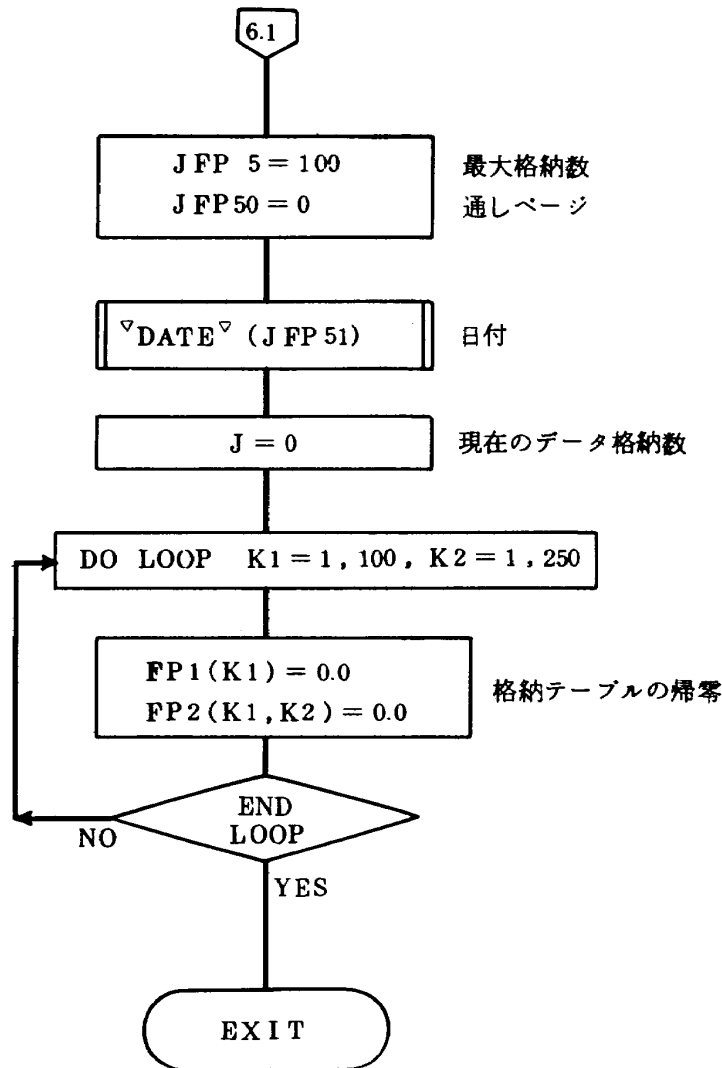


図 7.29 FPOOL1 論理フローチャート (6)

か、あるいは必要に応じて調整して使用する。これらの場合には、レポートライター機能と平行して、グラフルーチンを稼動するようにする。他の評価プログラムについては、中間結果出力用に設けてあるローカル格納領域のデータを、グラフ化するように処理する。

ii) ある単位微小時間内にイベントが連続して起った場合の処理機能を有するようにする。

iii) グラフは縦軸に時間、横軸に数値を取る。

iv) 横軸のスケールは、プログラム内部で自動的に最大値と最小値を決定し、それを基準にして補間により決定する。

v) 最大値および最小値を、外部からでも指定できるようにする。

vi) グラフに表わすパラメータのマーク、サブコメント(見出し、各時間刻み等)は、プログラム内部に準備しておく。しかし、これらをデータカードにより外部からでも指定できる機能を持たせる。この時、外部指定の

方を優先とする。

vii) グラフは、ラインプリンター用紙 1 ページに、最大 4 種類のパラメータを画くようにする。

以上の設計思想に基づいた図形処理の基本的流れを示すと、図 7.31 のようになる。この流れを簡単に説明すると、上位ルーチンで決定された図形処理を行なうデータテーブルの大きさとその内容を、引数形式によって解釈ルーチンへ引き渡す。解釈ルーチンでは外部指定、あるいは内部指定によりパラメータのマーク、サブコメント、グラフのスケール等を決定し、グラフ作成用テーブルを準備する。このテーブルを引数形式により、図形処理ルーチンへ引き渡しグラフを画く。従って以上の処理から、内部指定のマーク、サブコメント等を使用するならば、ユーザーはグラフの組合わせだけをデータカードにより入力すれば、グラフを画くことができる。

(2) 概要

i) 解釈ルーチン

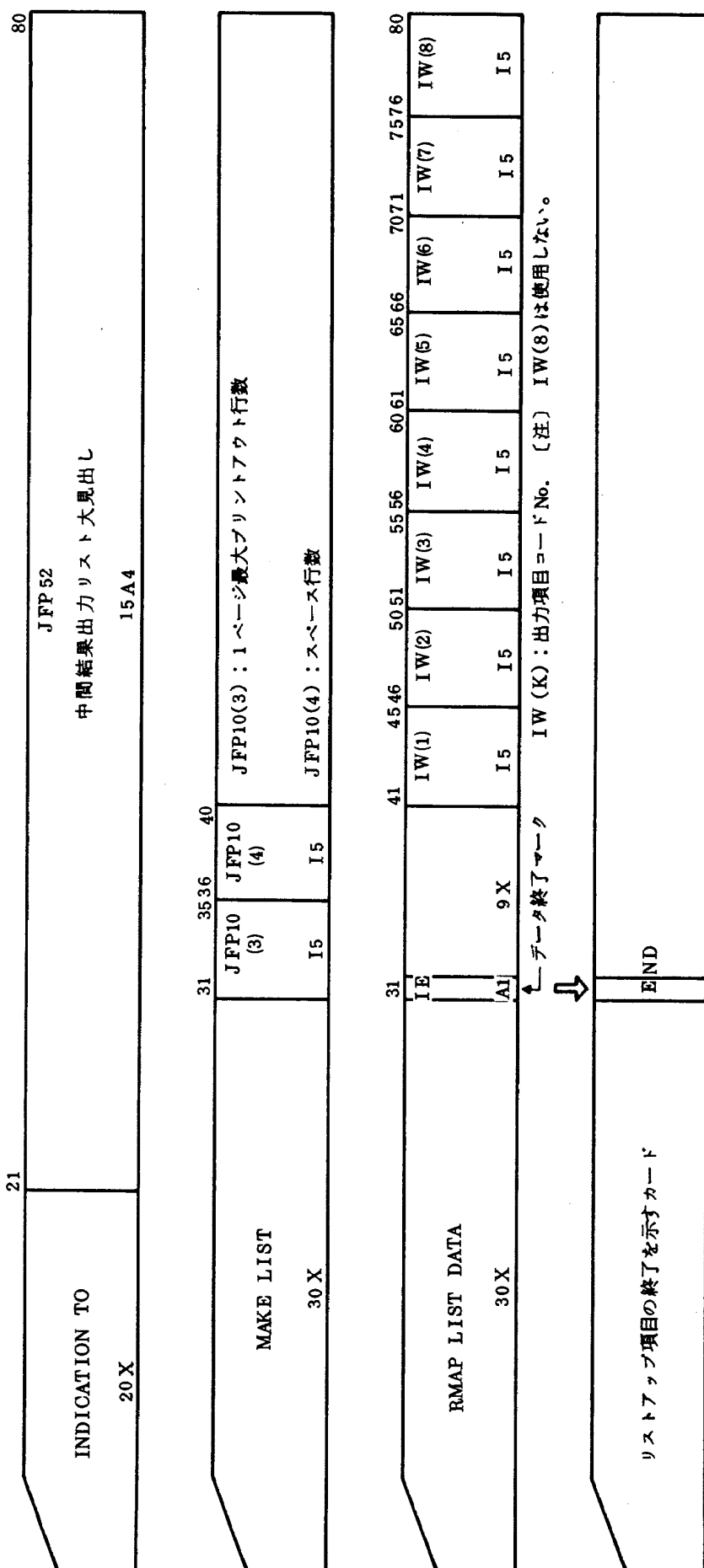


図 7.30 中間結果出力指示データ

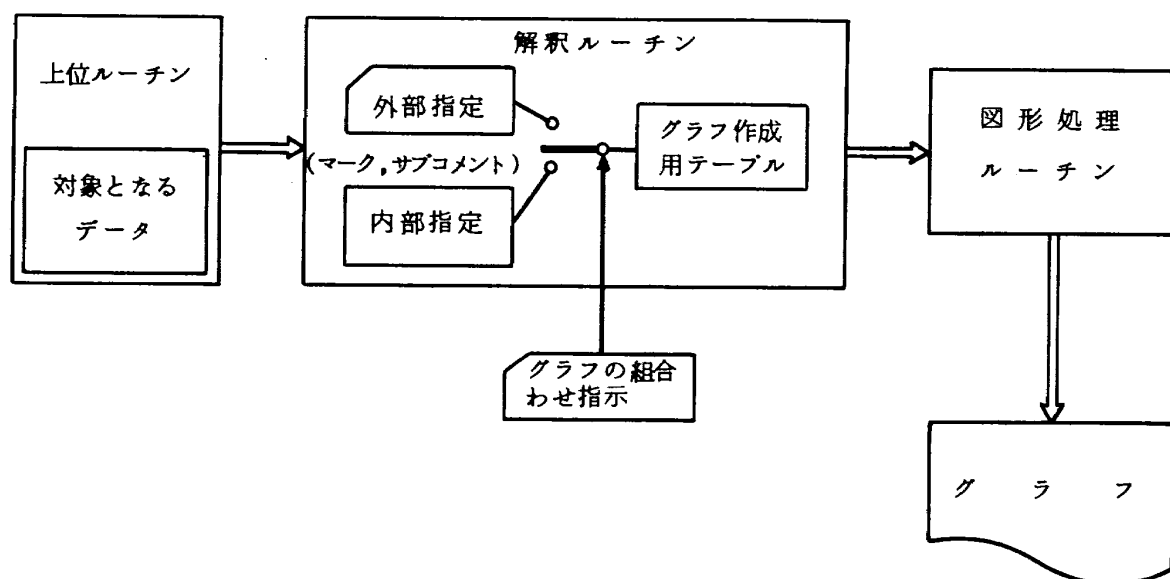


図 7.31 図形処理の基本的流れ

解析ルーチンは「 ∇ INPR ∇ 」と呼ばれ、ユーザーが準備する指示カードの内容を解釈して、グラフ作成に必要なデータ（マーク、サブコメント、グラフのスケール等）を準備する。「 ∇ INPR ∇ 」は、上位ルーチンと図形処理ルーチンとの間のインターフェース的役割を果たし、各データは上位ルーチンより全て引数形式で引き渡される。各々のデータは図 7.32 の様になっている。この中で、中間結果格納テーブルのデータは、全て上位ルーチンでその値を定義しておく必要がある。またグラフ作成用データは「内部指定」として初期値を持っているが、ユーザーがデータカードによりそれらの値を任意に指定することができる。これを「外部指定」と称し、この場合「内部指定」より優先権がある。

ii) 図形処理ルーチン

図形処理ルーチン「 ∇ GRAPH ∇ 」は、「 ∇ INPR ∇ 」で定義された中間結果格納テーブルとグラフ作成用データテーブルの内容を、グラフ入力データテーブルとして受取る。そして、ユーザーがデータカードにより指定したグラフの組合わせを示すグラフ出力指示テーブルに従って図形処理を行なう中間結果をグラフ出力用バッファに転送して、所定のフォーマットに従ってグラフを画く。図 7.33 にグラフ出力データテーブルを示す。

同一時刻にイベントが複数個起こった場合は、プリンターの重ね打ちによって、その時間軸上にイベントの回数分のマークを打出すようにしてある。また、その時刻値の後にイベントが複数回起こったことを表すダブリマークをプリントし、数値出力欄にはその時間における平均値を出力する。

グラフは最高 4 種類のデータを同時に画くことが出来、

出力ラインを 50 行と指定するとラインプリンター用紙 1 ページに丁度納まり、これは B4 版に複写できる大きさとなっている。グラフの出力例は、シミュレーション結果の所で示す。

(3) フローチャート

i) 「 ∇ INPR1 ∇ 」

解析ルーチンの流れはグラフ作成用データの与え方により多少異なるが、基本的には図 7.34 のように表わされる。即ち、処理はグラフ出力指示テーブルを作成する初期設定と、グラフ出力用バッファテーブルを作成してグラフを画く通常処理の 2 つより成る。

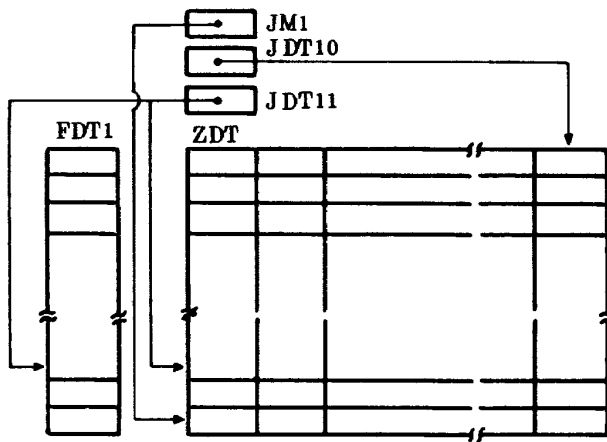
RMAP の解析ルーチンは、その仕様から「 ∇ INPR1 ∇ 」となっており、図 7.35 にその論理フローを示す。

ii) 「 ∇ GRAPH3 ∇ 」

図形処理ルーチンは、処理効率、使い易さ、認識度の向上等の問題から、これまで数回の改修を行ない現在「 ∇ GRAPH3 ∇ 」となっている。

処理体系はグラフ入力データテーブルの情報に基づいて、グラフ出力用バッファテーブルの作成、グラフスケールおよび目盛りの決定、直線補間によるプロットデータの作成、そしてグラフ出力より構成される。これらの処理の中で特に注目する点は、グラフスケールの決定において最大値と最小値がかなり小さい場合、計算機による微少値誤差（ゴミ）が生じるので、これを回避するための処理を含んでいることである。この方法は、最小値の 2 乗がある値（これはユーザーが適当に設定でき、現在 $1.0D-20$ となっている。）の 2 乗より小さい場合には、強制的に最小値 = 0.0 とし、また、最大値が〔最小値 $\times (1.0 \pm 1.0D-7)$ 〕、あるいは $(\pm 1.0D-7)$ の範

中間結果格納テーブル

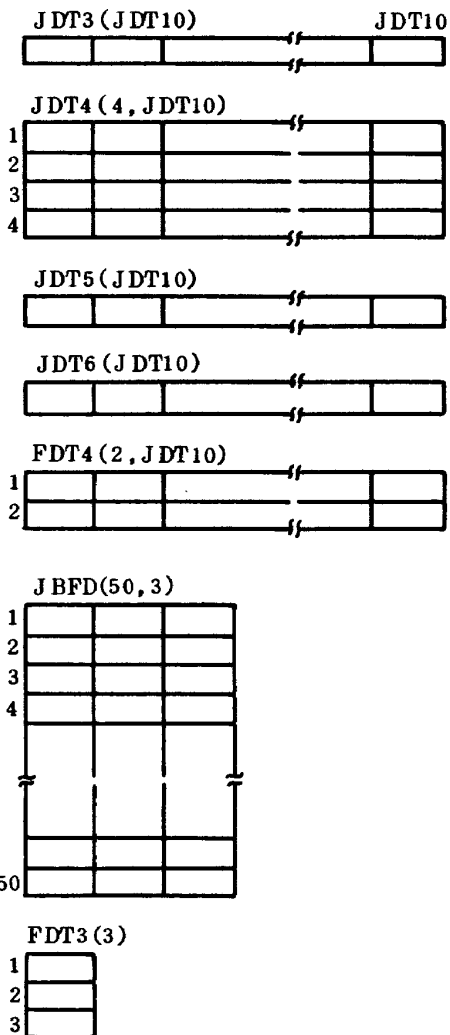


JM1 : 中間結果格納領域の最大数
 JDT10: 格納項目数
 JDT11: 現在の中間結果格納数
 FDT1(JM1): 時間テーブル
 ZDT(JM1, JDT10): 中間結果格納テーブル

〔注〕

以上のパラメータは上位ルーチンにおいてその値を定義する。

グラフ作成用データテーブル



JDT3 : 単位表コードポインタ
 (初期値 全て1; 無次元)

JDT4 : グラフ項目見出し
 (初期値 全て空白)

JDT5 : 項目別マーク
 (初期値 1~9, A~Zの種類がある)

JDT6 : スケール表示
 (初期値 全て0; 自動的にスケール決定)

FDT4 : スケール値
 (初期値 全て0.0)

JBFD : 単位表
 (初期値 全て空白)

FDT3 : サブコメント値
 (初期値 全て0.0)

〔注〕

以上のパラメータの初期値は「内部指定」として用いられる。

図 7.32 図形処理用データテーブル模式図 (1)

グラフ出力用バッファテーブル

FBF1 (JM1)				JM1

FBF1 : 時刻のバッファテーブル

FBF2 (4, JM1)				
1				
2				
3				
4				

FBF2 : 中間結果のバッファテーブル

DBL (4, JM1)				
1				
2				
3				
4				

DBL : 多重処理データ領域

処理指示信号

JFLOW

JFLOW = 10 番台 : 初期設定

= 20 番台 : 通常処理

図 7.32 図形処理用データテーブル模式図 (2)

囲にある場合には、最大値=最小値としていることである。

次にグラフの目盛りは、最大値と最小値の間を次式を用いて 5 分割し、更にその 1 目盛りを 20 等分に細分割している。

$$a_n = \text{最小値} + \frac{(\text{最大値} - \text{最小値})}{5} \times n \quad (7.1)$$

ただし、 $n = 1, 4$

プロットデータは次のようにしてその位置を求めている。最小値と最大値の間は 100 等分されているので、直線補間によってその位置を整数で表わし、時刻に従ってラインプリンター用紙上に出力していく。直線補間は次のような式によって行なっている。

$$MLW = (100.0 - 1.0) \frac{(\text{現在の値} - \text{最小値})}{(\text{最大値} - \text{最小値})} + 1.0 + 1.0D-7 \quad (7.2)$$

ここで右辺最後の項は、計算機によってその値を整数化する時に生じる誤差を補正するためのものである。また、最大値と最小値の差が微小な場合と $MLW < 1$ の場合には $MLW = 1$ とし、 $MLW > 100$ の時には $MLW = 100$ としている。以上の処理の論理フローを図 7.36 に示す。

(4) 入力データ

図形処理に対する入力データは、先にも述べているように「内部指定」データを用いるか否かによって異なる

が、最低限図 7.37 に示すデータ（メインデータ）を用意する必要がある。メインデータの終了を示すには、31 カラムから「END」とパンチしたカードを用意する。サブコメント、サブコメント値、マーク、スケール等のデータを「外部指定」で定義する場合には、図 7.38 のようなフォーマットに従ってデータ（サブデータ）を用意する。サブデータは、ユーザーの設定方法により何通りものを与え方があるが、いずれにせよサブデータの終了は 26 カラム目から「FIN」とパンチしたカードによって示される。

7.4.8 その他の管理ルーチン

これまで詳細に述べた管理ルーチンの他に幾つかあるので簡単に説明する。

(1) ▽INITIA▽

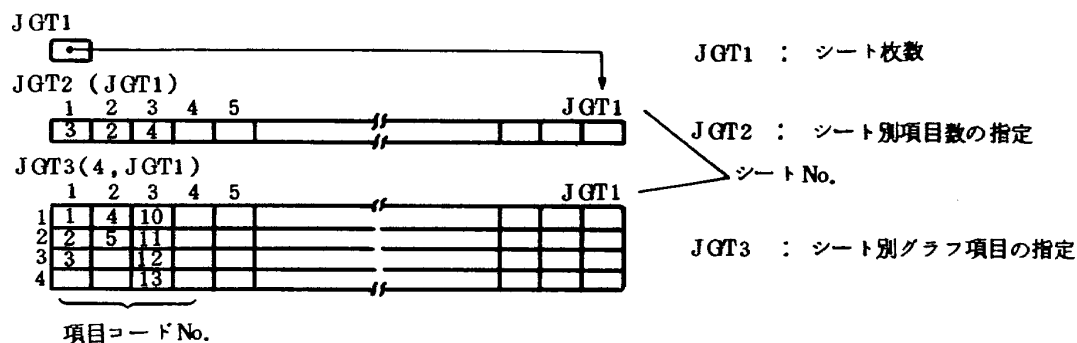
このルーチンは全てデータ文より構成されていて、次のパラメータの初期定義と帰零を行なう。

- ① EVENT COMMAND TABLE を形成するパラメータ（特に、イベント発生予定表；IECT2 については、シミュレーションの所でその例を示す。）
- ② 推力データパラメータ（帰零のみ）
- ③ 機体データパラメータ（帰零のみ）
- ④ 空力データパラメータ（帰零のみ）
- ⑤ 中間結果出力用パラメータ（1 例は図 7.27 参照）

(2) ▽INVEST1▽

7.3 の出力形式でも少し述べたが、▽INVEST1▽は、

グラフ出力指示テーブル



グラフ出力用バッファテーブル

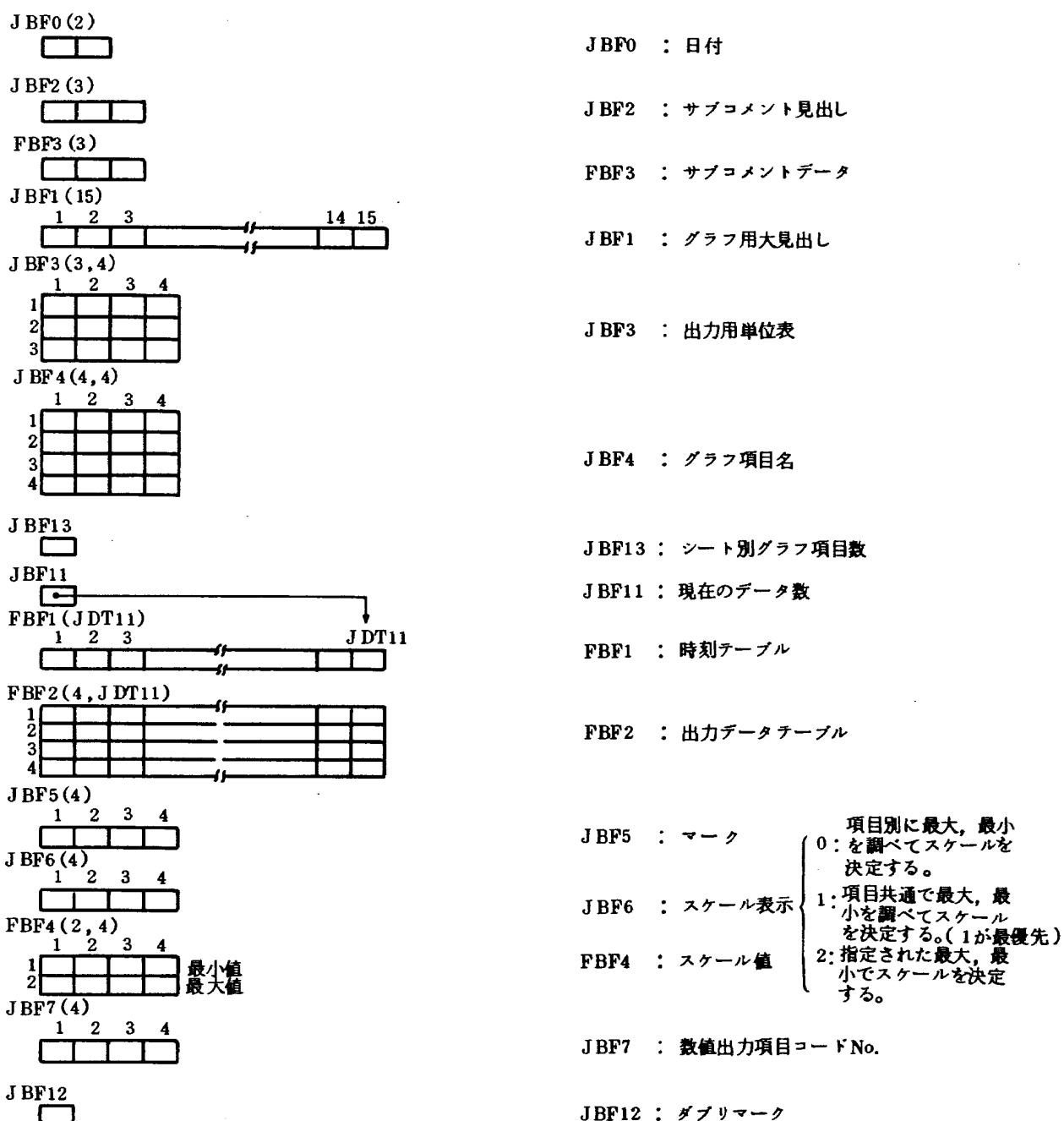


図 7.33 グラフ出力データテーブル模式図

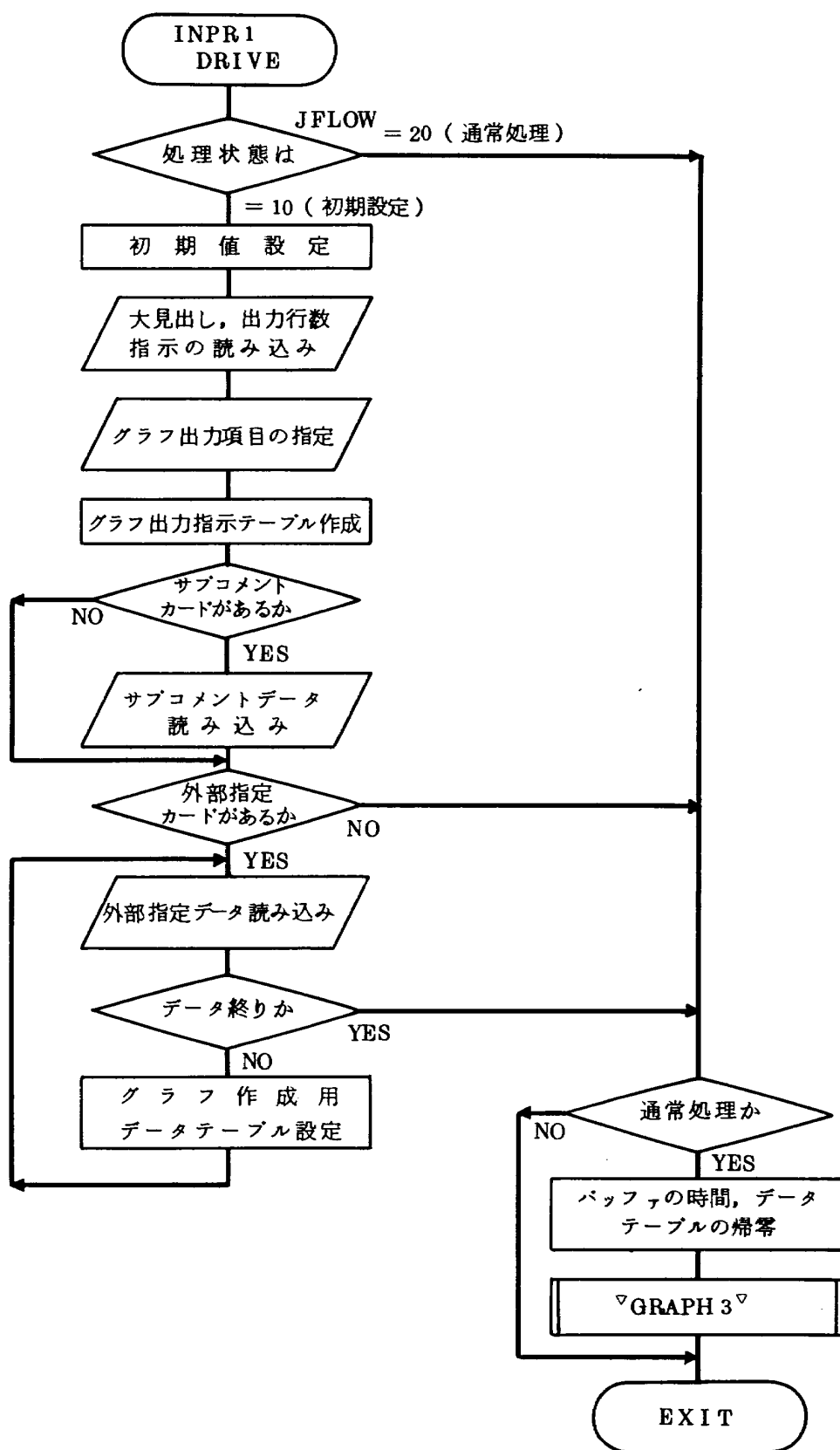


図 7.34 INPR1 稼動フローチャート

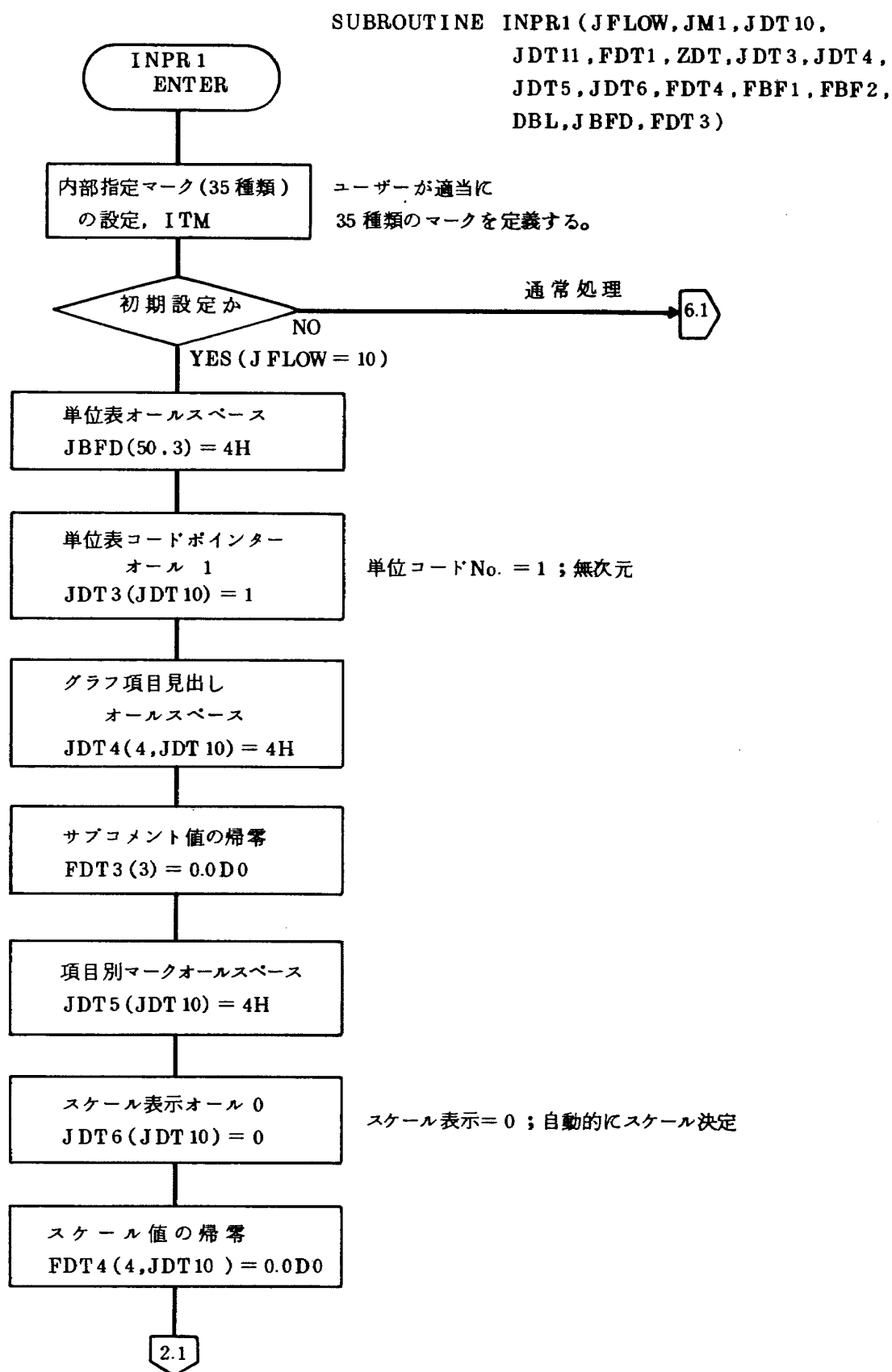


図 7.35 INPR1 論理フローチャート (1)

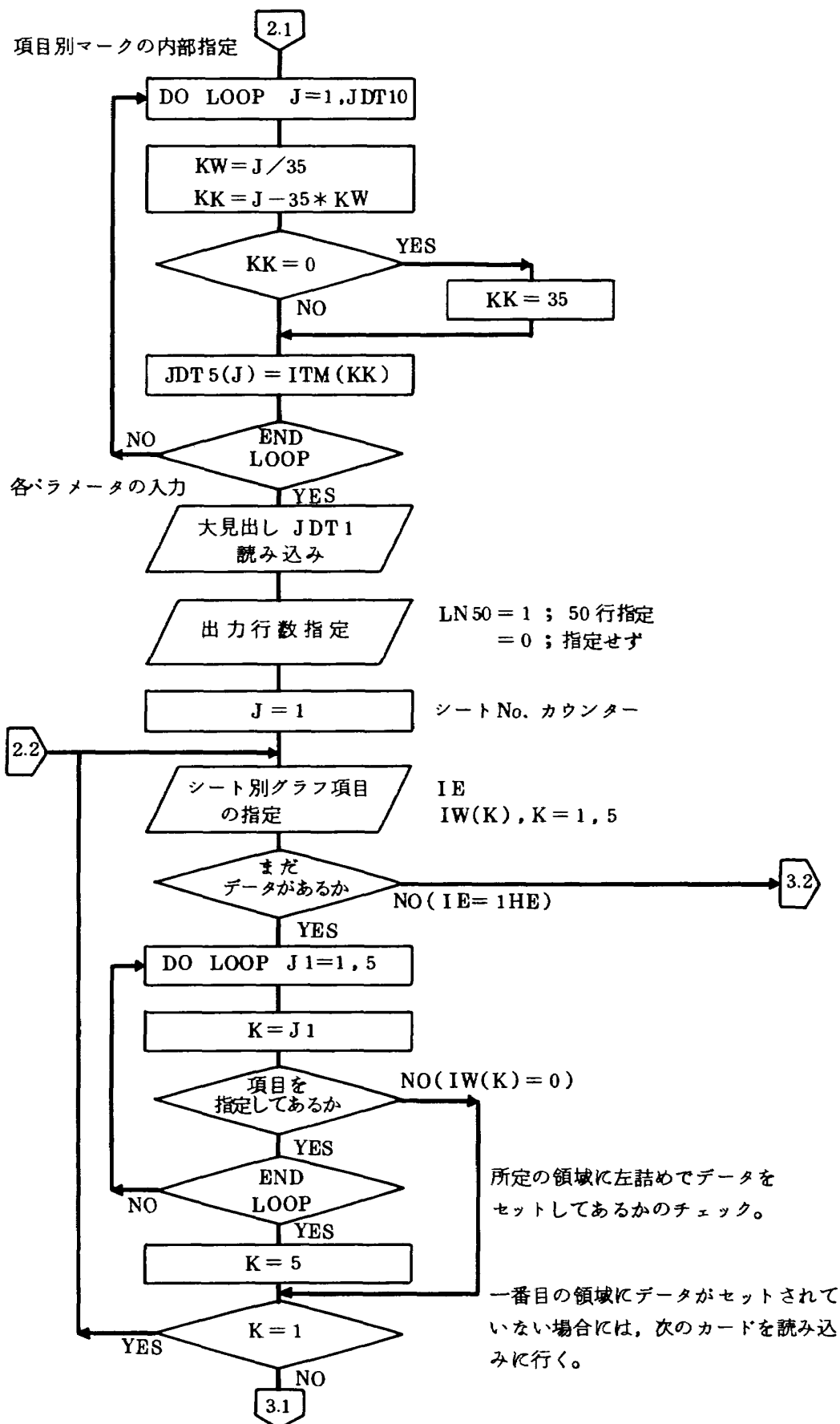


図 7.35 INPR1 論理フローチャート (2)

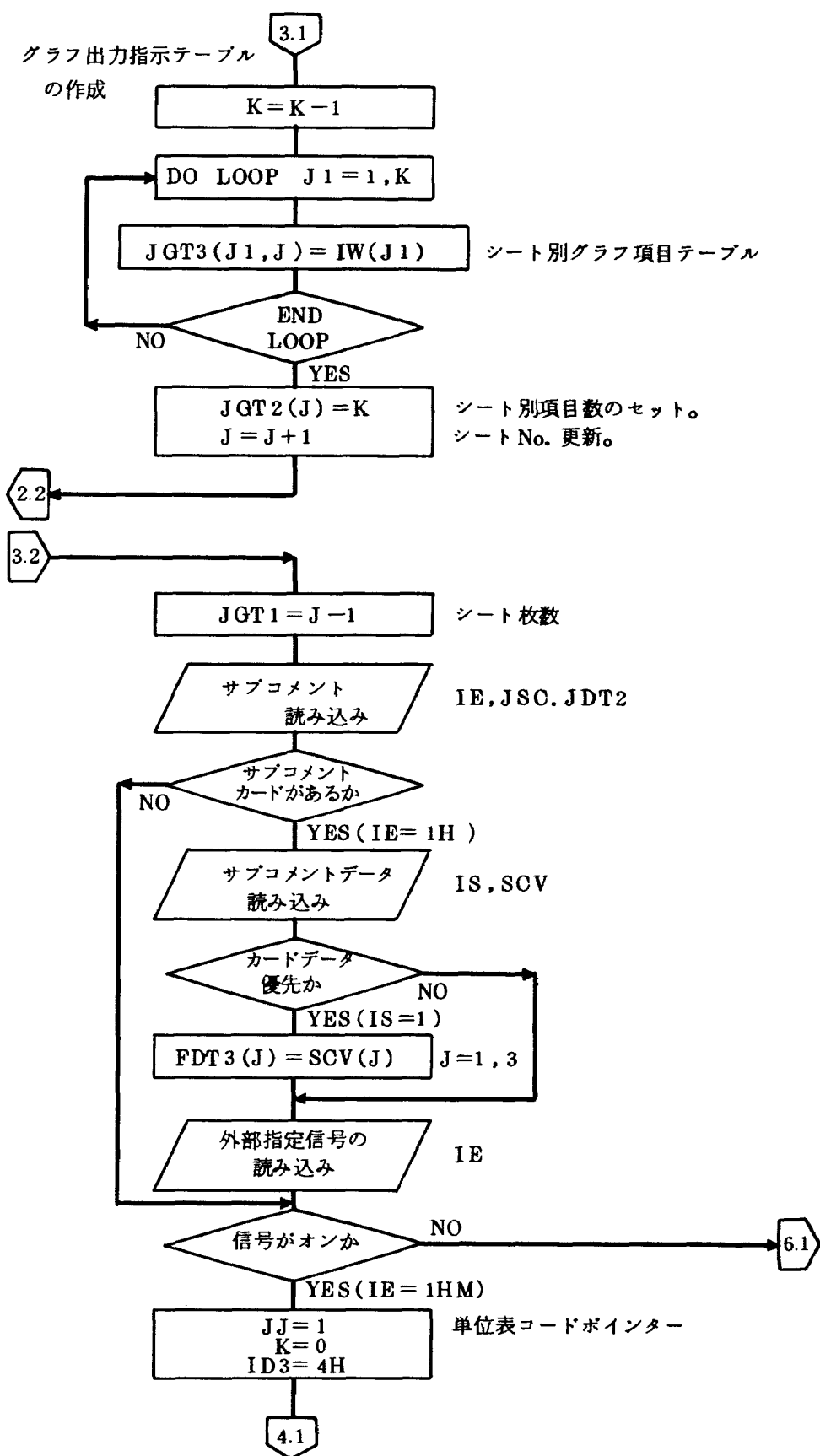


図 7.35 INPR1 論理フローチャート (3)

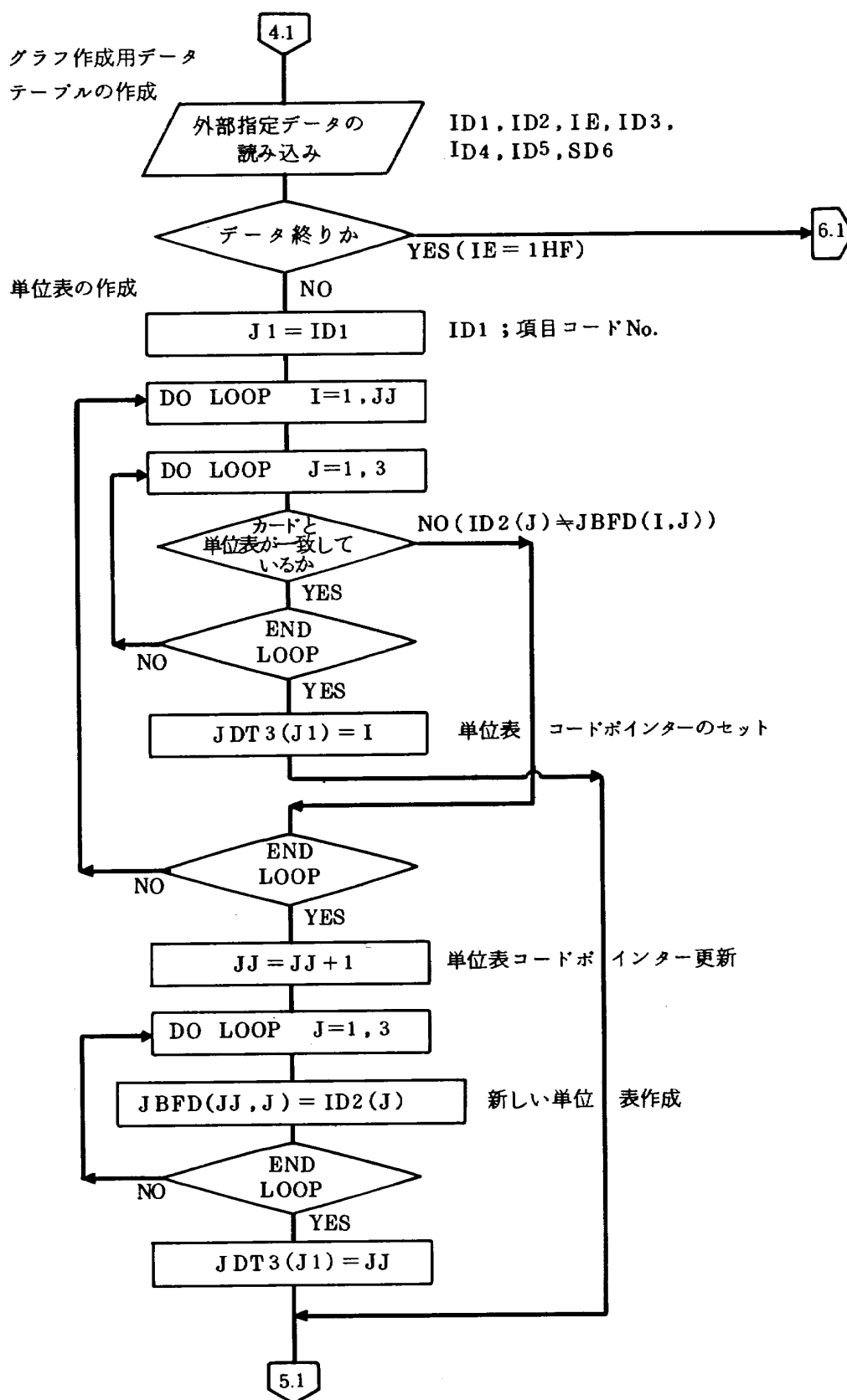


図 7.35 INPR1 論理フローチャート (4)

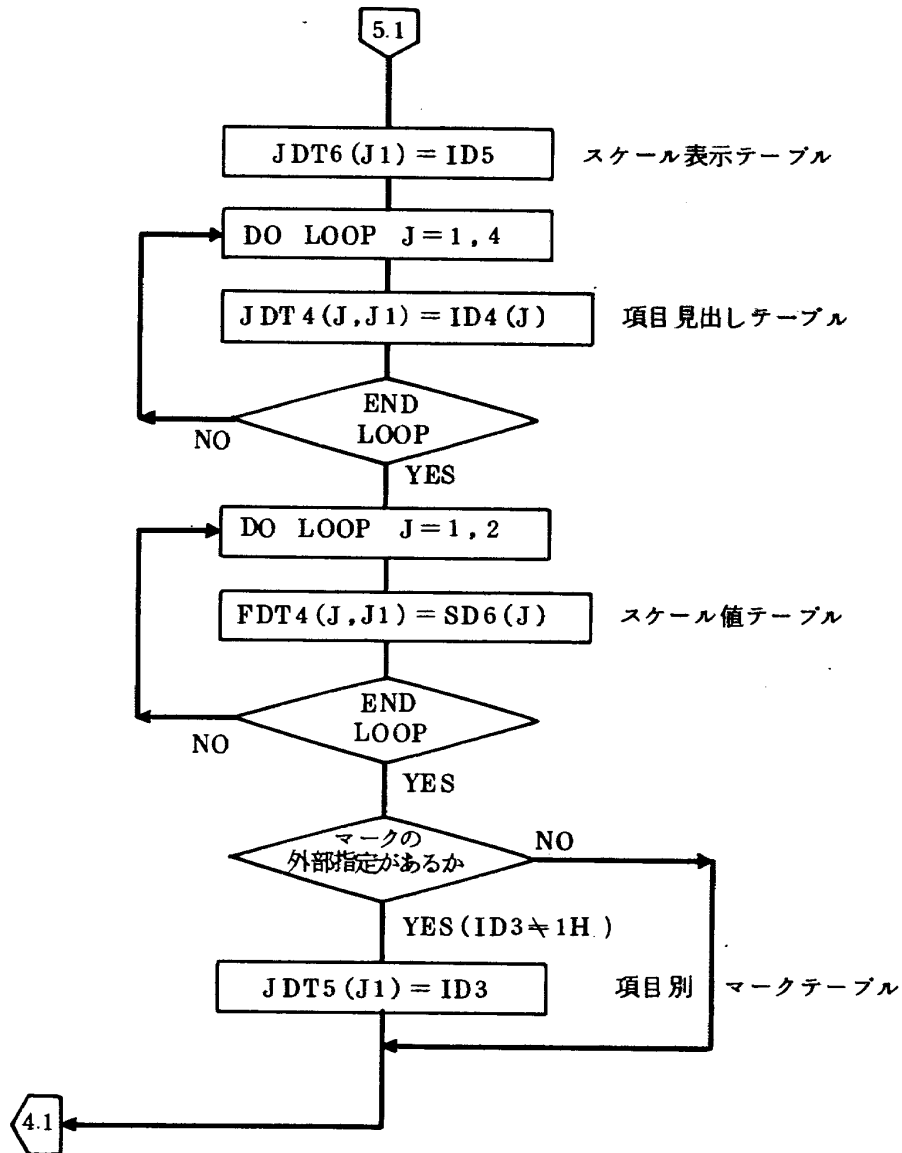


図 7.35 INPR1 論理フローチャート (5)

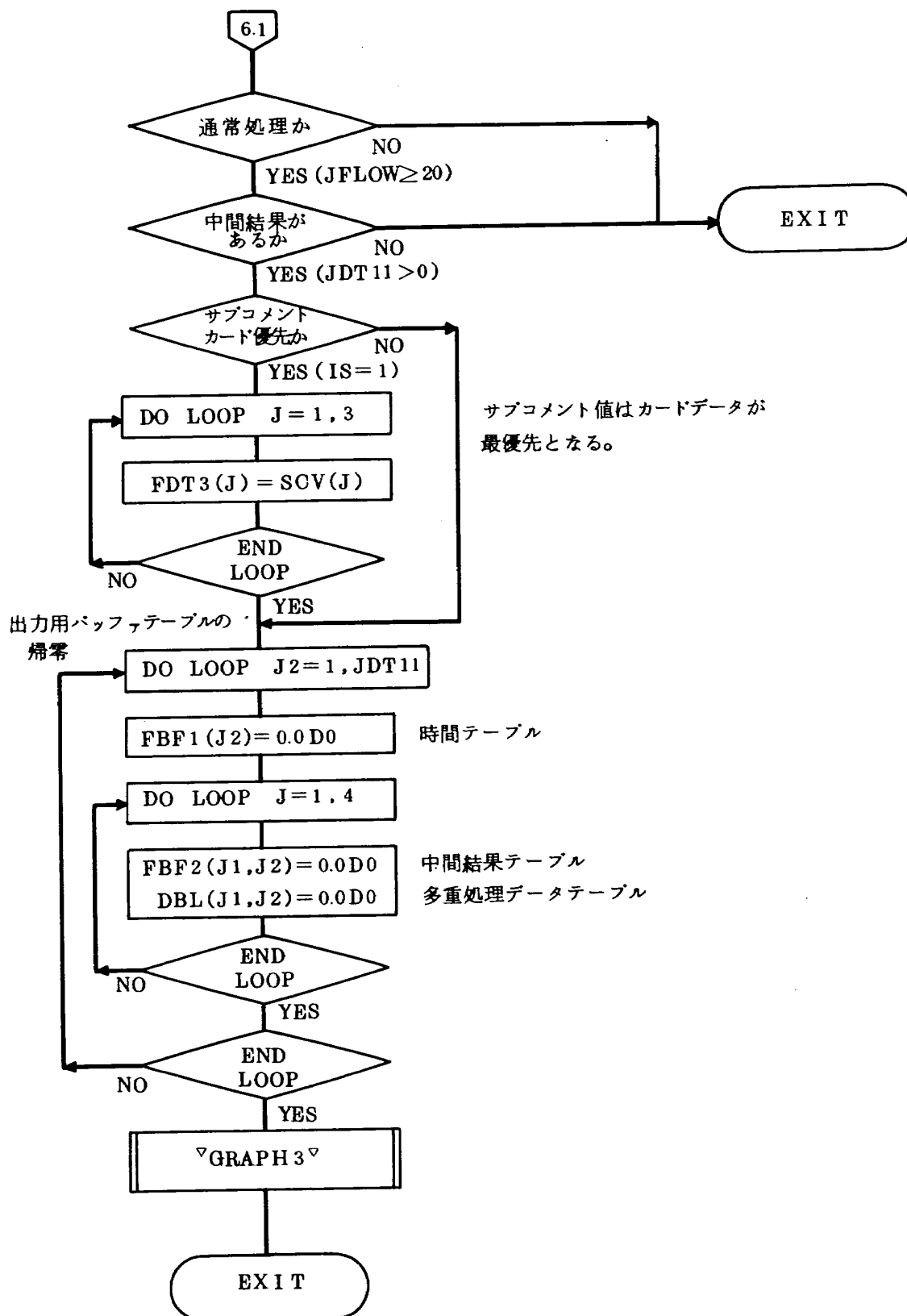


図 7.35 INPR1 論理フローチャート (6)

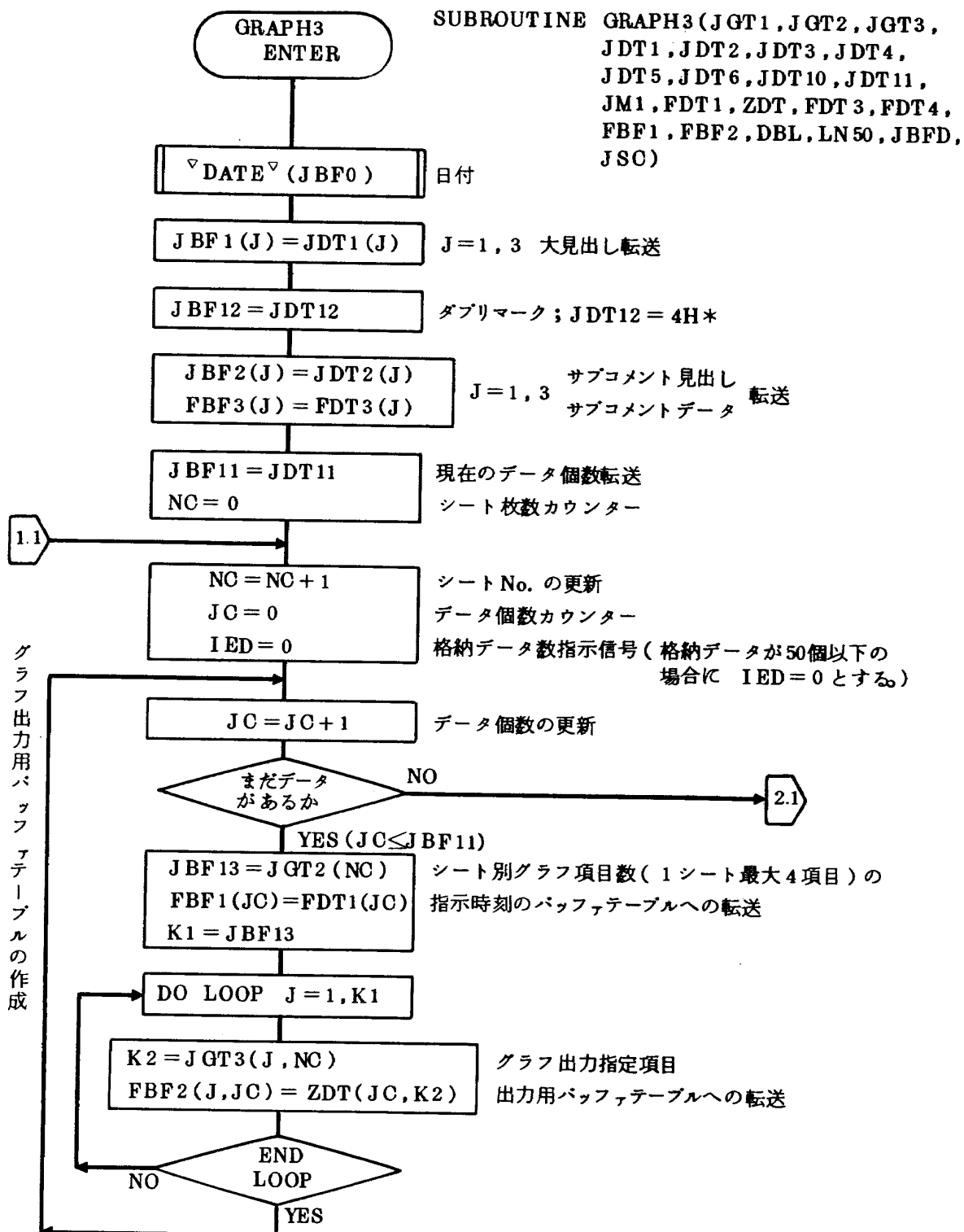


図 7.36 GRAPH3 論理フローチャート (1)

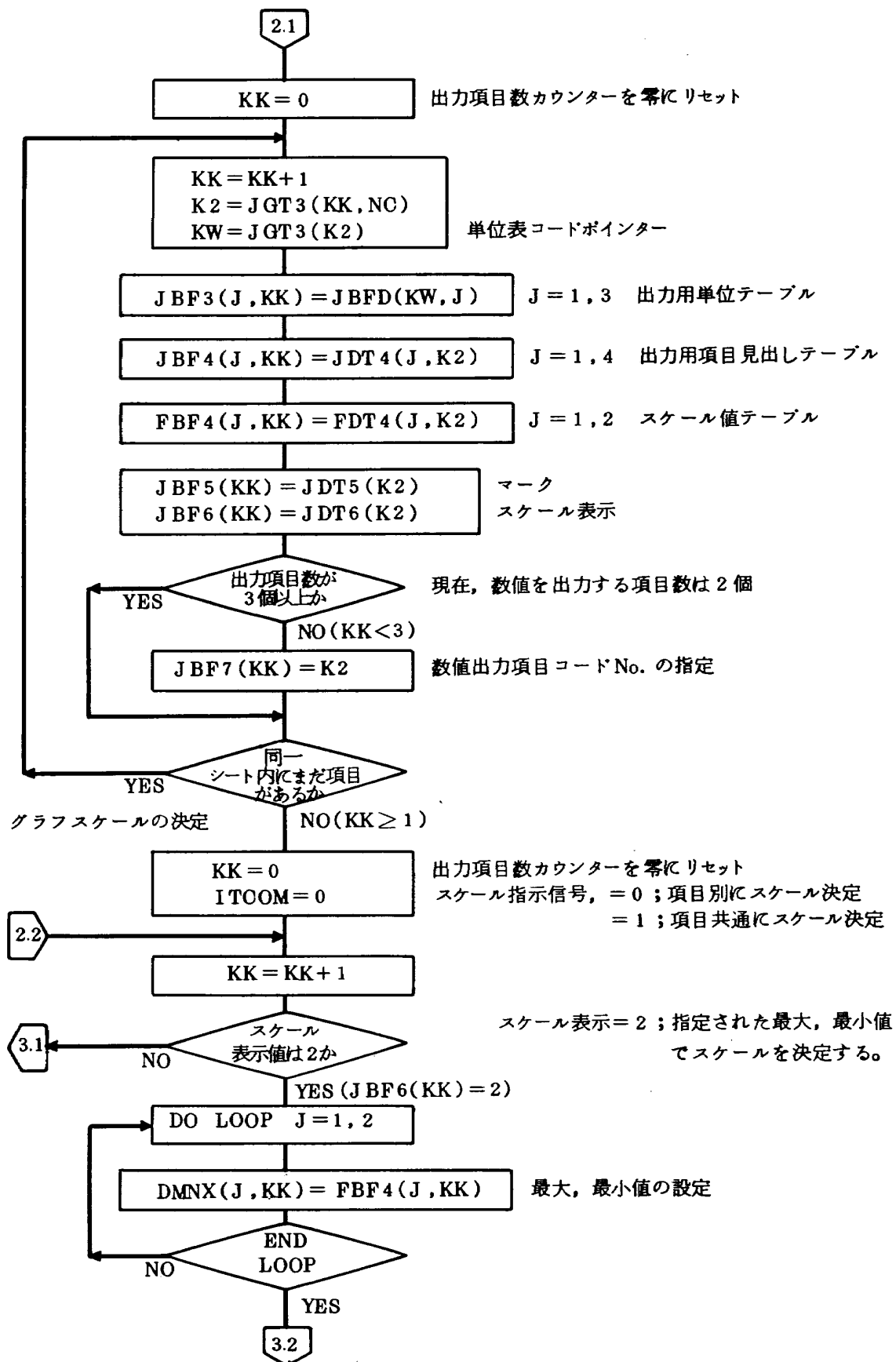


図 7.36 GRAPH3 論理フローチャート (2)

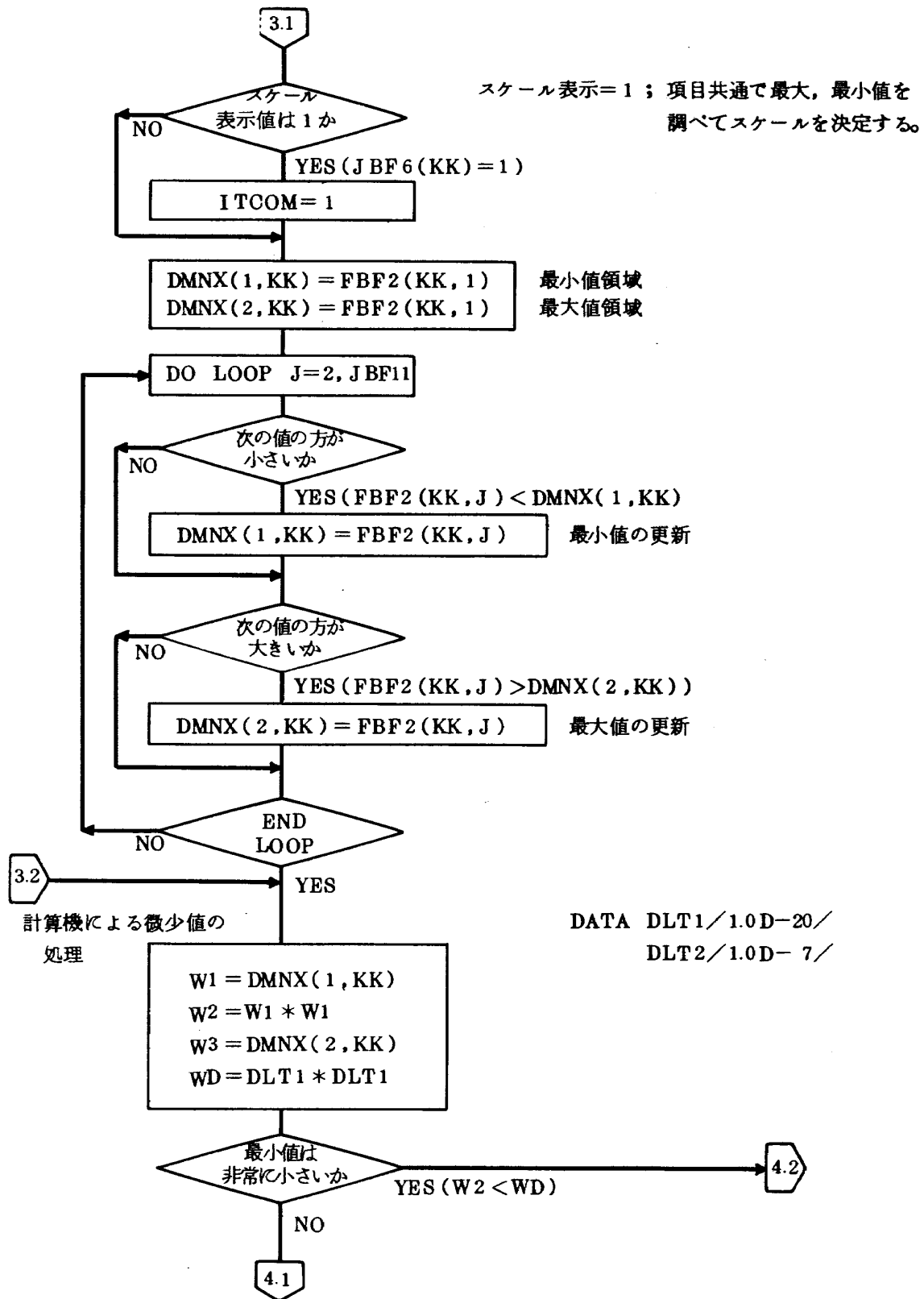


図 7.36 GRAPH3 論理フローチャート (3)

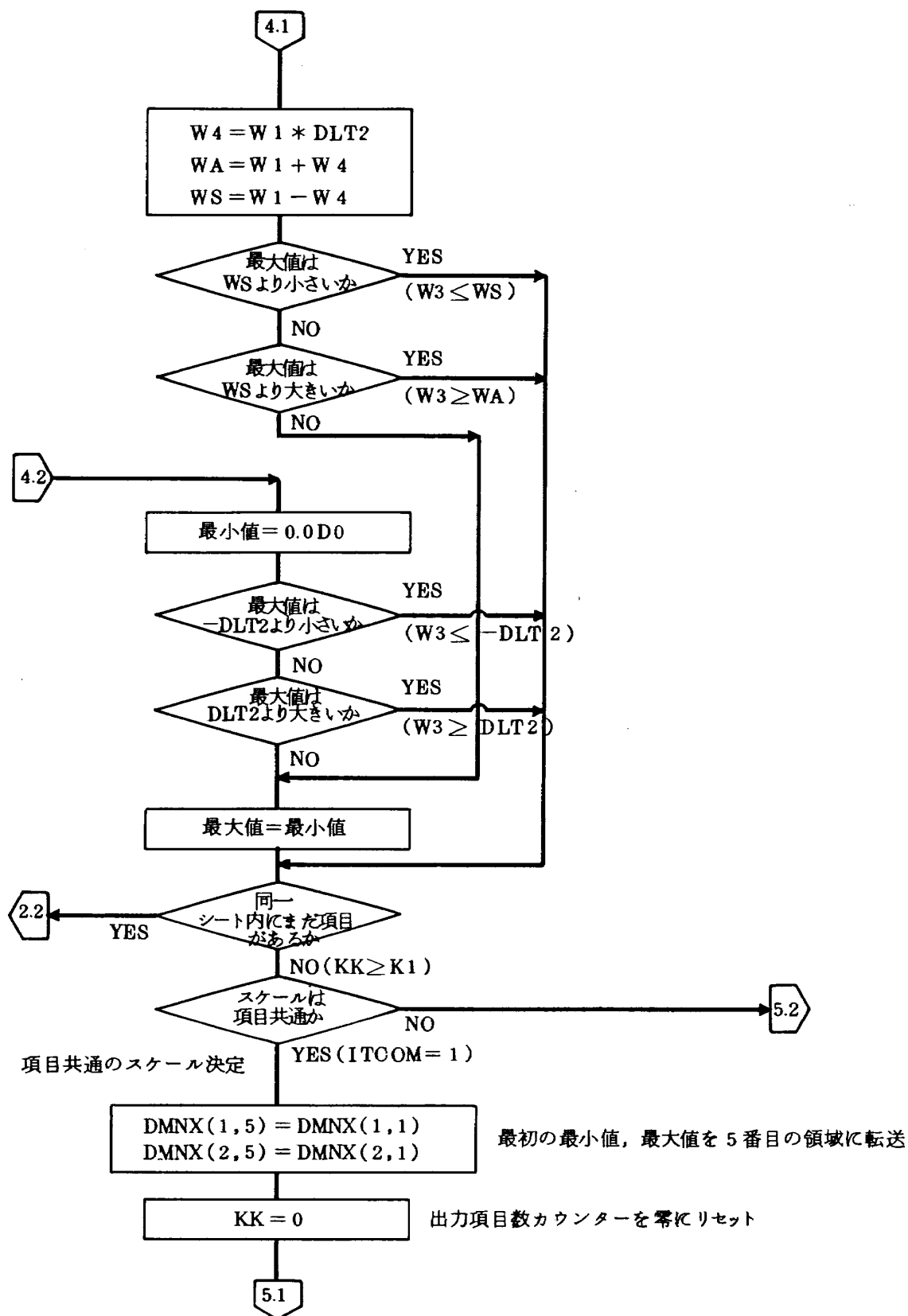


図 7.36 GRAPH3 論理フローチャート (4)

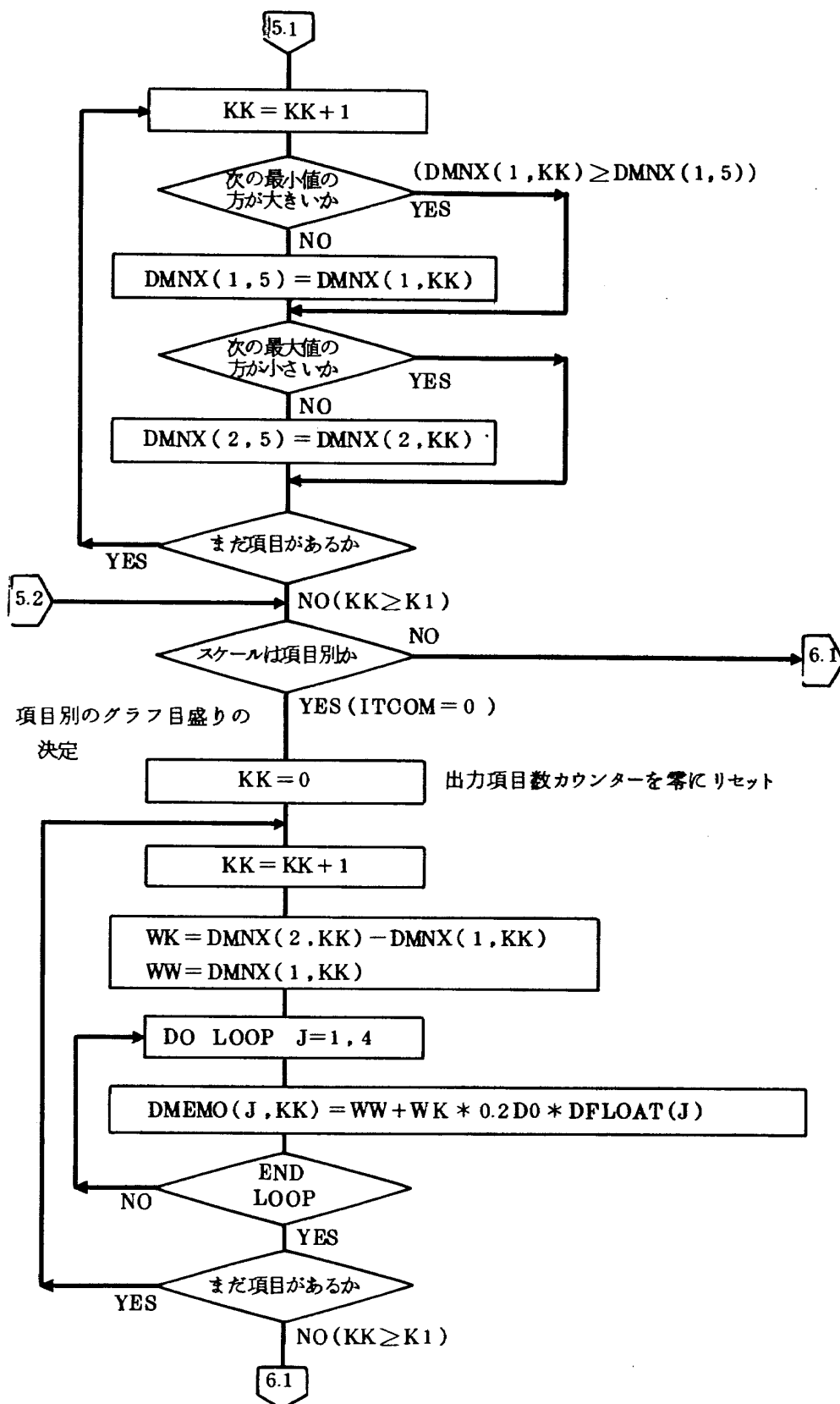


図 7.36 GRAPH3 論理フローチャート (5)

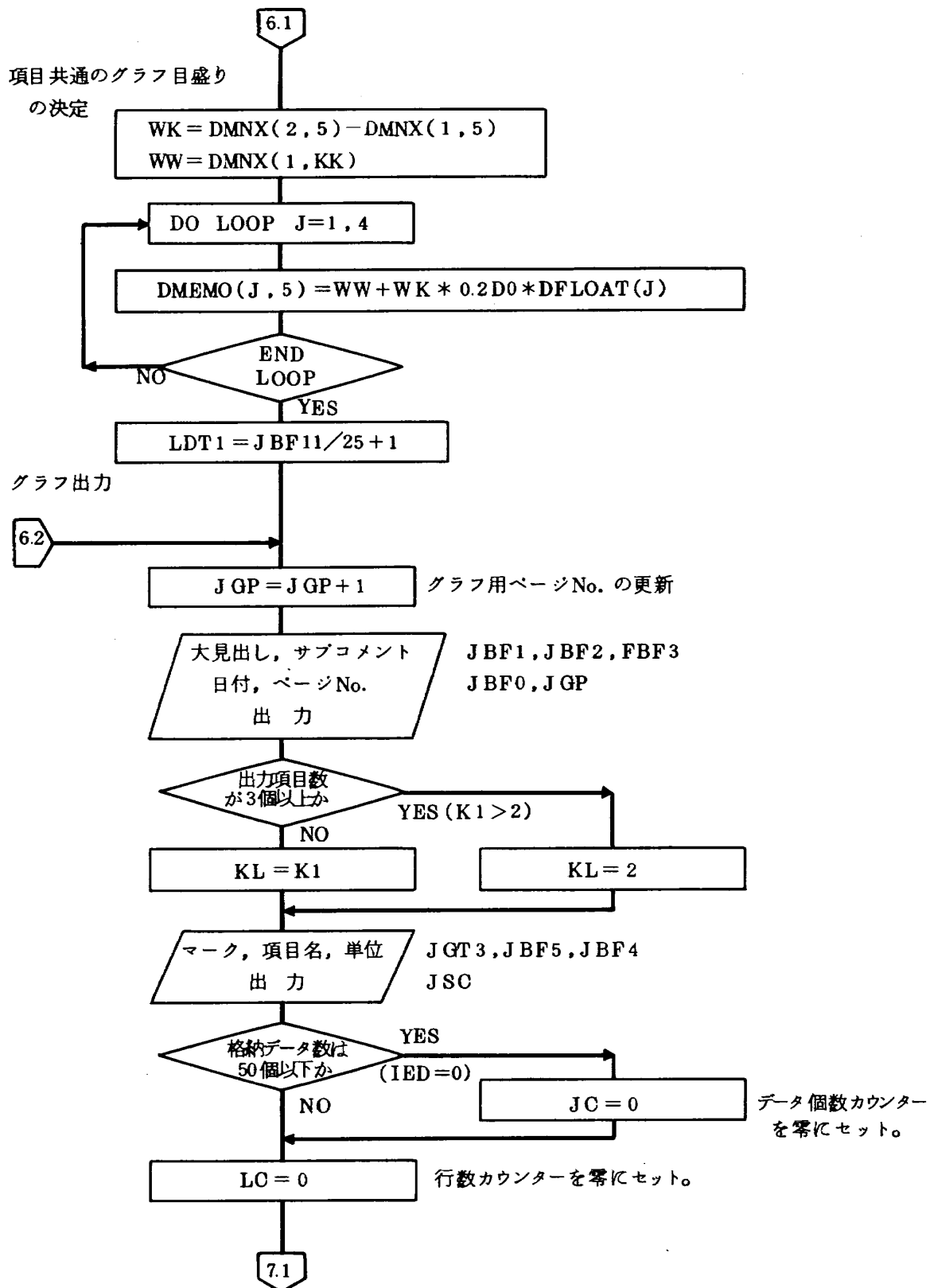


図 7.36 GRAPH3 論理フローチャート (6)

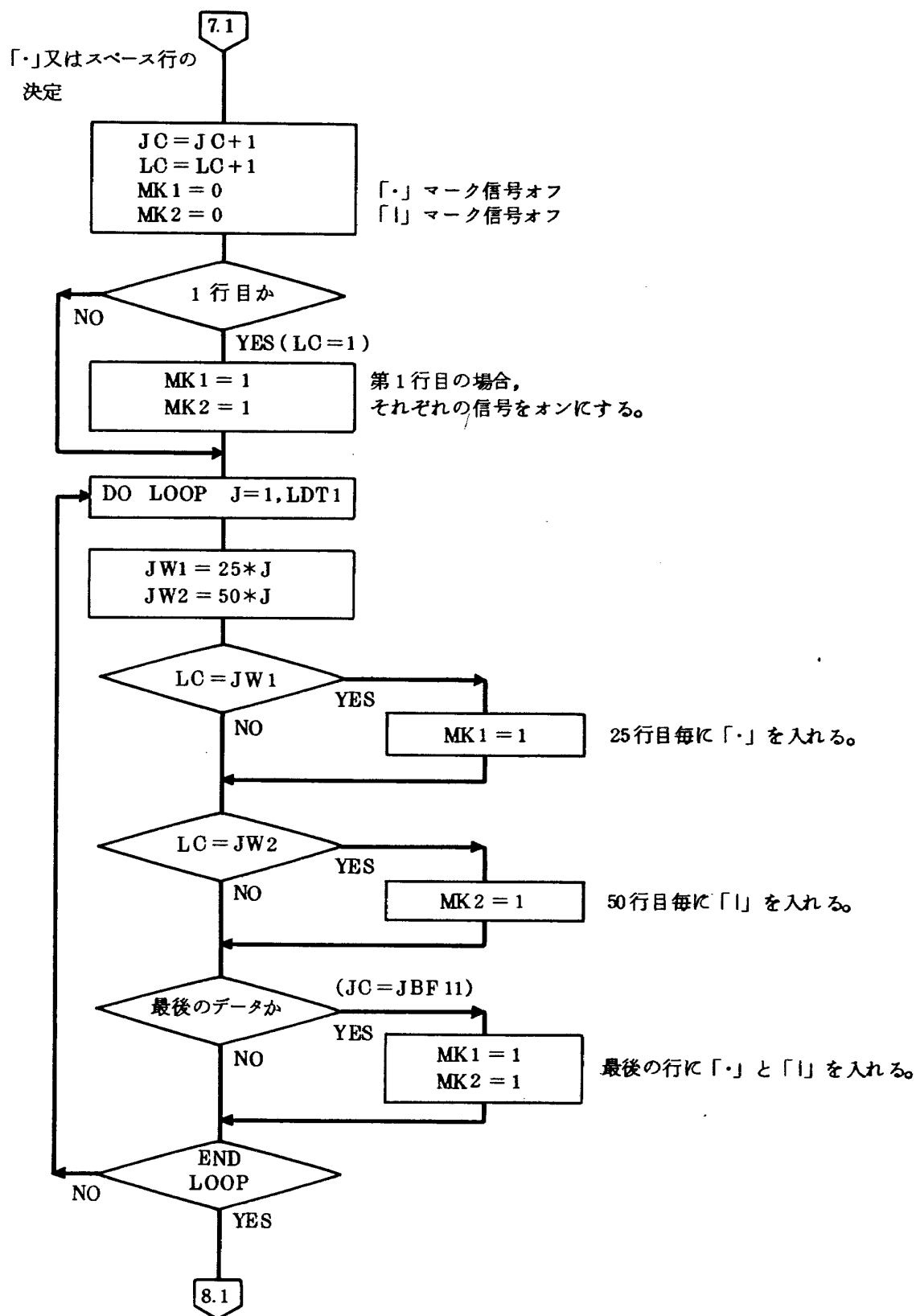


図 7.36 GRAPH3 論理フローチャート (7)

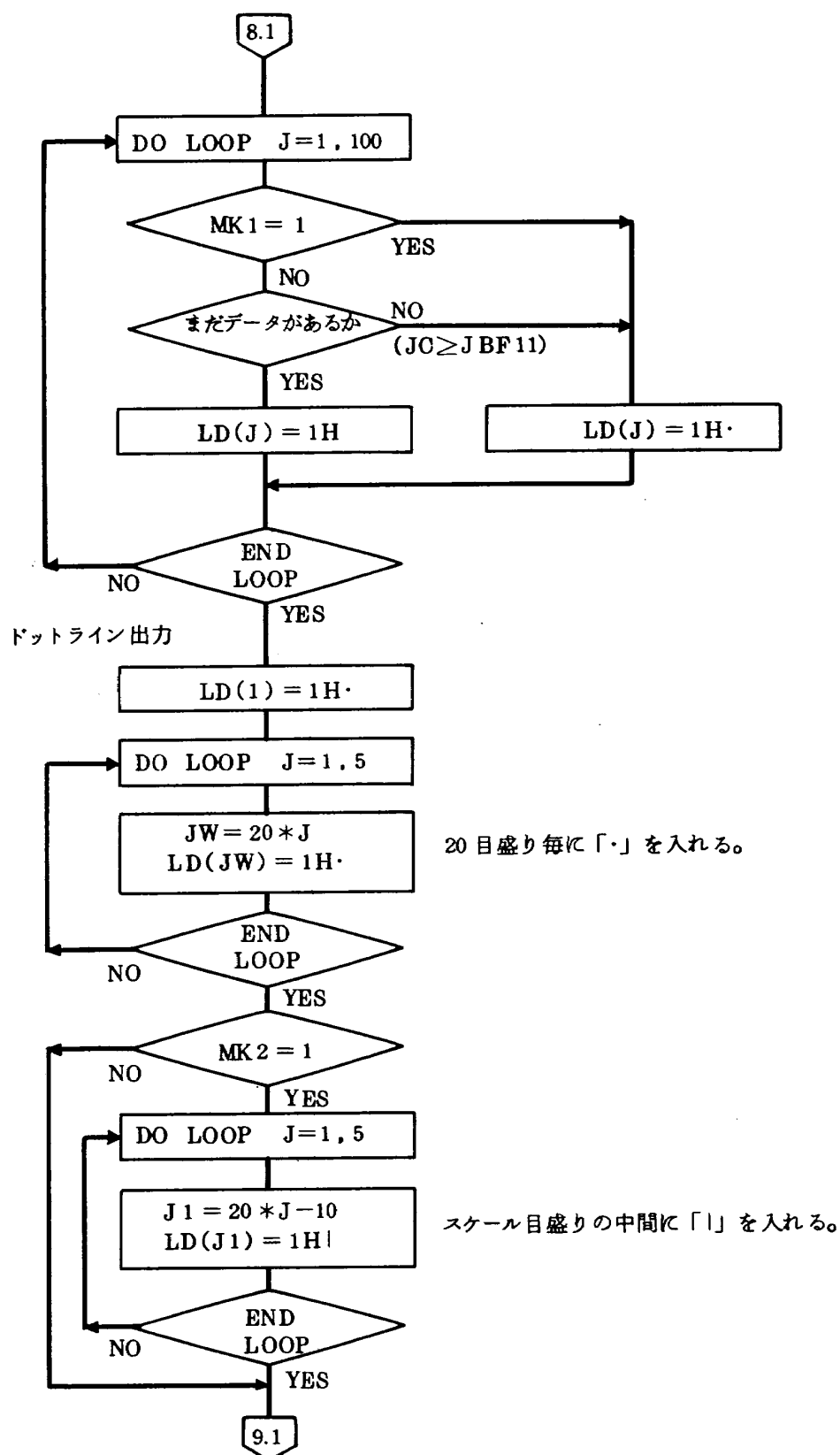


図 7.36 GRAPH3 論理フローチャート (8)

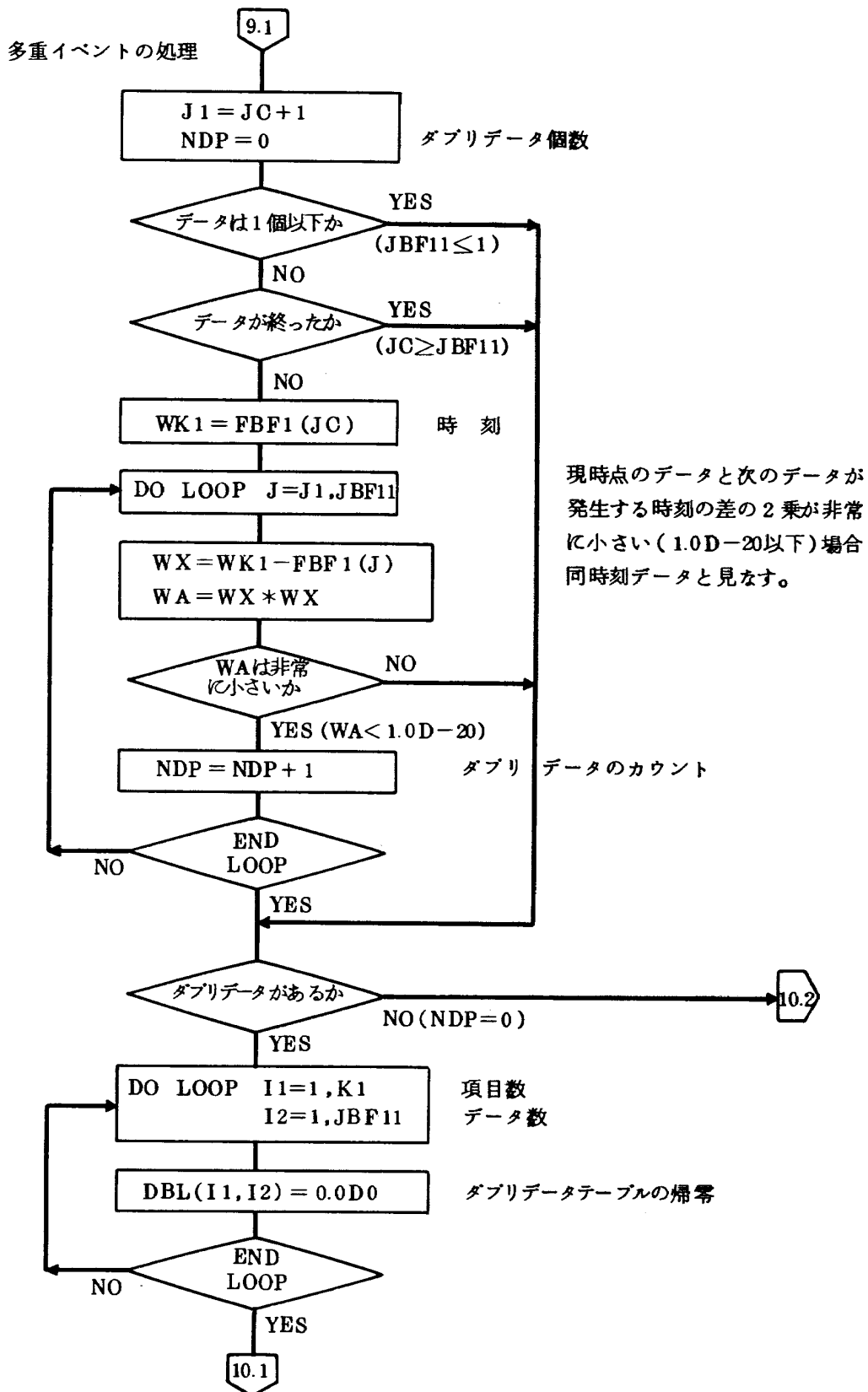


図 7.36 GRAPH3 論理フローチャート (9)

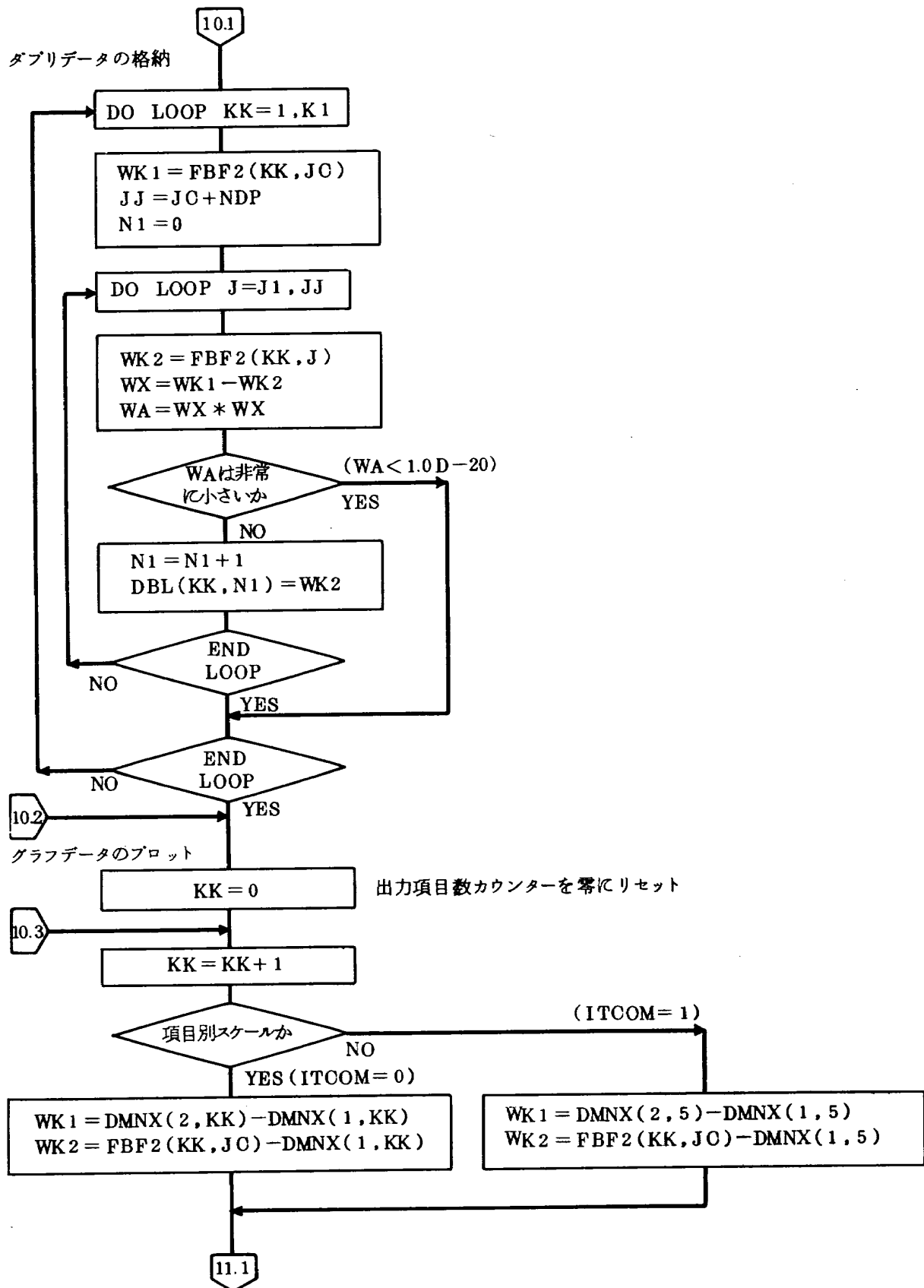


図 7.36 GRAPH3 論理フローチャート (10)

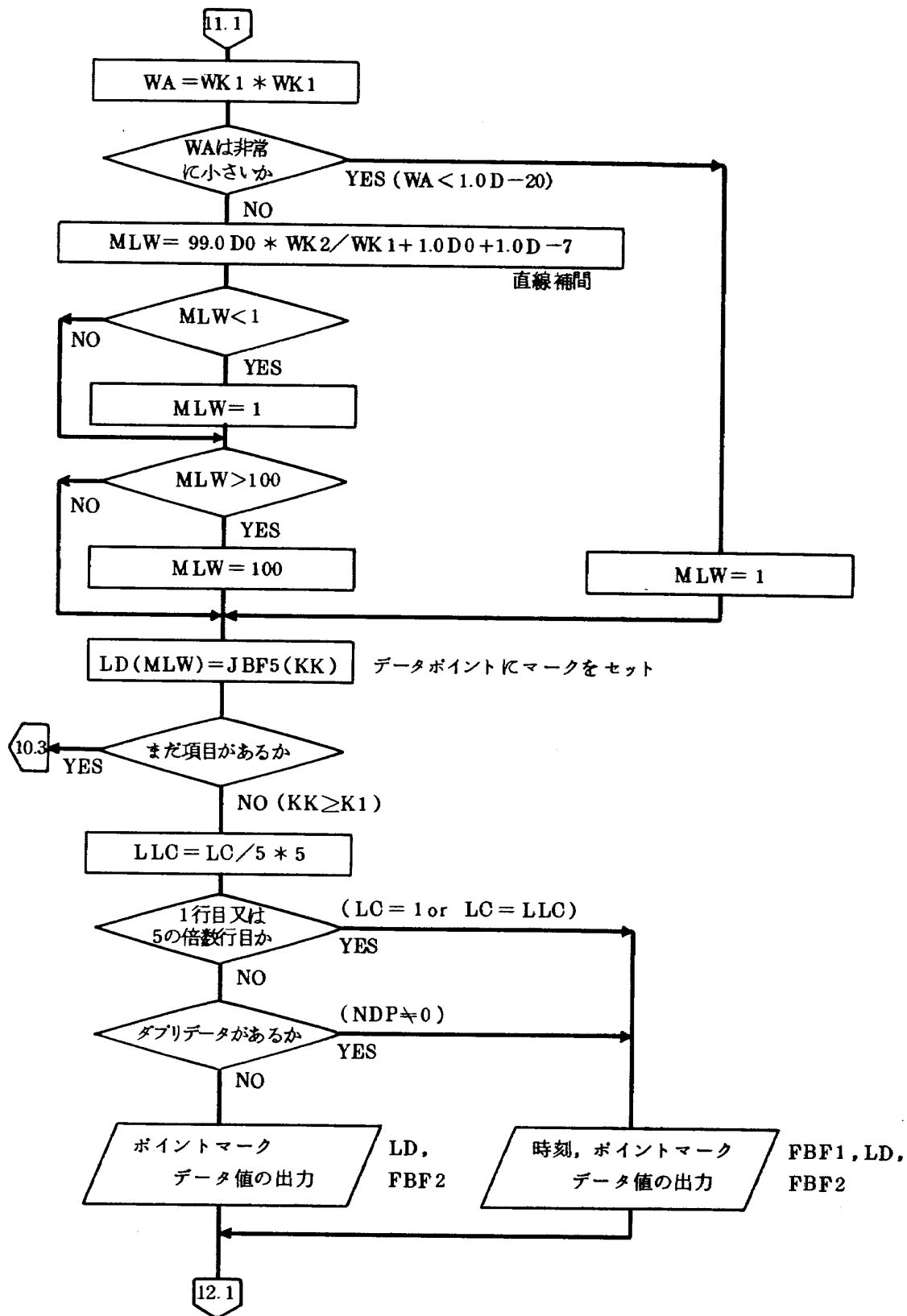


図 7.36 GRAPH3 論理フローチャート (1)

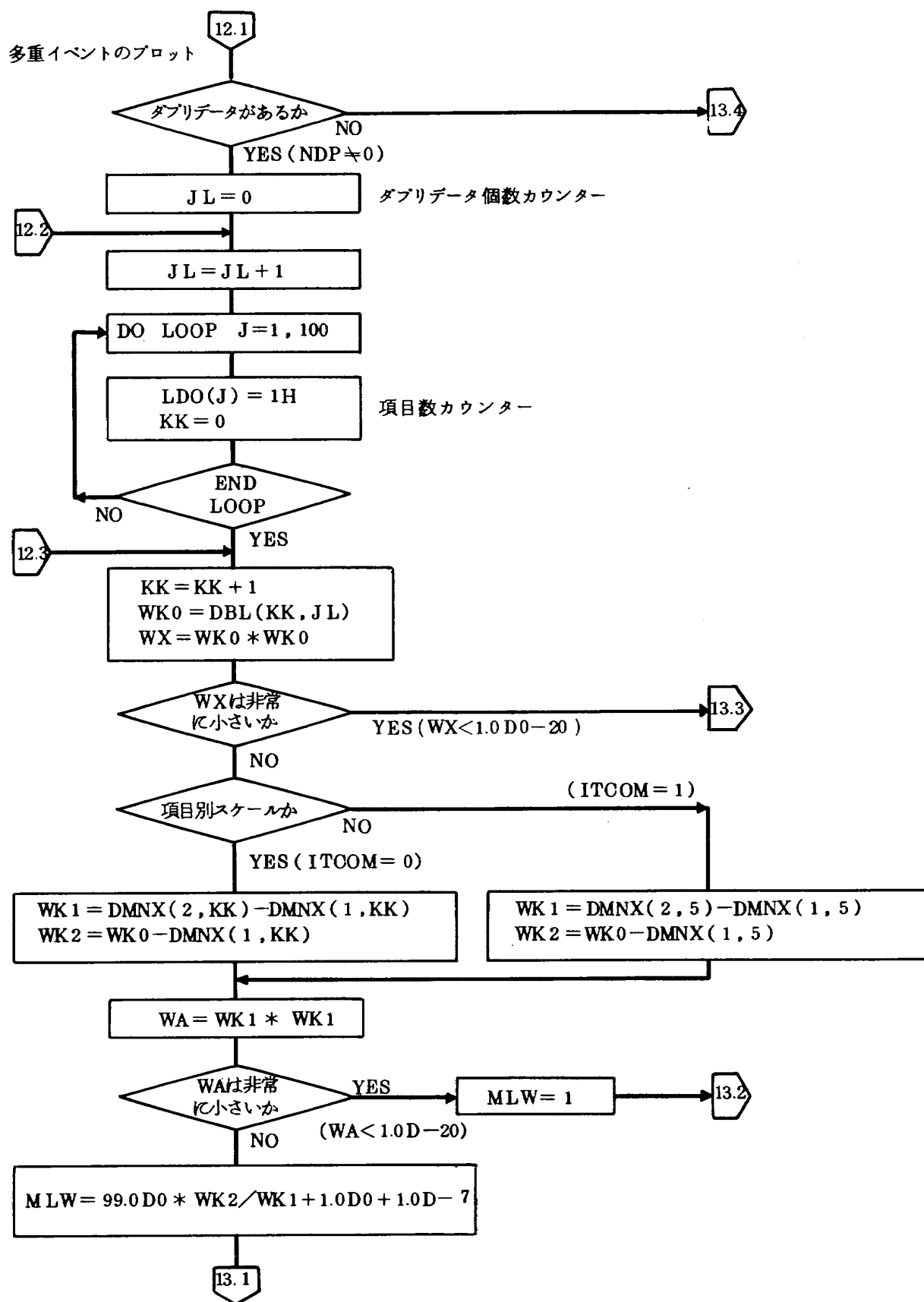


図 7.36 GRAPH3 論理フローチャート (12)

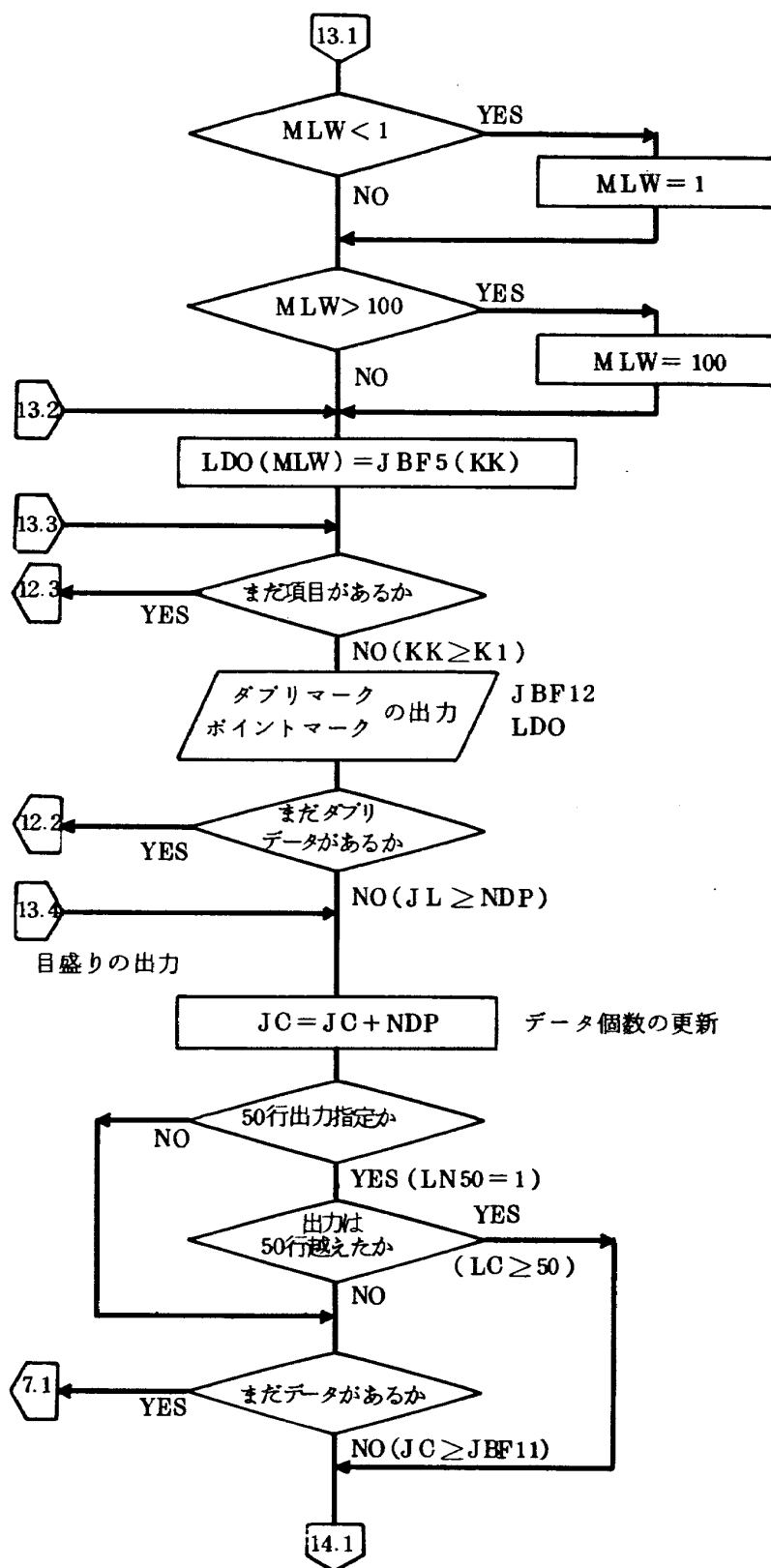


図 7.36 GRAPH3 論理フローチャート (13)

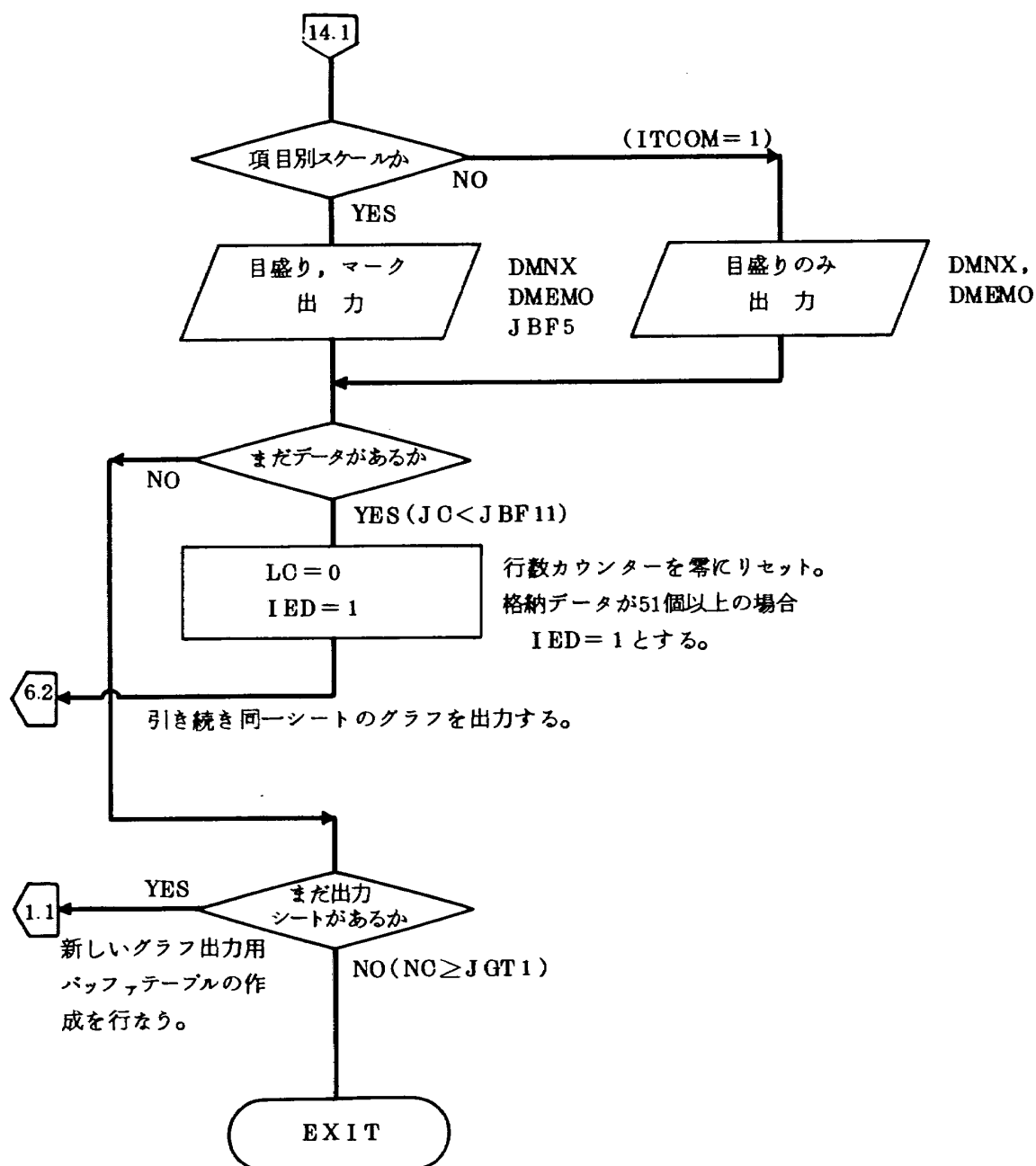


図 7.36 GRAPH3 論理フローチャート(14)

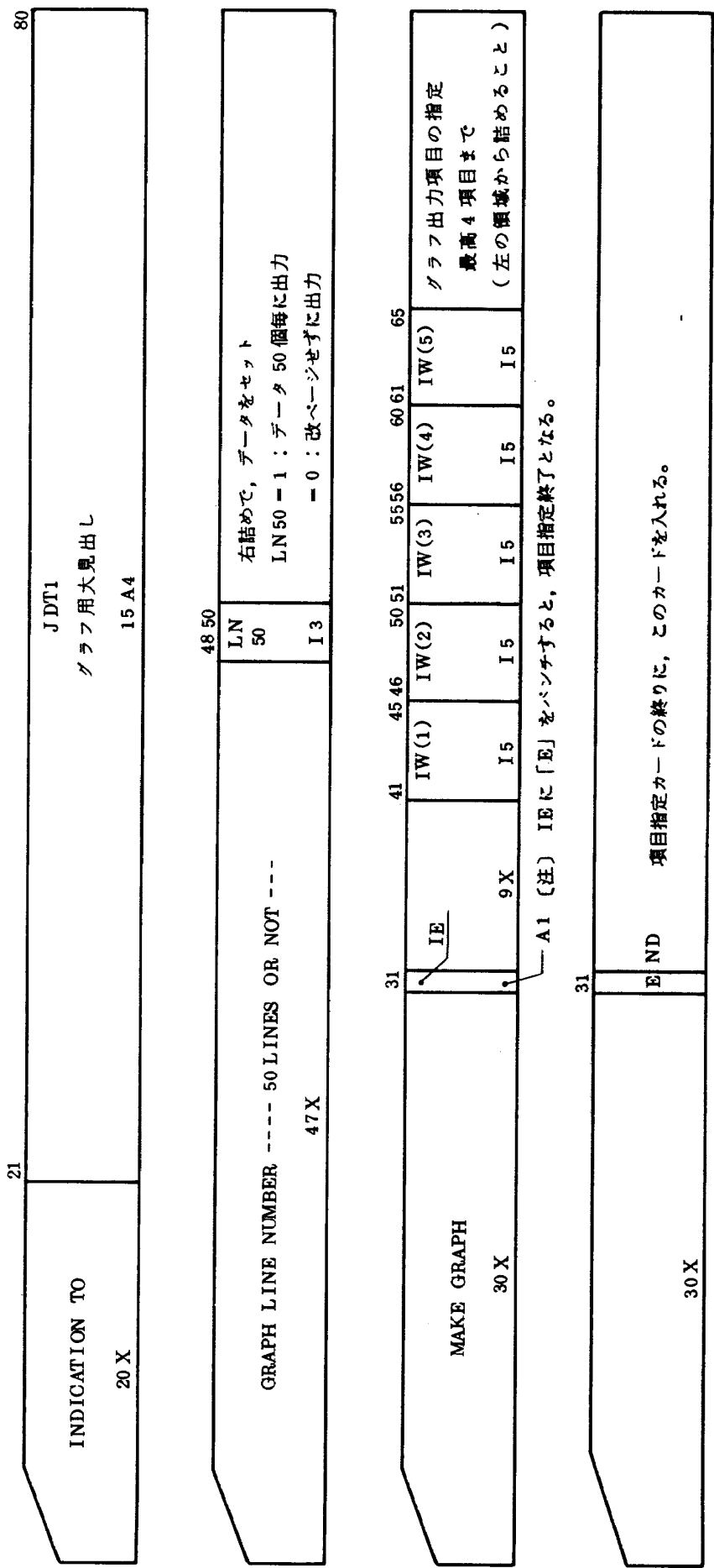
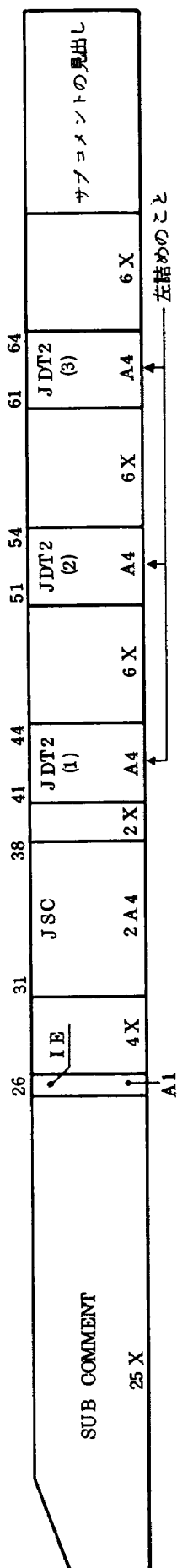
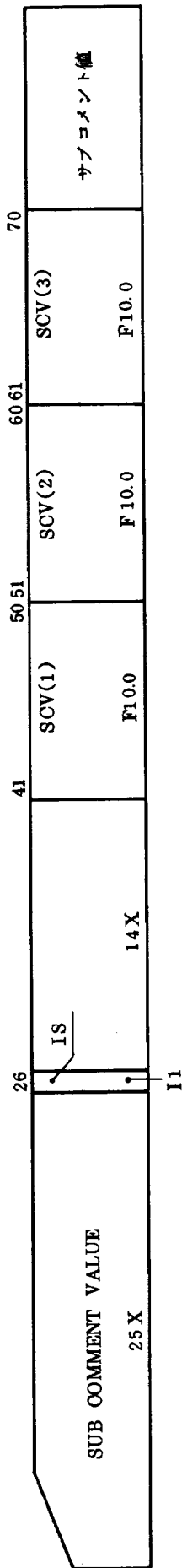


図 7.37 グラフ出力指示データ (メインデータ)



IEは、通常空白にしておく。もし何かしらパンチされていると、次に用意してあるサブコメント値のカードをスキップする。

〔注〕 このカードを与えない場合、サブコメントの見出しは、全て「内部指定」が用いられる。



ISは、カードのサブコメント値を使用するか否かの番号で、IS=1の時のみ有効となる。

〔注〕 このカードを与えない場合、サブコメント値は、全て「内部指定」が用いられる。

図7.38 「外部指定」入力データ(1)

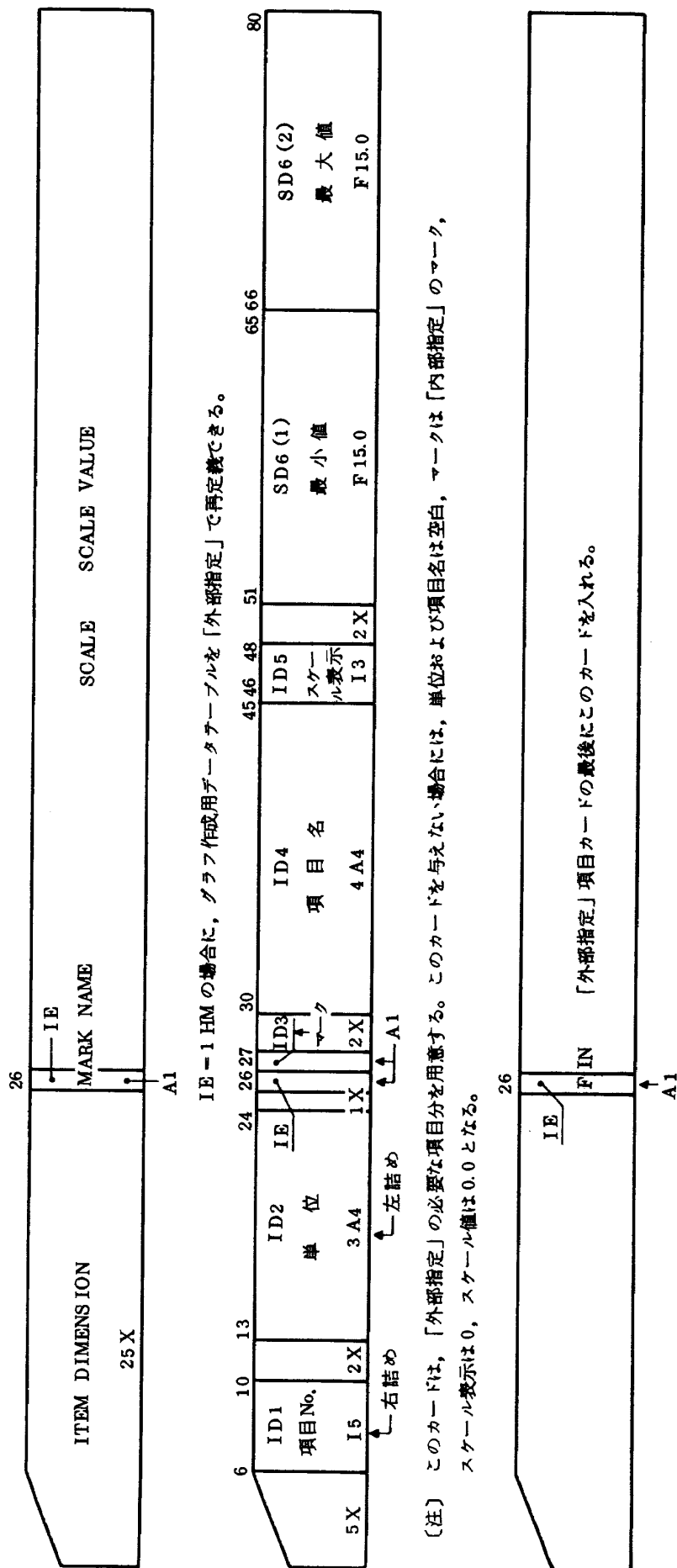


図 7.38 「外部指定」入力データ (2)

〔注〕 このカードは、「外部指定」の必要な項目分を用意する。このカードを与えない場合には、単位および項目名は空白、マークは「内部指定」のマーク、スケール表示は 0、スケール値は 0.0 となる。

ある任意の時刻におけるコモン領域データを調査するために、使用しているコモンデータを全て打出すためのWRITE文より成っているサブルーチンである。

▽INVESTの出力例は後で示す。

以上が主要な管理ルーチンの説明で、次に飛しょう体ダイナミクスの処理を行なう各サブプログラムについて述べる。

7.4.9 ▽PREPG▽

(1) 概要

ロケットの誘導システムの1つに、ロケットの姿勢指令角をあらかじめプログラマに組込んでおくプログラム誘導法がある。▽PREPG▽ルーチンは、そのプログラマに相当し、飛しょう体は、このプログラマから発生されるプログラムド・レート信号によって制御される。

▽PREPG▽のプログラマは慣性系における姿勢の変化を、時間を引数として角度で入力し、現時刻+ Δt_F における飛しょう体の基準姿勢を2点直線補間により求め、それに従ってレート信号を計算するようになっている。

(2) フローチャート

処理は、初期設定、即ち姿勢指令角の入力部分と、レート信号を発生させる通常処理部分に別れている。これは▽PREPG▽の引数である‘JAC’によって区別され、‘JAC’=1が初期設定、‘JAC’=2が通常処理を表わし、通常処理設定は積分刻み毎に、フライト・ダイナミクスを解く先頭で行なわれる。

機体軸系は、飛しょう体の進行方向を X_B 軸とする右手直交座標系であるため、ピッチダウン(Y_B 軸まわりの回転)は負となるので、符号を反転させている。図7.39に▽PREPG▽の論理フローチャートを示す。

(3) 入力データ

入力データは、慣性空間(発射直前で機軸が重力方向を向いている右手直交座標系)に対する飛しょう体の姿勢角を、時間[m sec]のテーブルとして[deg]単位で入力する。データポイントは50個まで取れるようになっている。図7.40に入力データの書式を示す。

7.4.10 ▽MATRIX▽

(1) 概要

RMAPでは、飛しょう体のダイナミクスを解くのに機体軸座標系(B 系)を用いているので、 B 系以外で飛しょう体の状態量を表わすのに座標変換が必要となる。特に、軌道パラメータや姿勢角等は E 系表示、速度は L 系表示が便利であり、また航法系、誘導系の解析のためにそれぞれ N 系、 G 系が用意されているので、これらに対する座標変換も必要である。従ってこの座標変換ルーチンでは、3章で述べている8種類の座標変換行列を設

定している。

▽MATRIX▽ルーチンは初期設定を除いて、数値積分を行なう▽RUNGK▽ルーチンの中でCALLされ、各座標変換行列を更新する。

(2) フローチャート

▽MATRIX▽は、フライト・ダイナミクス処理の実質的な管理ルーチンである▽FLIDY▽の中で設定される処理状態指示信号、‘JSE1’によって初期設定と通常処理とに別れている。‘JSE1’=1の時に初期設定で、ここでは測地座標系(O' 系)から地心座標系(O 系)への変換行列 $T_{O'}$ の作成を行なう。通常処理は‘JSE1’=3で指示され、残りの座標変換行列の更新を行なう。図7.41に▽MATRIX▽の論理フローを示す。

7.4.11 ▽CGANDI▽

(1) 概要

▽CGANDI▽ルーチンでは、飛しょう体の運動を三次元6自由度の剛体として解析するための重心位置(CG)と慣性モーメント(I)を設定する。

CGと I は次のように取扱う。

i) 各段のメインエンジンの初めてのignition後の時間[m sec]を引数としてユーザーが与える。従って、すでにプログラム内部に設定されているデータ以外のデータを用いる場合には、必ず所定の段数分だけのデータテーブルを用意しなければならない。

ii) メインエンジンの推力(残留推力を除く)がHalt(一時停止)になった場合には、他の推力源の状態の如何を問わず、CGおよび I は変化しないものとする。

iii) 不連続に変化する場合には、1 msec以上の時間をおいて変化するものとして、データテーブルを用意する。

iv) 重心位置は、飛しょう体の先端に仮設するstation pointから下方に測った正值で表わす。

v) 慣性モーメントは、飛しょう体の対称性を仮定して、 Y_B および Z_B 軸まわりについては同一として取扱う。

以上のようにして与えたCGおよび I の値は、データテーブルより2点直線補間により現時刻を t 、実効数値積分刻みを Δt_{FF} とすると、時刻 $(t + \Delta t_{FF}/2)$ の時の値を使用する。

テーブル形式で入力されたCGと I は、

／CGIBK1／ICG1(4), ICG2(4), ICG3(4),
ICG4(100, 4), ICG5, ICG6,
CG7(4, 100, 3)

で示されるデータ領域に格納され、そのデータテーブルを現時刻で調査することにより、その時点の重心位置を‘OG’、慣性モーメントを‘RIM’と称する変数名で出

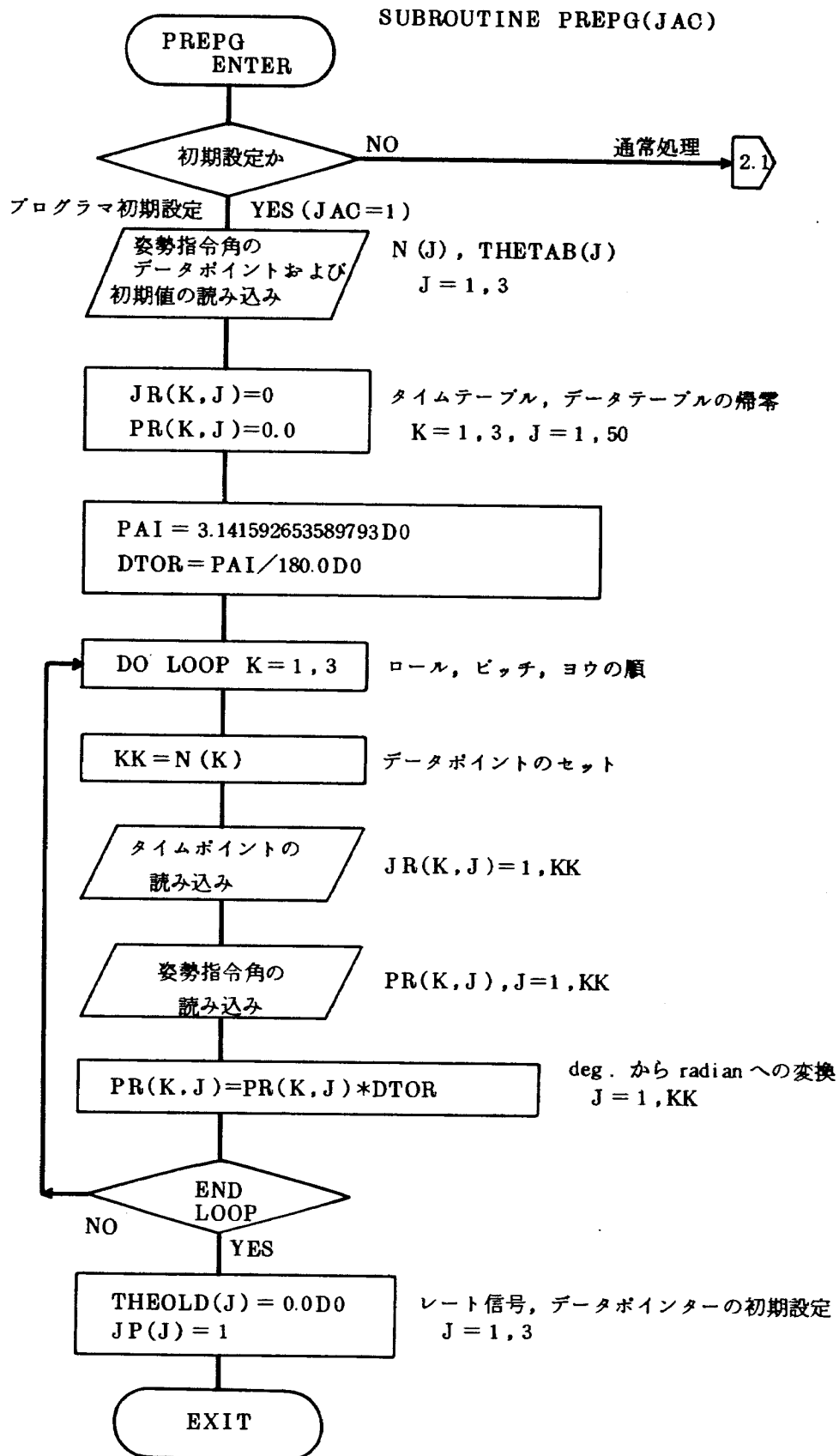


図 7.39 PREPG 論理フローチャート (1)

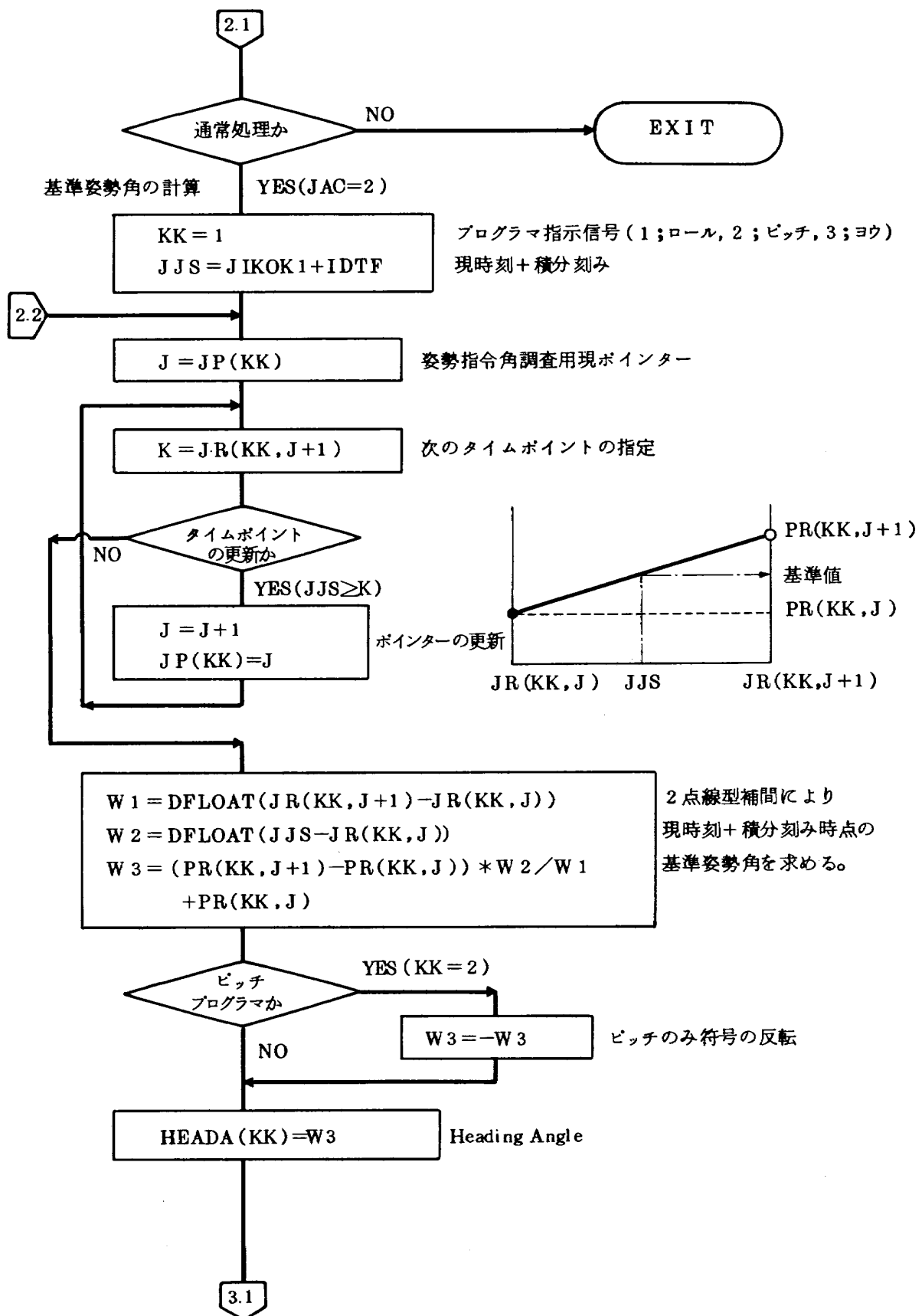


図 7.39 PREPG 論理フローチャート (2)

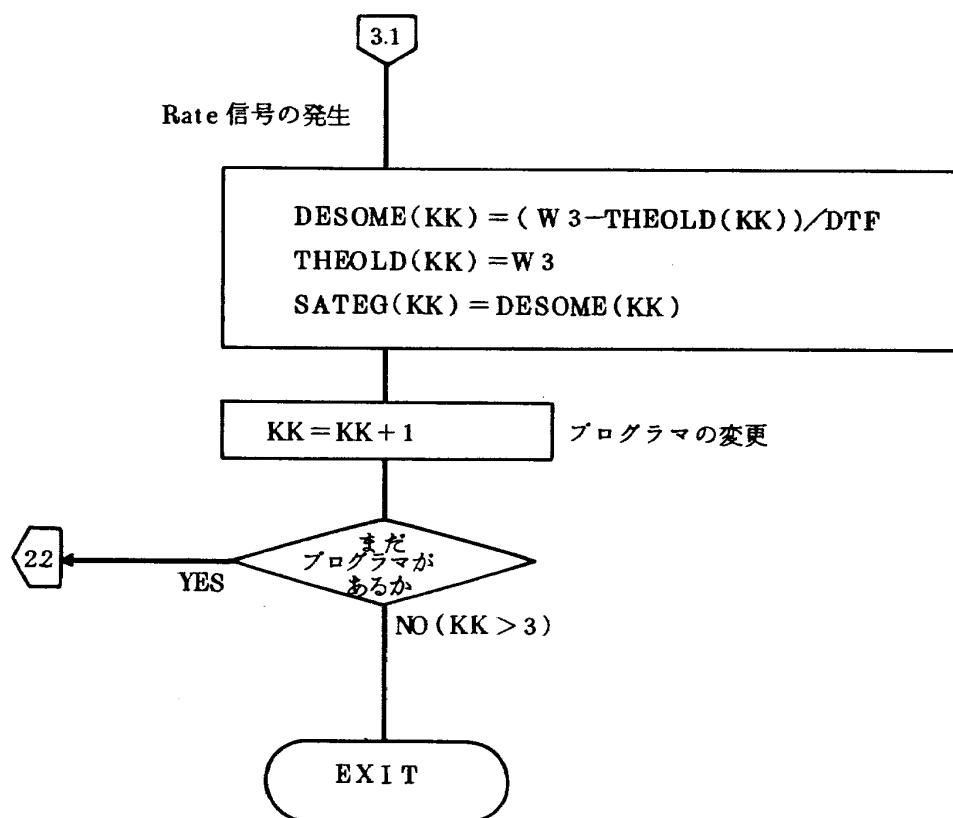


図 7.39 PREPG 論理フローチャート (3)

力する。図 7.42 に作業用領域の模式図を示す。

(2) フローチャート

このルーチンは 3 つの部分より構成されている。まず最初は初期設定部で、ここではテーブル形式で与える入力データをデータカードより読み込み、その後、入力データ確認のためにラインプリンター用紙に、その値を打出す。次は、イベントの発生、受理に伴う状態変化のため ∇ EVE3 ∇ ルーチンから CALL され、データテーブルの切換えの準備を行なう。最後は通常処理で現時点のデータポインターに従って、2 点直線補間により CG と I の値を定義する部分である。以上の処理体系を図 7.43 のフローチャートで、また ∇ CGANDI ∇ の論理フローを図 7.44 に示す。

(3) 入力データ

カードによる CG と I の与え方は、図 7.45 のようになる。この中で図 7.45(1) の入力カードにおける 'JS' は、次の事を考慮している。CG および I のデータカードの 1 枚目は、 $t = 0$ msec (ignition 前) の時の値を定義するようになっているため、飛しょう体を発射させる前にメインエンジンが燃焼状態となっていると、Lift off 時の CG および I の値は、与えたデータテーブルの値とは異なる。従ってこのような場合には、'JS = 1' とし、

'L0' (現時点での作動中の装置機番)、'L1' (各データテーブル内時間、即ちデータテーブルを、ignition 後どの位の時間から使用するかの指定) を、それぞれ指定すればよい。

倍率係数は今の所、慣性モーメント用であるので、重心位置は [m] 単位で使用する値を定義しておく。

7.4.12 ∇ MASS ∇

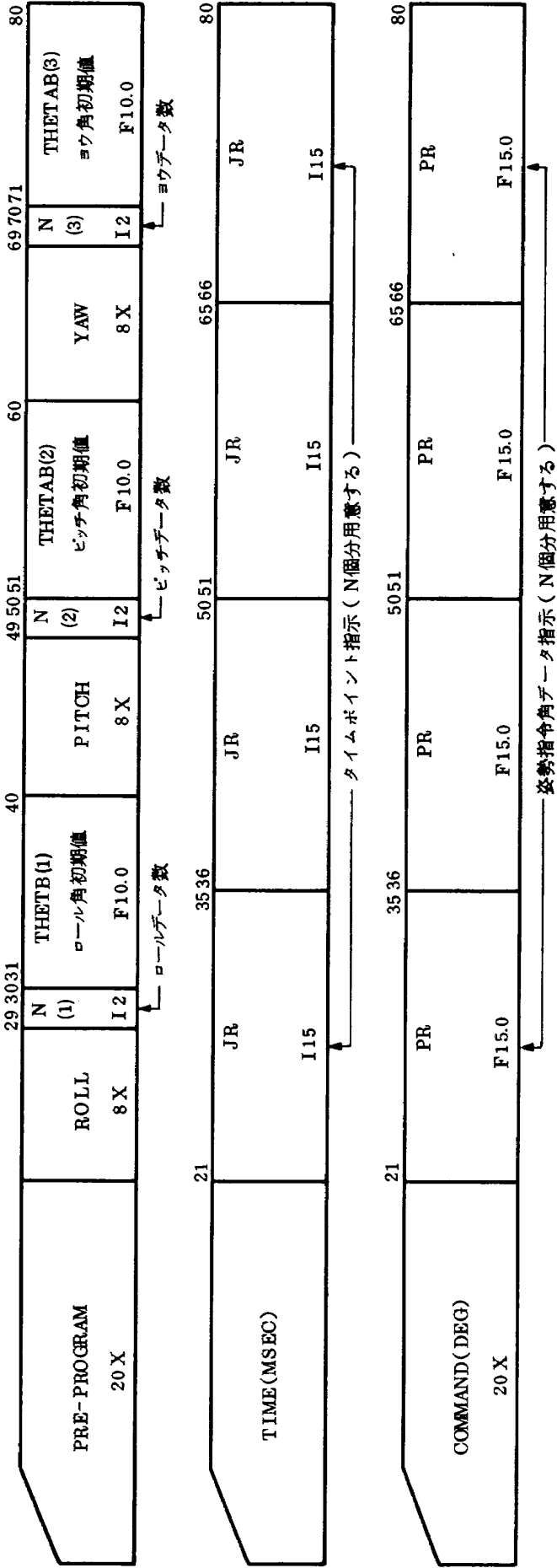
(1) 概要

飛しょう体のフライト・ダイナミクスを解く際に必要な飛しょう体質量の管理は、2 つの部分 (サブルーチン) で行なわれる。1 つは前述 (7.4.3) の ∇ EVE3 ∇ で、ここでは各種装備の DROP あるいは SEPARATION による不連続的な質量の管理を行なっている。もう 1 つはこれから述べる ∇ MASS ∇ ルーチンで、ここでは推進薬の燃焼によって生じる搭載推進薬の減少量を算出し、飛しょう体の時々刻々の総質量を管理している。

飛しょう体質量の取扱い、次の通りである。

i) 飛しょう体の総質量は、装備した各種の装置の質量を加算したものである。

ii) 各種の装置の質量とは、構造物質量 (Structure mass) と推進薬質量 (Propellant mass) との和である。



〔注〕 TIME, COMMANDのカードを一組として、ロール、ピッチ、ヨーの順にセットする。

図 7.40 プログラム入力データ

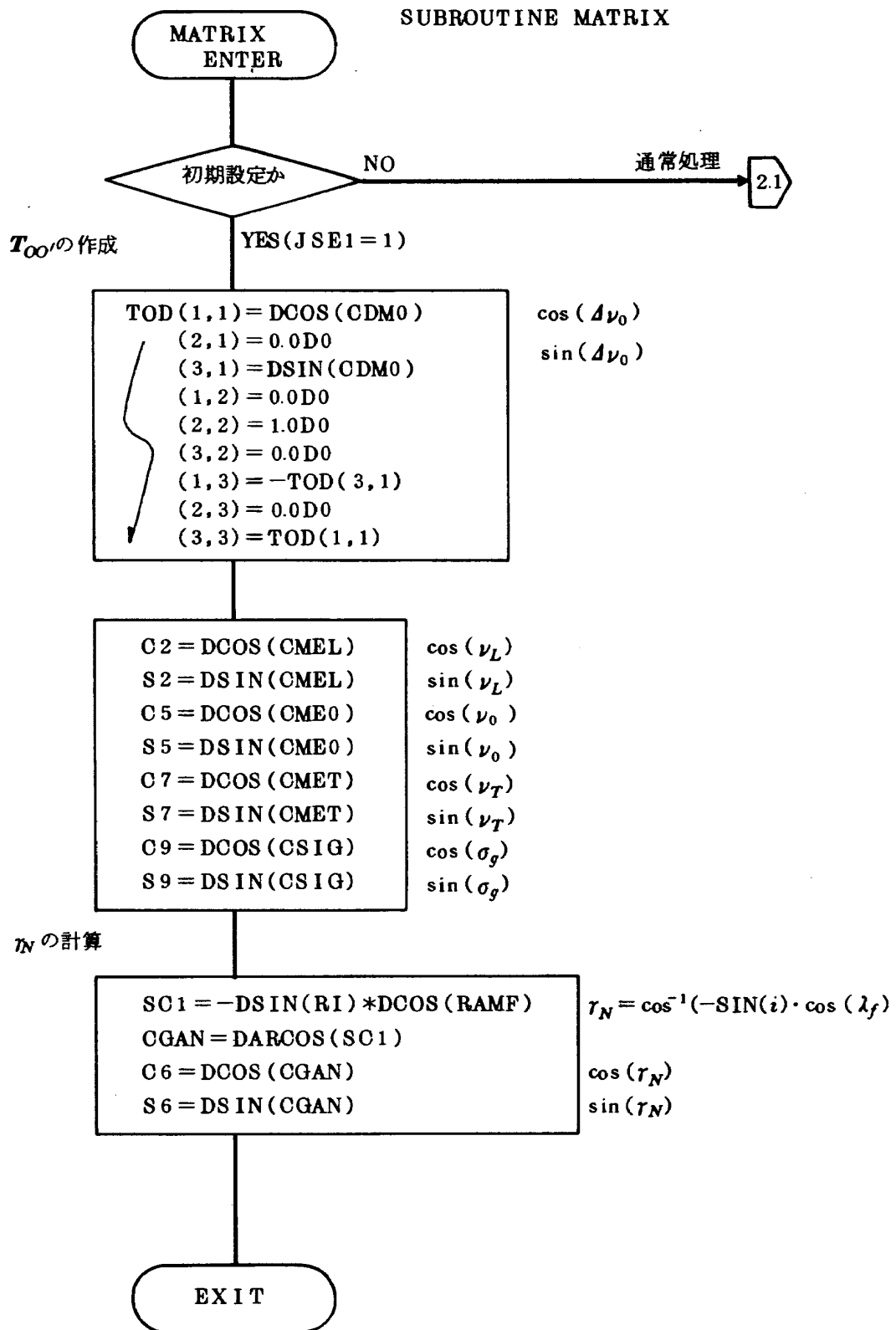


図 7.41 MATRIX 論理フローチャート (1)

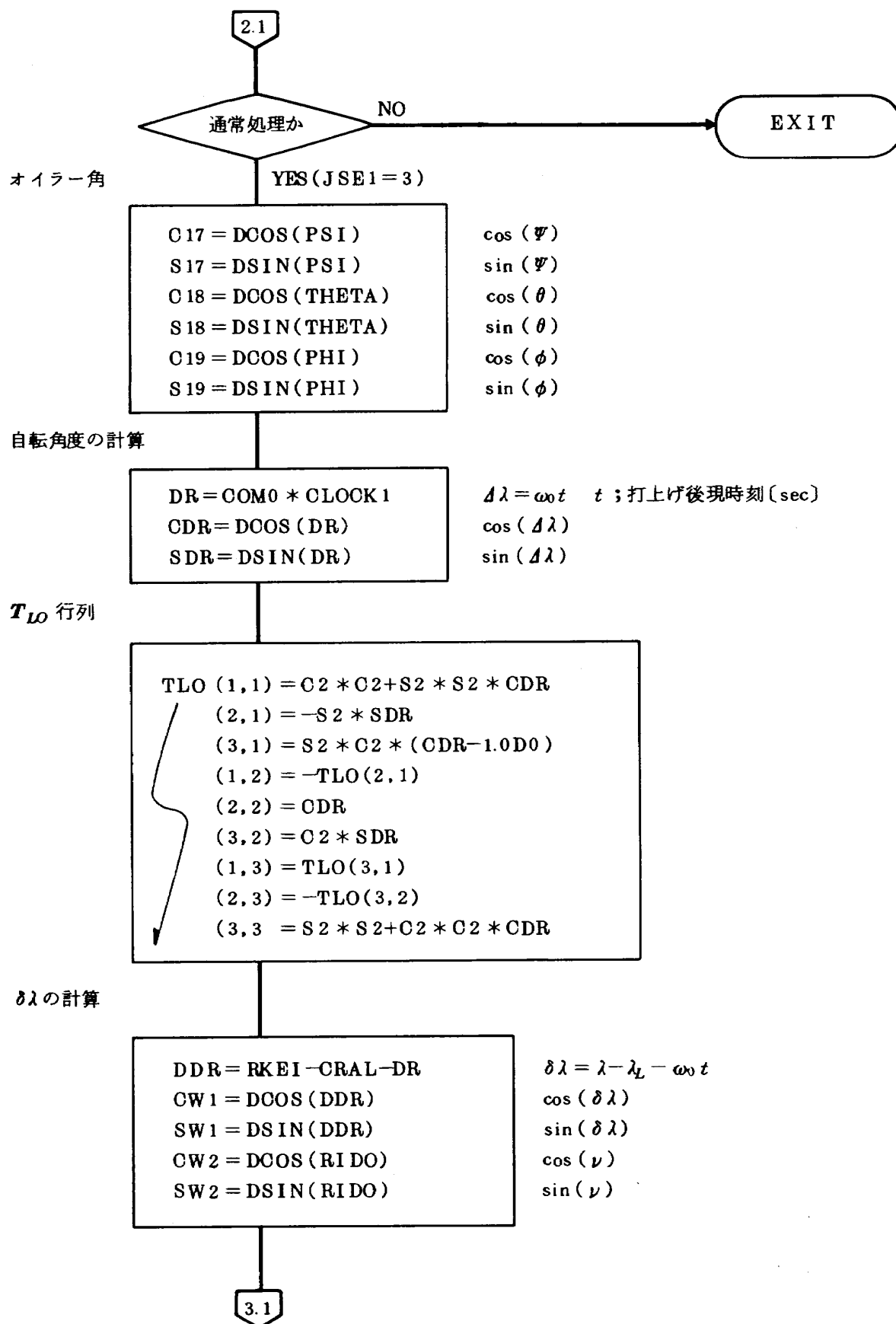


図 7.41 MATRIX 論理フローチャート (2)

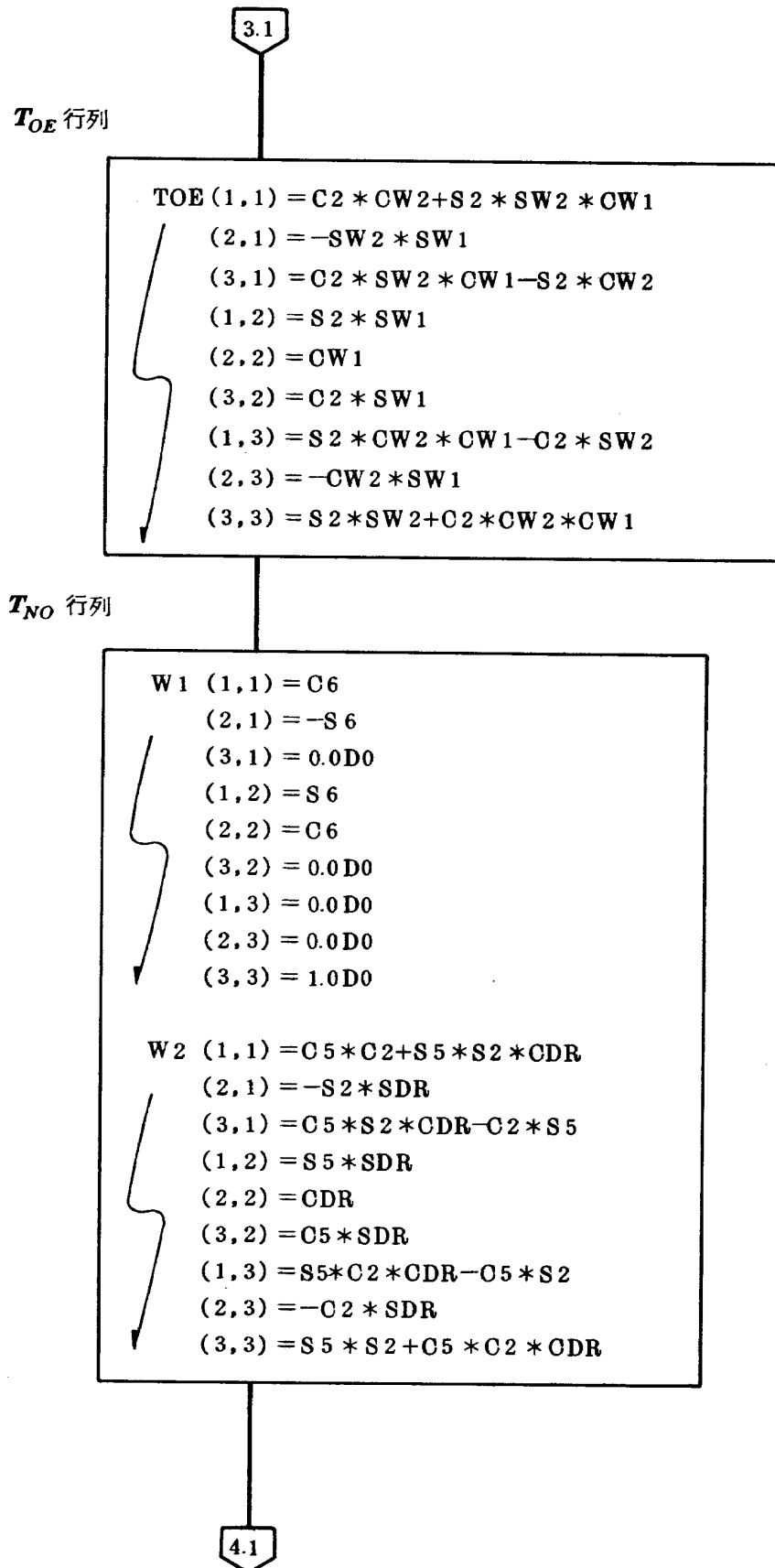


図 7.41 MATRIY 論理フローチャート (3)

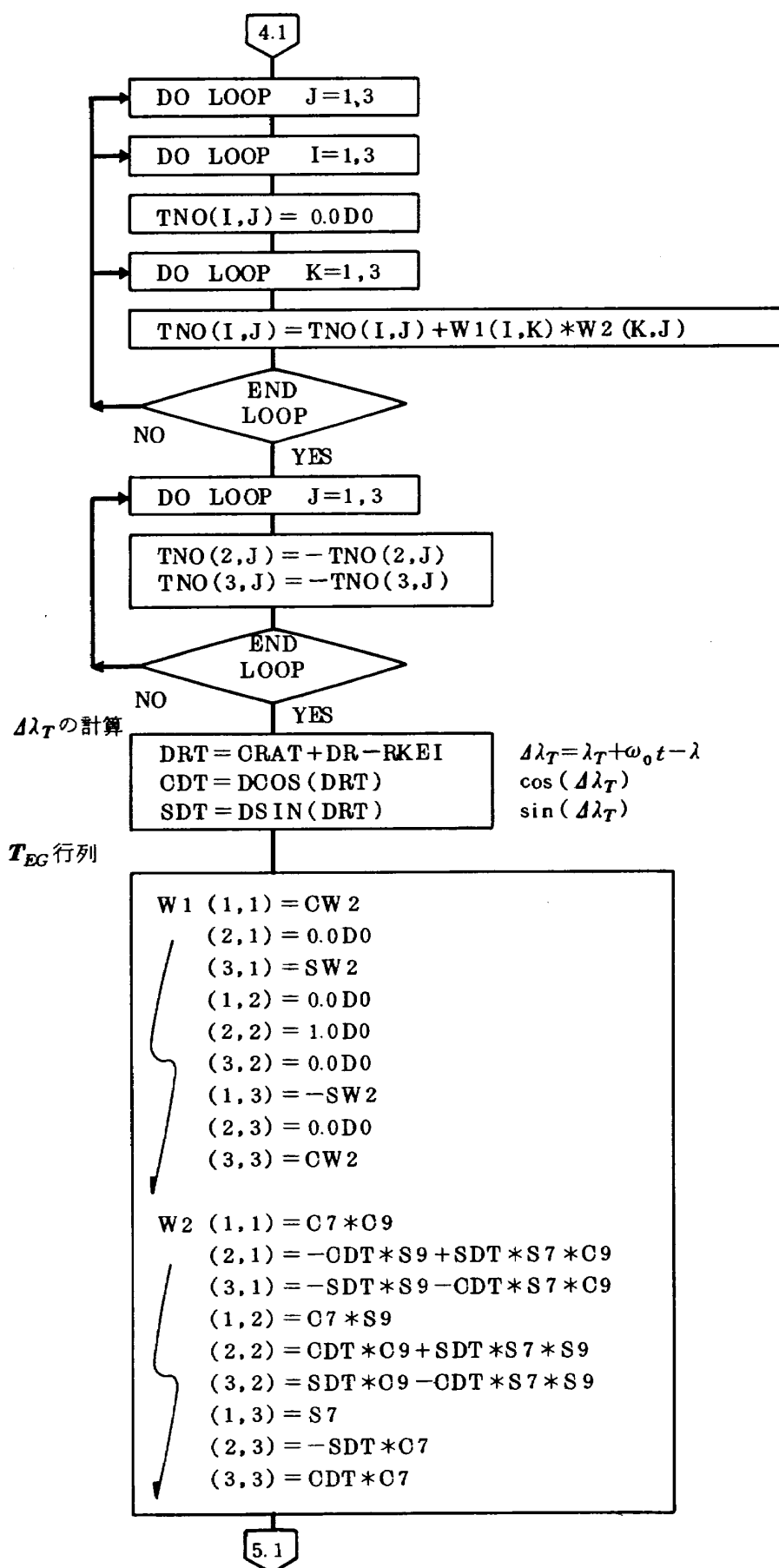


図 7.41 MATRIX 論理フローチャート (4)

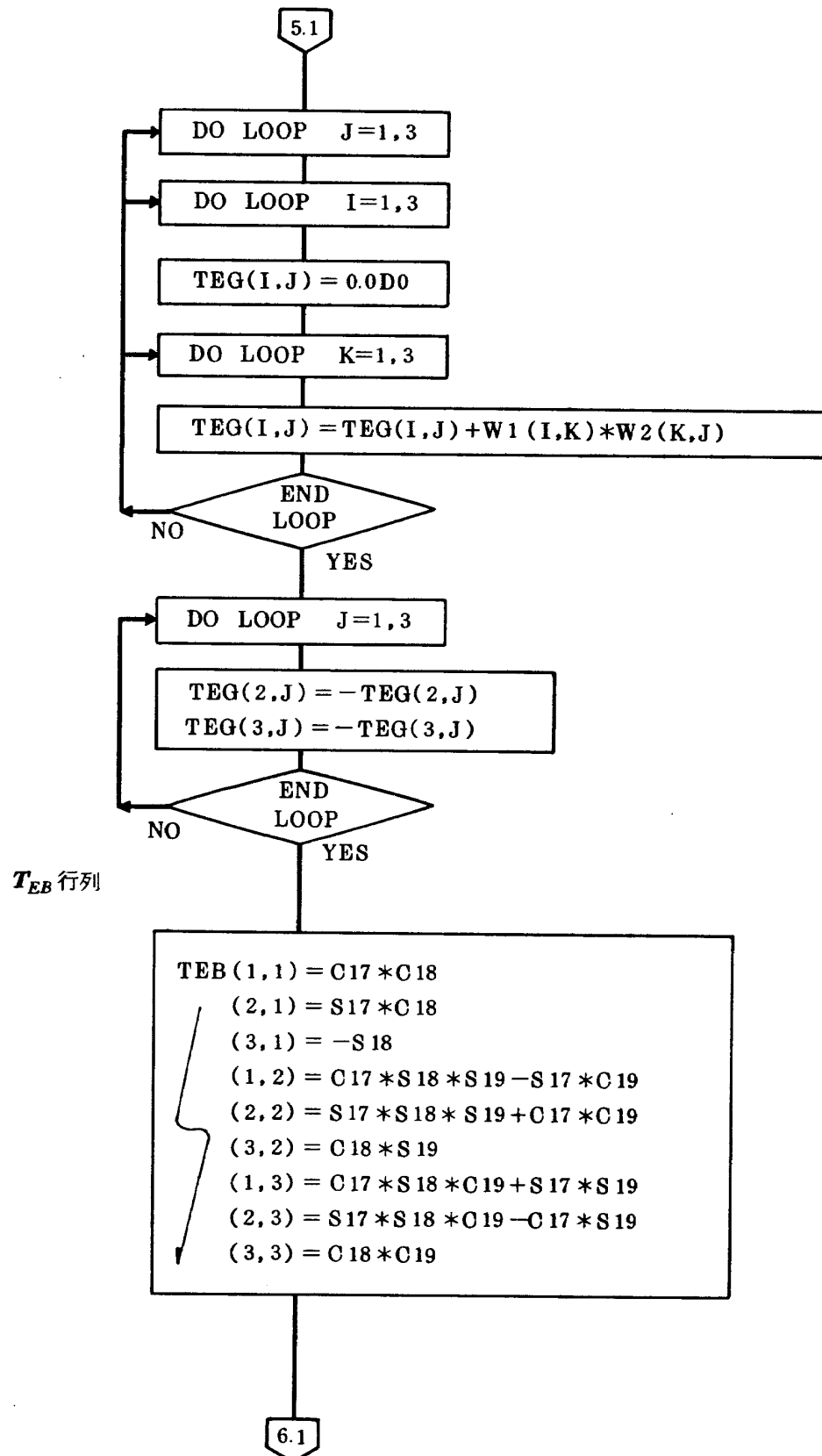


図 7.41 MATRIX 論理フローチャート(5)

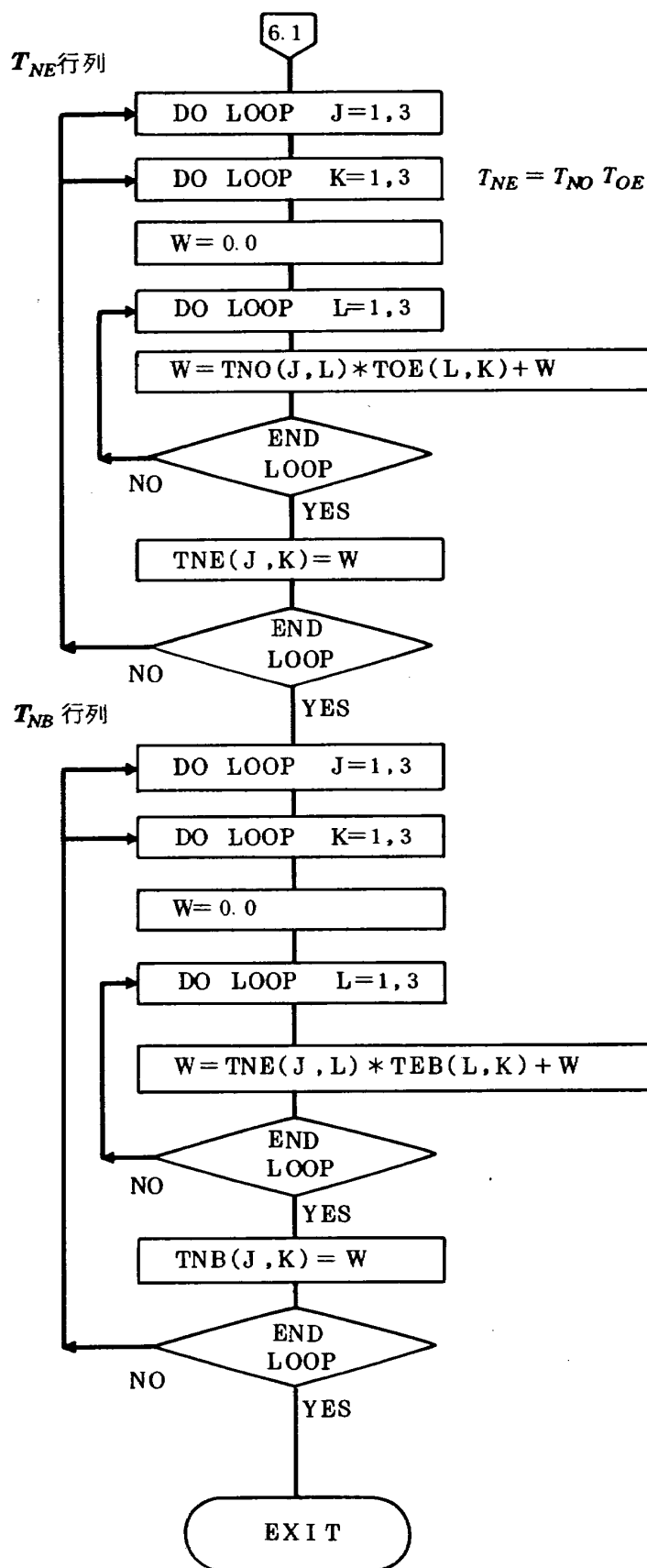


図 7.41 MATRIX 論理フローチャート (6)

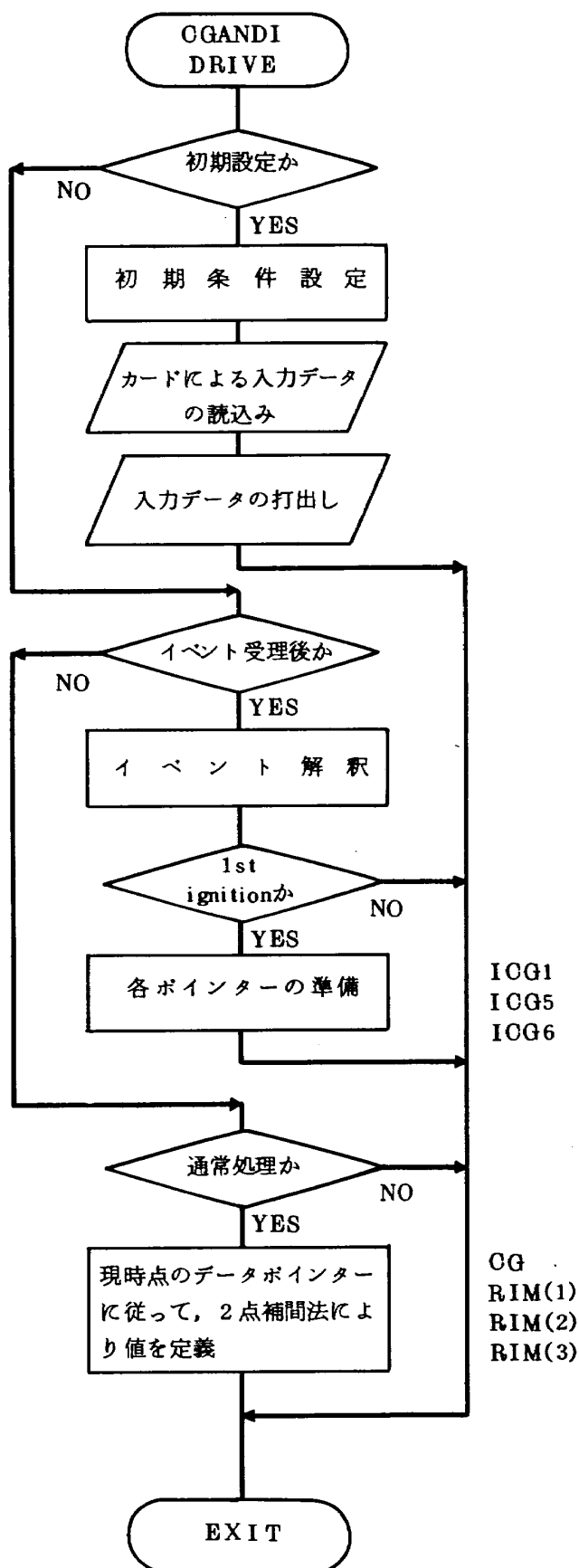


図 7.43 CGANDI 稼動フローチャート

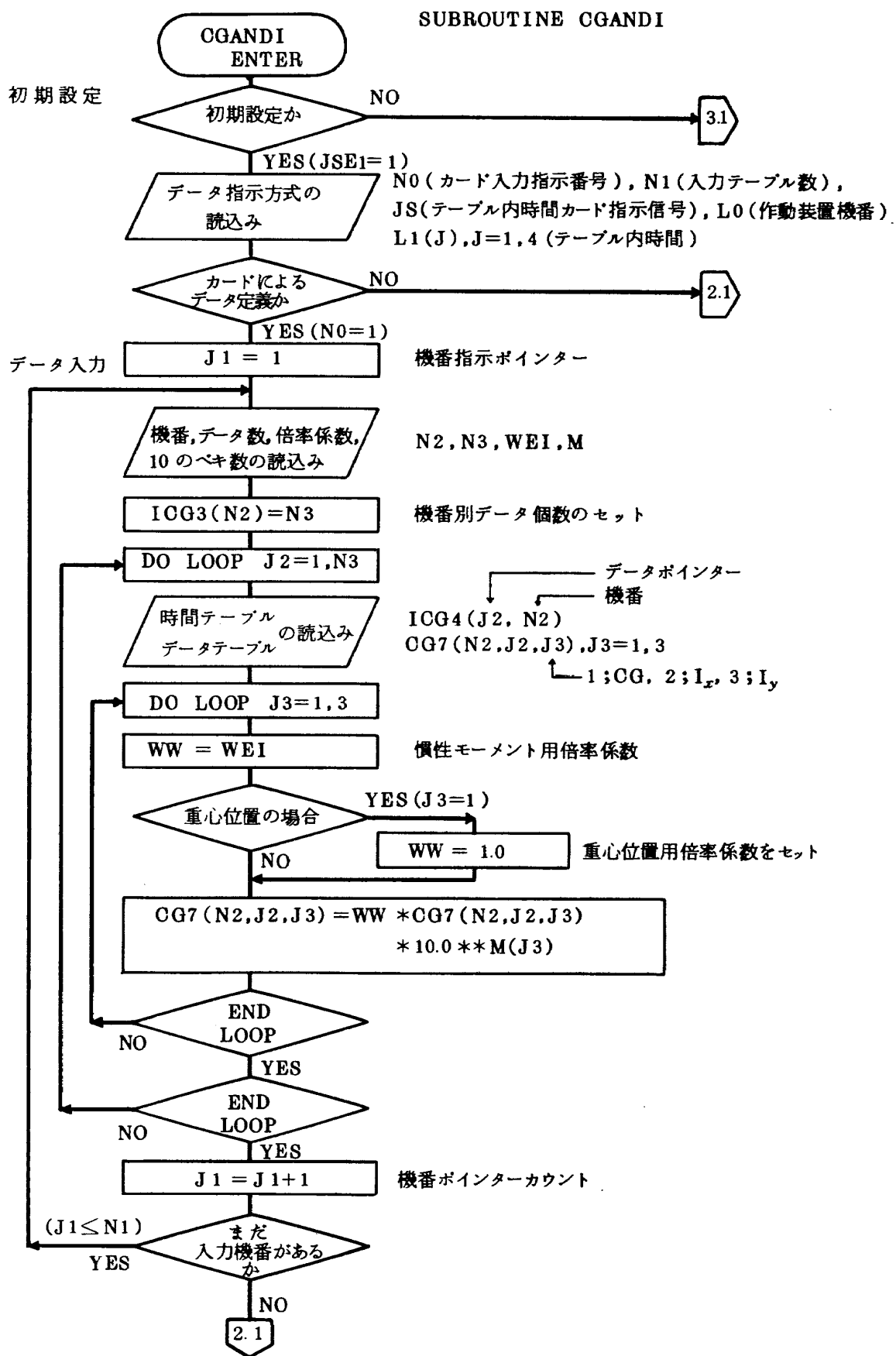


図 7.44 CGANDI 論理フローチャート (1)

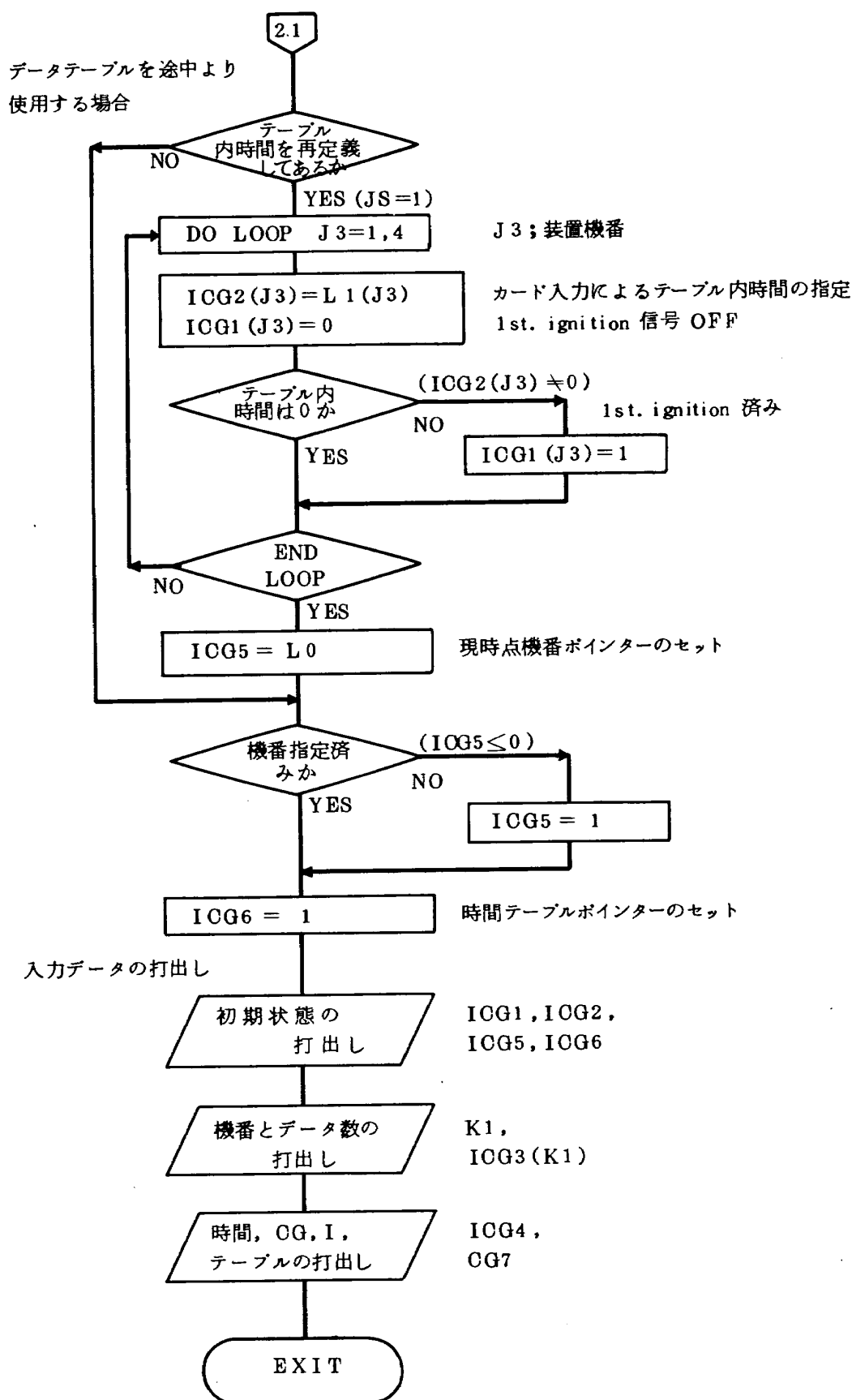


図7.44 CGANDI 論理フローチャート(2)

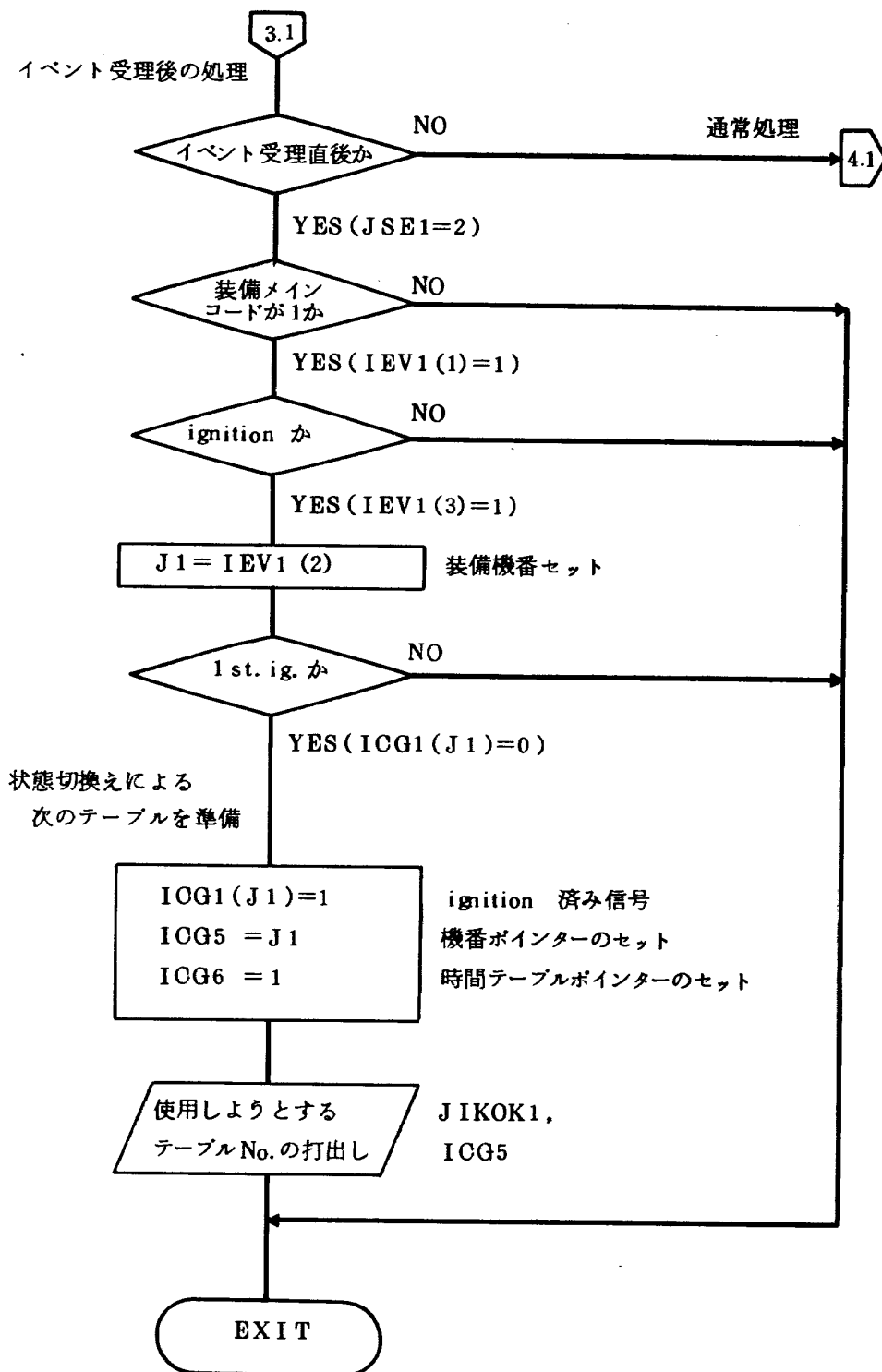


図 7.44 CGANDI 論理フローチャート (3)

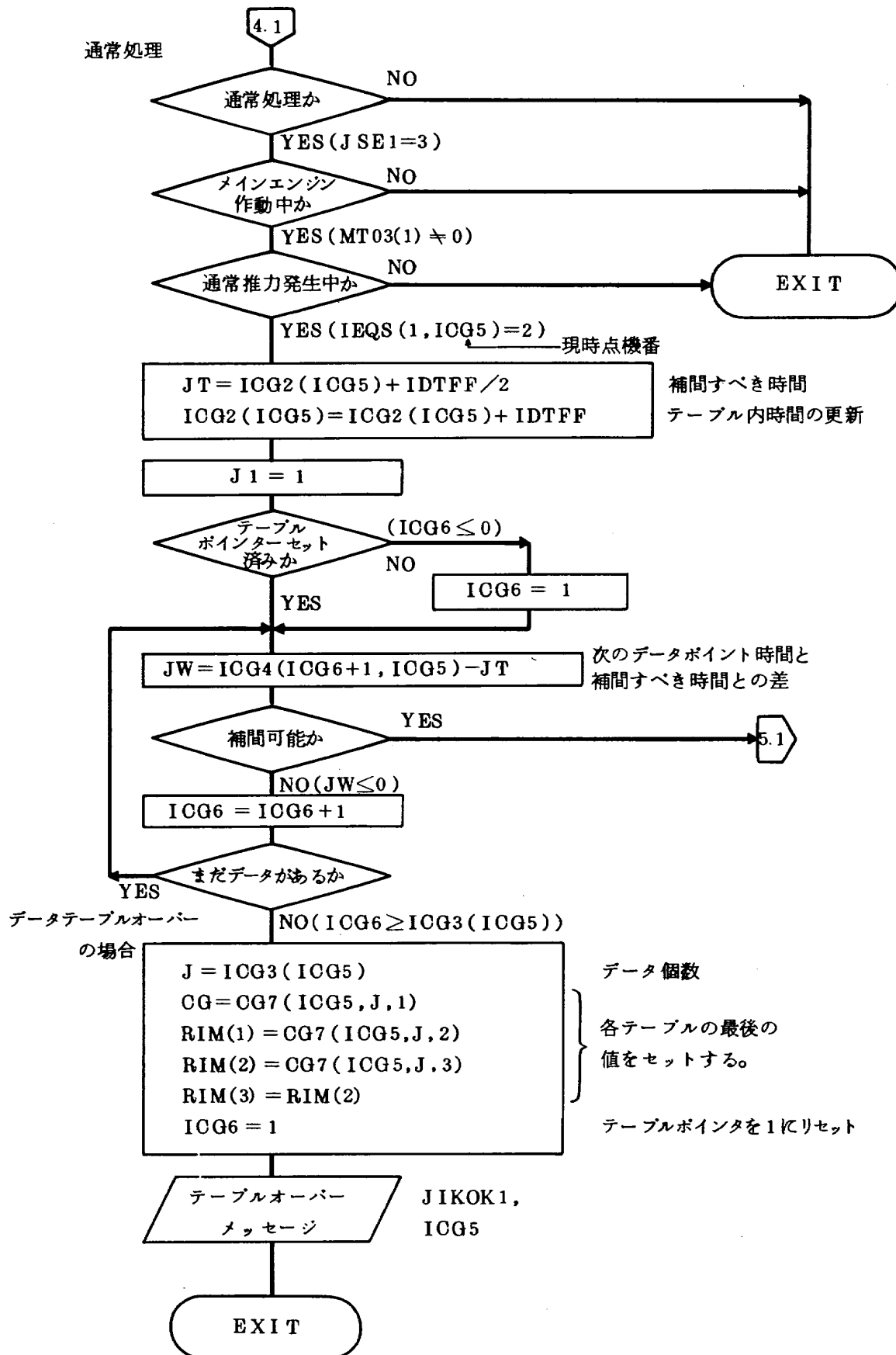


図 7.44 OGANDI 論理フローチャート (4)

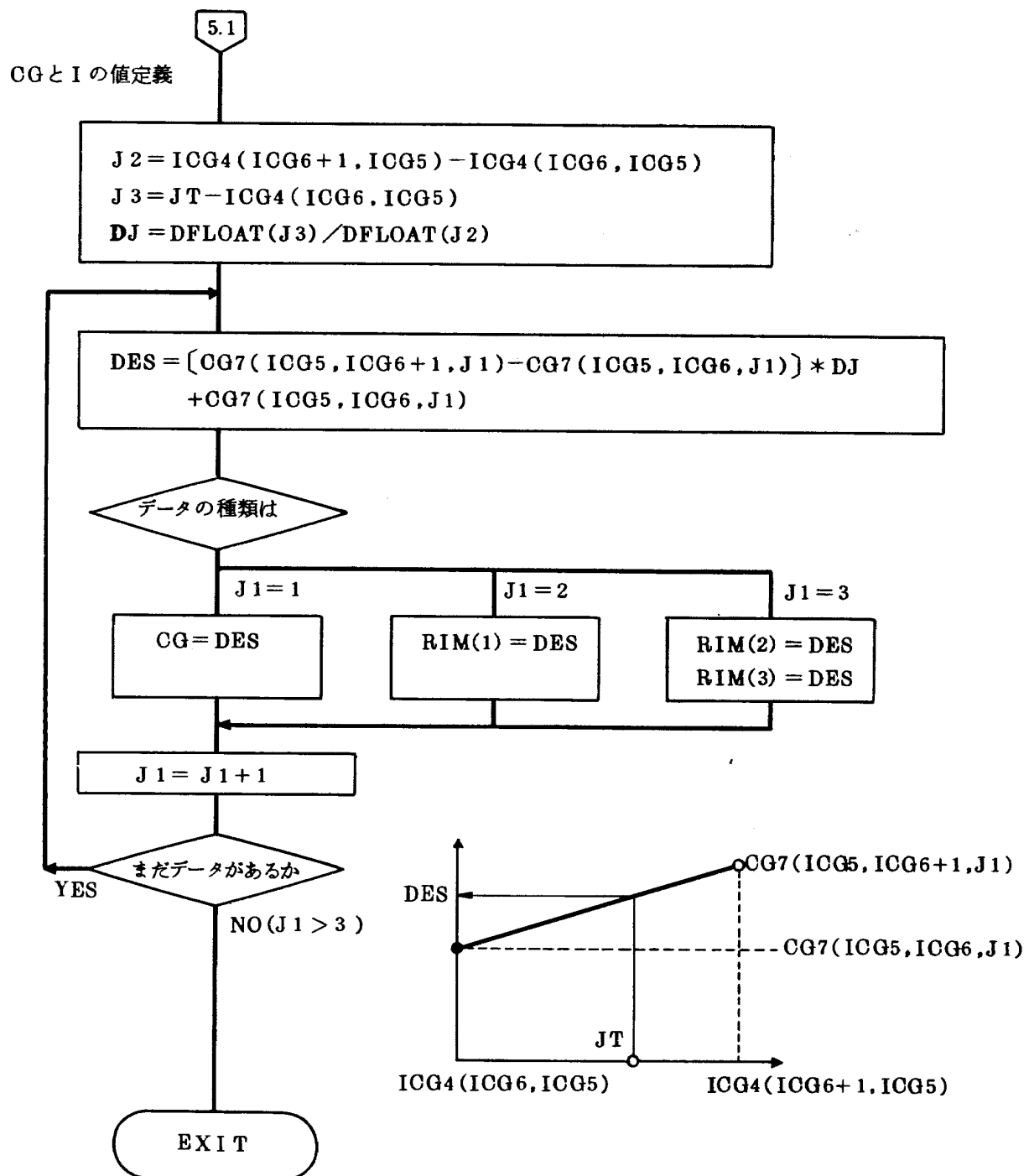


図7.44 CGANDI 論理フローチャート (5)

INDICATION OF CG I															
24X															
25	29	30	35	40	45	50	55	60	65	70	75	80			
N0		N1		JS		L0		L1(1)		L1(2)		L1(3)		L1(4)	
3X		I 2		4X		4X		I 6		4X		I 6		4X	
I 1		I 1		I 1		I 1		I 1		I 1		I 1		I 1	

1. N0 : 0 → データ・テーブル暗黙定義使用, 1 → データ・テーブルをカード入力で定義する。
2. N1 : N0 = 1 の時, 有効であり, カードで定義するデータ・テーブルの個数を示す。 $1 \leq N1 \leq 4$ の事
3. JS : 0 → シミュレーション開始テーブル内時間を暗黙定義, 1 → シミュレーション開始テーブル内時間をカードにより定義。
4. L0 : JS = 1 の時, 有効であり, シミュレーション開始時の作動機番を示し, この時その機番は 1 st. ignition 済みを意味する。(ICG5 に格納)
5. L1 : JS = 1 の時, 有効であり, シミュレーション開始時の各テーブル内時間をセットする。単位は msec である。
なお, テーブル内時間とは, 各メイン・エンジンの 1 st. ignition 時刻から測った燃焼時間である。
6. N0 = 0 の場合には, 次を示す 2 種類のカードは不要である。

図 7.45 CG および I 入力データ (1)

MAIN CG & I TABLE -									
24 X									
25	28	30 31	45	49 50	59 60	69 70			
N2		N3	WEI	M (1)	M (2)	M (3)			
I2		I3	F15.0	3 X	8 X	I 2			
I1									

1. N2 : これから使用するデータ・テーブルの機番 ($1 \leq N2 \leq 4$)
2. N3 : 入力するデータ個数 ($2 \leq N3 \leq 100$)
3. WEI : I_x, I_y の倍率係数
4. M(j) : 入力データに $10^{**} M(j)$ を乗ずる事を意味する。 $j = 1 : CG, -2 : I_x, -3 : I_y$

MAIN CG & I TABLE =							
30 X							
31	40 41	50 51	60 61	70			
ICG4	CG7	CG7	CG7	CG7			
時間	C.G		I_x	I_y			
I 10	F10.0	F10.0	F10.0	F10.0			

1. このカードは N3 枚用意する事。
2. 1 枚目のカードは $t = 0$ msec での値を定義する事。
3. t は 1 st. ignition 後の通常推力燃焼時間。(単位は msec)

図 7.45 CG および I 入力データ (2)

iii) フェアリングカバーのように, Structure mass のみのものを除く他の装置についての質量減少は, 次のように扱う。

- ① 推進薬を消費することによる質量減少
- ② その装置の DROP とは, 質量が零になったものとして扱う。
- ③ 切離された stage に装着してある各種の装置の質量は, 零になったものとして扱う。

以上の中で, ②, ③についてはプログラムが処理を行なうが, ①については次のように指定する。推進薬消費による質量の減少は, 各装備毎にユーザーが定義する「質量変化率 (Mass flow rate)」に実効数値積分刻み (Δt_{FF}) を乗ずることにより算出する。

Mass flow rate の与え方には, ①定数, ②テーブル, ③関数式の 3 通りの方法があり, どれを用いるかはユーザーが選択する。この中で, ②, ③は時間を引数とするが, これは状態続行時間であり,

i) 通常推力状態の場合には, そのエンジンに対する初めての ignition 以降の燃焼時間 [msec] である。従って, 途中で燃焼を中断 (Halt) させた場合には, その Halt 続行時間は含まない。ただし, 現在の RMAP では再点火後の値は時間 = 0 msec を用いるのではなく, Halt 直前よりの継続時間を引数として値を求めているので, この部分は今後改良する予定である。

ii) 残留推力状態の場合には, その状態に移行後の状態続行時間 [msec] である。残留状態から他の状態に移行し, 再びこの状態に戻った場合には, 時間は 0 msec から始まる。

次に, 1 積分区間における mass flow rate の値は, 現時点を t とするとテーブル形式の場合には, 2 点直線補間により ($t + \Delta t_{FF} / 2$) の時の値を用いる。テーブルオーバーの場合には, mass flow rate = 0.0 としている。また, 関数式の場合は同じく ($t + \Delta t_{FF} / 2$) を引数として, ユーザーが定義するサブルーチン ∇ MUSER ∇ を用いて値を定義する。

mass flow rate のデータテーブルは, 図 7.46 に示す

/ TMBK 1 / I THU 1 (2, 10), I THU 2 (100, 10),
THU 3 (100, 10), I THR 1 (2, 10),
I THR 2 (10, 10), THR 3 (10, 10),
IPMU 1 (2, 10), IPMU 2 (100, 10),
PMU 3 (100, 10), IPMR 1 (2, 10),
IPMR 2 (10, 10), PMR 3 (10, 10)

の中の, IPMU 1 から PMR 3 の領域に用意される。なお / TMBK 1 / は推力用のテーブルも含んでいる。使用データは, ∇ SET 0 ∇ においてカードより読込まれる。デ

ータテーブルは通常推力用, 残留推力用共それぞれ最大 10 個使用できる。データポイント数は前者は 100 個, 後者は 10 個まで用意されている。ただし, これらはユーザーがその領域を指定仕直すことにより, 拡大, 縮小は自由である。

関数式で定義する場合には,

SUBROUTINE MUSER (NW, NEQ, NT, APR)
を定義する。ここで

NW = 1 ; 通常推力, NW = 2 ; 残留推力

NEQ ; ユーザーが定義した関数式のナンバー

NT ; 現時点における状態続行時間 [msec]

APR ; 上記条件によって定義される mass flow rate の値

である。

(2) フローチャート

∇ EVE 3 ∇ で作成される MOUNT TABLE の情報に従って, 現在作動中の推力源 (装備メインコードおよび機番にて定義される) について, 推力の種類 (通常ないしは残留), mass flow rate の定義形式を調査し, それによって現時点の推進薬減少量 (Propellant decrease mass) を算出し, 飛しょう体の質量を求める。

∇ MASS ∇ の論理フローを図 7.47 に示す。

7.4.13 ∇ THRUST ∇

(1) 概要

飛しょう体に作用する外力の 1 つとして推力があるが, ここでは現時点において作動中の各種装備の推力 (通常あるいは残留) を求めて, フライト・ダイナミクスを解くのに用いる。なお, ここでいう推力とは各種推力源から発生し得る推力であり, 制御の対象となるものである。

推力源としては, 表 6.1 に示したように 10 種類 (各々 1 ~ 4 の 4 つの機番がある) あり, そのうち現在 7 種類が用意されている。これら各推力源の推力は, 各装備毎に, また通常推力かあるいは残留推力毎に考察するか否かの指定をユーザーが行なう。

推力の与え方は, Propellant mass flow rate と同様に, ①定数, ②テーブル, ③関数式の 3 通りがあり, どれを用いるかはユーザーが指定する。この中で, ②, ③は時間 (状態続行時間) を引数とする。また, 1 積分区間における推力の定義方法も同様に, テーブル形式の場合は 2 点直線補間, 関数式の場合にはユーザーが定義するサブルーチン ∇ TUSER ∇ を用いる。

データテーブルは図 7.46 に示した / TMBK 1 / の中で, I THU 1 から THR 3 までの領域に用意される。

関数式の場合には,

SUBROUTINE TUSER (NW, NEQ, NT, ARG)

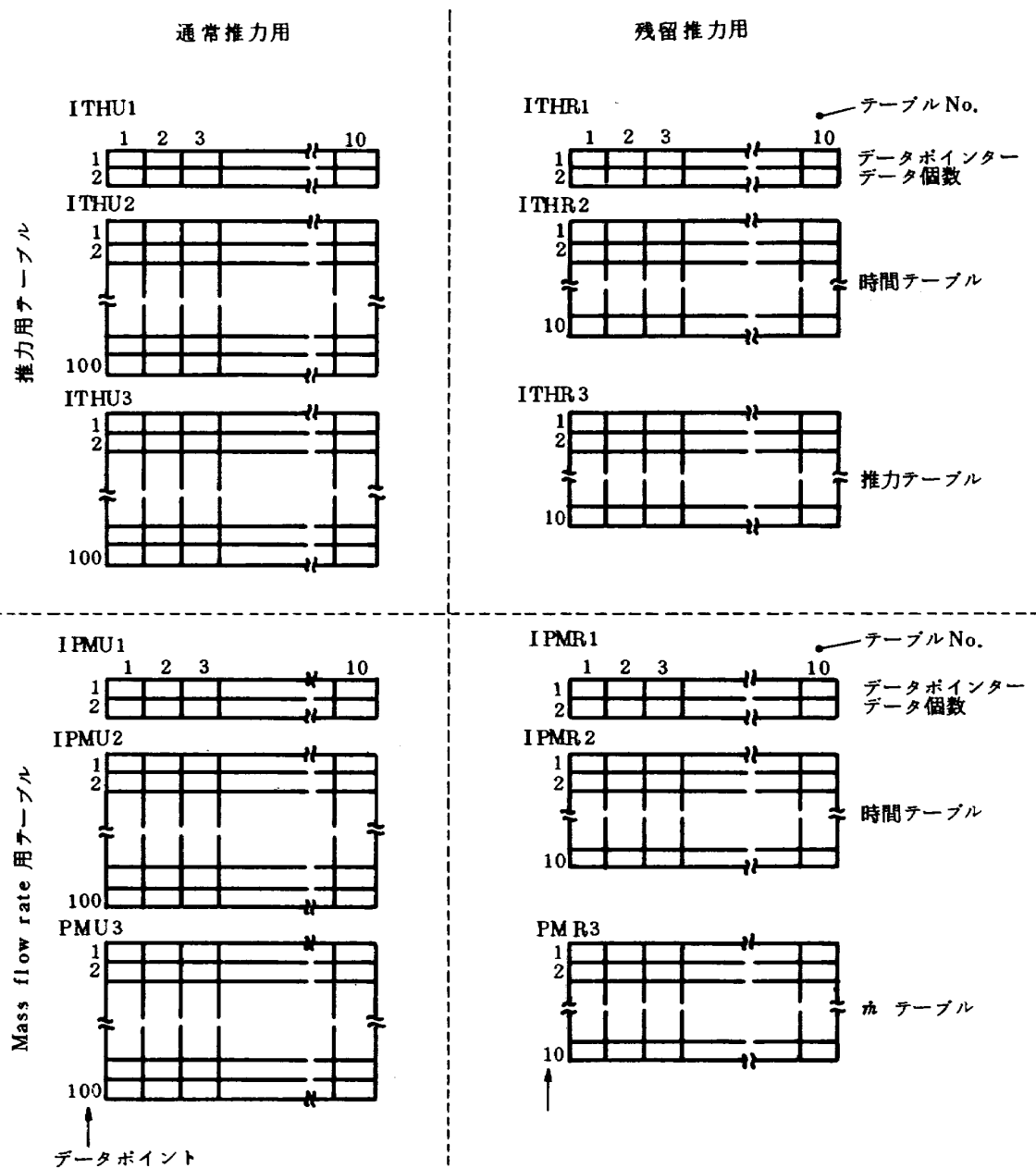


図 7.46 推力および Mass flow rate テーブル模式図

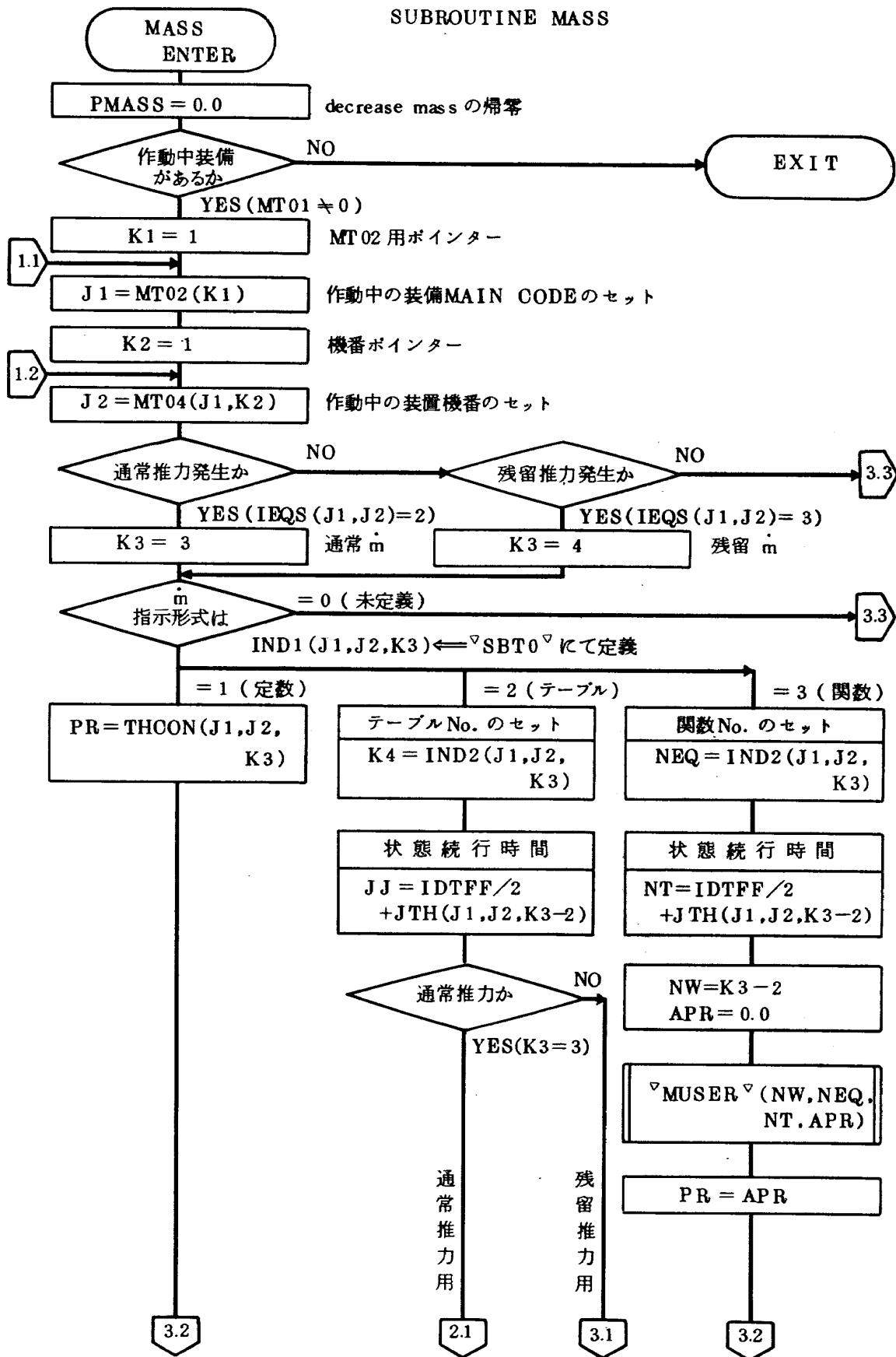


図 7.47 MASS 論理フローチャート (1)

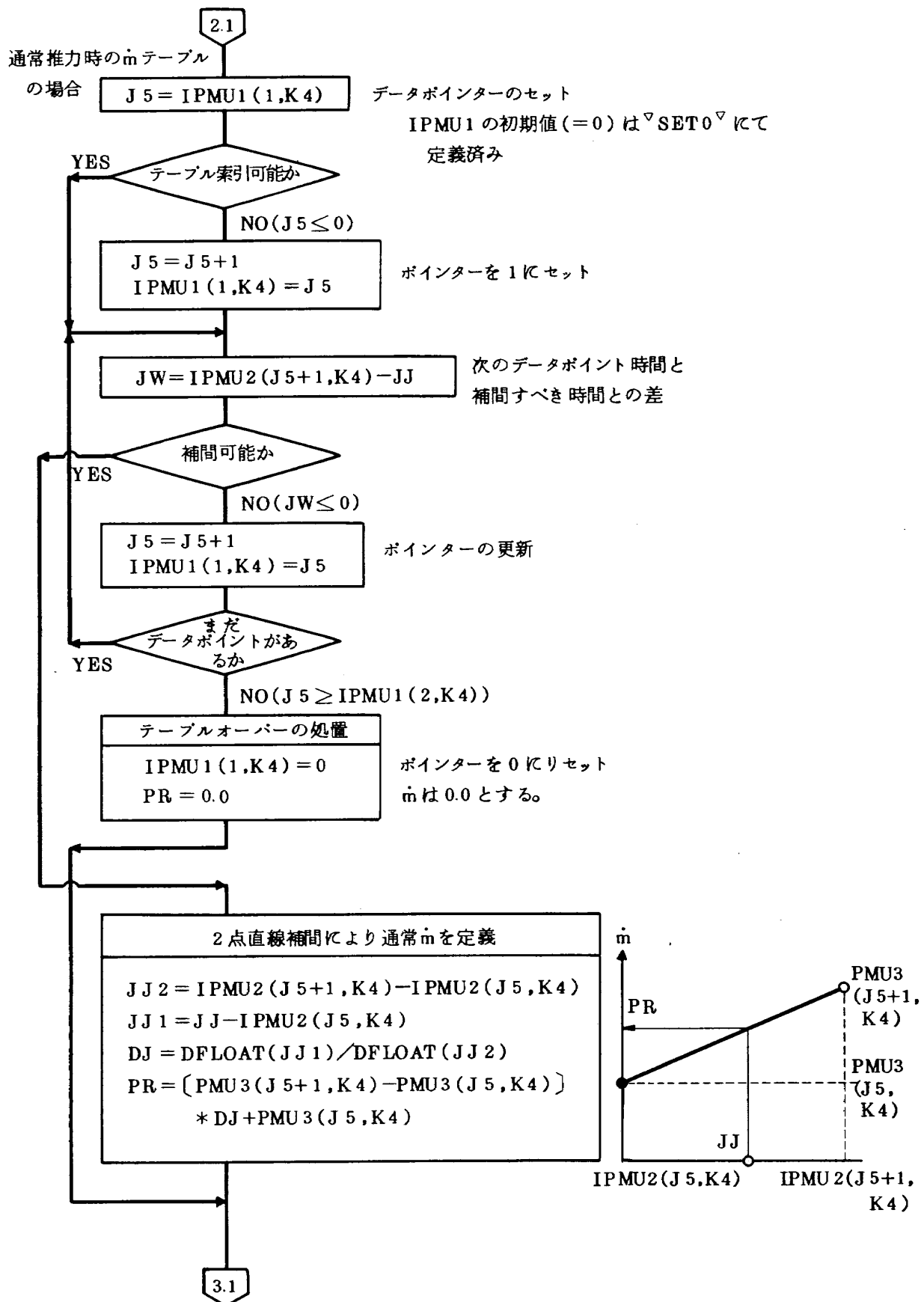


図 7.47 MASS 論理フローチャート (2)

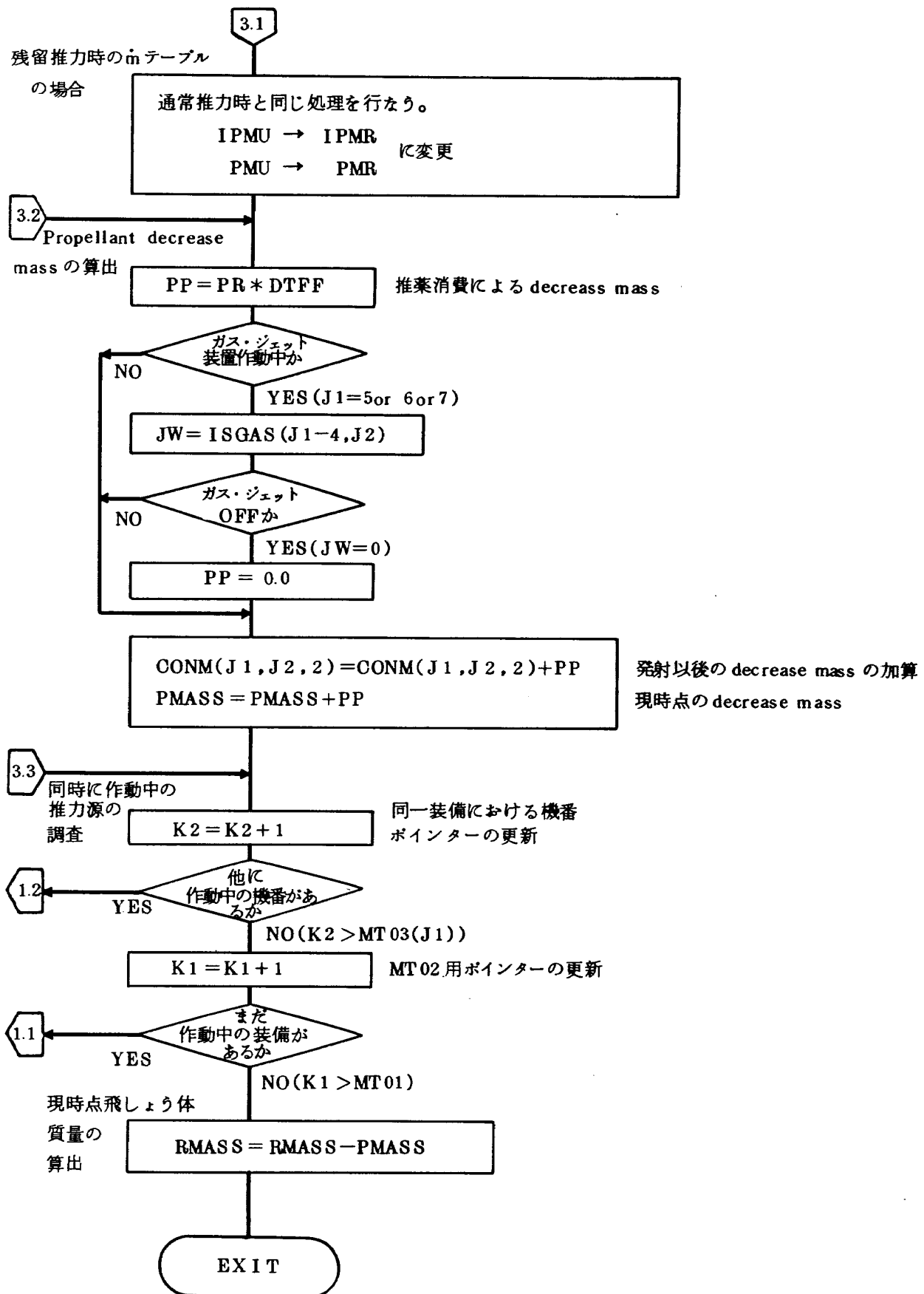


図 7.47 MASS 論理フローチャート (3)

を定義すればよい。ここで、

NW=1; 通常推力, NW=2; 残留推力

NEQ; ユーザーが定義した関数式のナンバー

NT; 現時点における状態続行時間[msec]

ARG; 上記条件によって定義される推力の値である。

(2) 推力の大気圧補正

推力は運動量推力と圧力推力とから成り、前者は燃焼条件によって変化し、後者は外部大気圧によって変化する。従って、飛しょう体の上昇に伴い外部大気圧が変化するので、推力を海面上の大気圧で定義した場合（逆に、真空中で定義して外部大気圧を考慮する場合も同様）には、圧力推力の補正を行なう必要がある。

圧力推力の補正は、現時点における飛しょう体の海面上よりの高度(H_{SL})を用いて、標準大気表より外部大気圧(P_A)を求めて、式(4.1.14)を用いると、補正量(F_{TP})は、

$$F_{TP} = 10332.0 (P_D - P_A) A_E \quad (7.3)$$

となる。ここで P_D はユーザーが推力データを定義した時の外気圧で、 P_D, P_A 共単位は[Atm]である。また、 A_E はエンジンノズルの有効出口面積[m²]で、同一状態中その値が一定の場合には▽SET0▽で定義した値を用いるが、燃焼中に出口面積が変わるものは▽THRUST▽の中で再定義する。

圧力推力を標準大気圧で定義したものは、真空中では約10~20%大きくなるので、RMAPではその最大補正量を20%にしてある。また今の所、大気圧補正を行なうのは通常推力のみとしてある。

(3) フローチャート

▽THRUST▽の基本的な処理の流れは、前述の▽MASS▽と同じである。即ち、MOUNT TABLEの情報と推力の定義形式に従って、また大気圧補正を行なう場合はその補正量を計算して、その時点の推力を求める。

▽THRUST▽を稼動する上で、注意しなければならないことがある。それは、作動中の装備の状態続行時間（燃焼時間, JTH)の更新がこの▽THRUST▽の中で行なわれるので、この情報を用いるルーチン（例えば▽MASS▽）は、▽THRUST▽の前でその処理をしなければならない。図7.48に▽THRUST▽の論理フローを示す。

7.4.14 ▽FANDM1▽

(1) 概要

▽THRUST▽ルーチンから得られる推力を用いて、4.4で述べたフライト・コントロール・システムによりジンバル機構のものはエンジン振れ角、ON-OFF制御のものはその制御信号等を発生させ、どのような推力ベク

トルを発生させるべきかを決定して、飛しょう体に作用する併進力および回転モーメントを求めるルーチンが、▽FANDM1▽である。

今回報告しているRMAPのフライト・コントロール・システムは、「モデル-1系」として、ジンバル機構の場合、アクチュエータモデルは考慮せず『操舵指令角とエンジン振れ角が等価』であるとするモデル、また、バーニアエンジンについては、ロール制御のみ可能なモデルを設定して▽FANDM1▽としている。なお、このフライト・コントロール・システムは、その後いくつかの変更や修正を行ない、いろいろなモデル系を設定し、その解析やシミュレーションを行なったので別途報告する予定である。

(2) モデル-1系のフライト・コントロール・システム

i) メインエンジン（ジンバル機構）

各エンジン毎に設定したフィードバック・ゲインを用いて、フライト・コントロール方程式；式(4.4.1)よりピッチおよびヨー方向のエンジン振れ角を求める。即ち、

$$\left. \begin{aligned} \beta_y &= FG_y (STEER_y - FGR_y \times RATEG_y) \\ \beta_z &= FG_z (STEER_z - FGR_z \times RATEG_z) \end{aligned} \right\} \quad (7.4)$$

となる。ここで、FGはポジション・フィードバック・ゲイン、FGRはレート・フィードバック・ゲイン、STEERは姿勢角誤差、RATEGはレートジャイロからの出力である。なお、レートジャイロは理想的なものを仮定し、フライト・ダイナミクスを解いて求めた ω_B を用いて、RATEG= ω_B としている。

エンジン振れ角により推力ベクトル方向が決定され、併進力および回転モーメントを得る。

ii) バーニアエンジン

メインエンジン同様、式(4.4.4)より

$$\beta_x = FG_x (STEER_x - FGR_x \times RATEG_x) \quad (7.5)$$

を得て、これにより併進力および回転モーメントを求める。

iii) ジンバル機構を持たないメインエンジン, SOB, アレッジモータ

これらは固定推力方向を有するものとして、操舵の対象とはしない。

iv) ガスジェット装置

モデル-1系のカスジェット装置はON-OFF制御系で、ある時点において飛しょう体に要求される姿勢角、および回転角速度と、飛しょう体の現時点の姿勢角および回転角速度を比較してそれぞれの差を求め、差の大小および符号によりどのように制御したらよいかを決定す

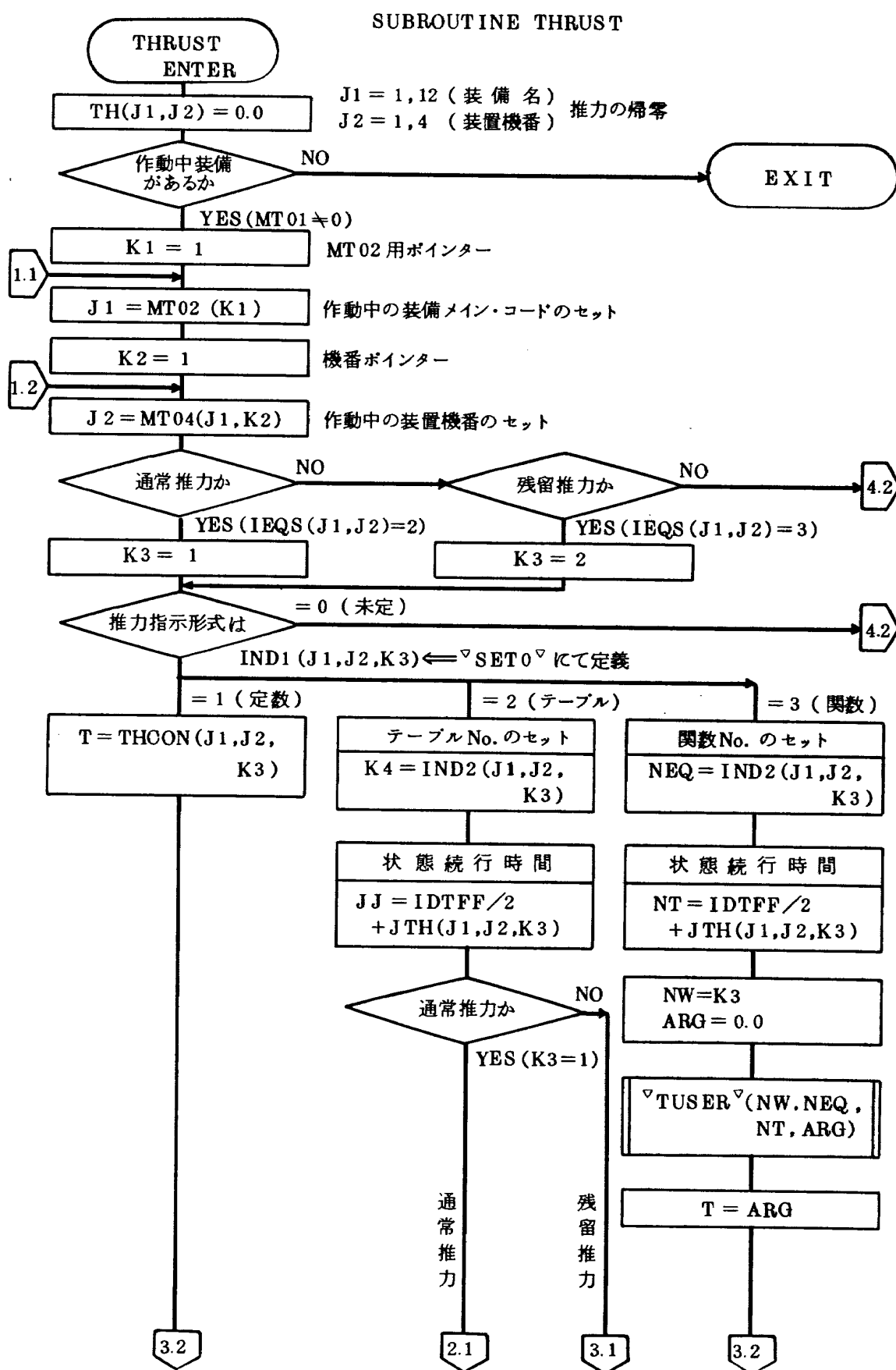


図 7.48 THRUST 論理フローチャート (1)

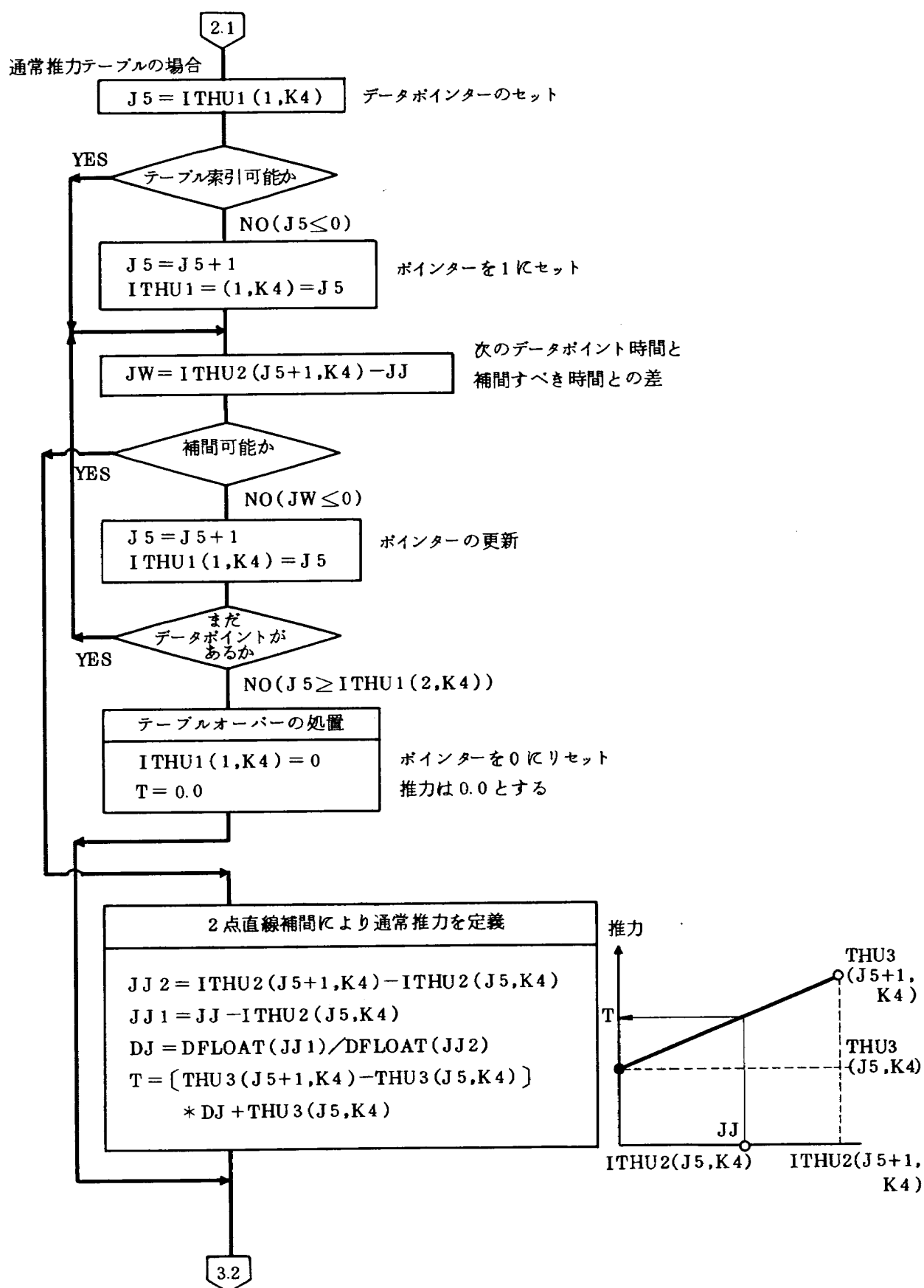


図 7.48 THRUST 論理フローチャート (2)

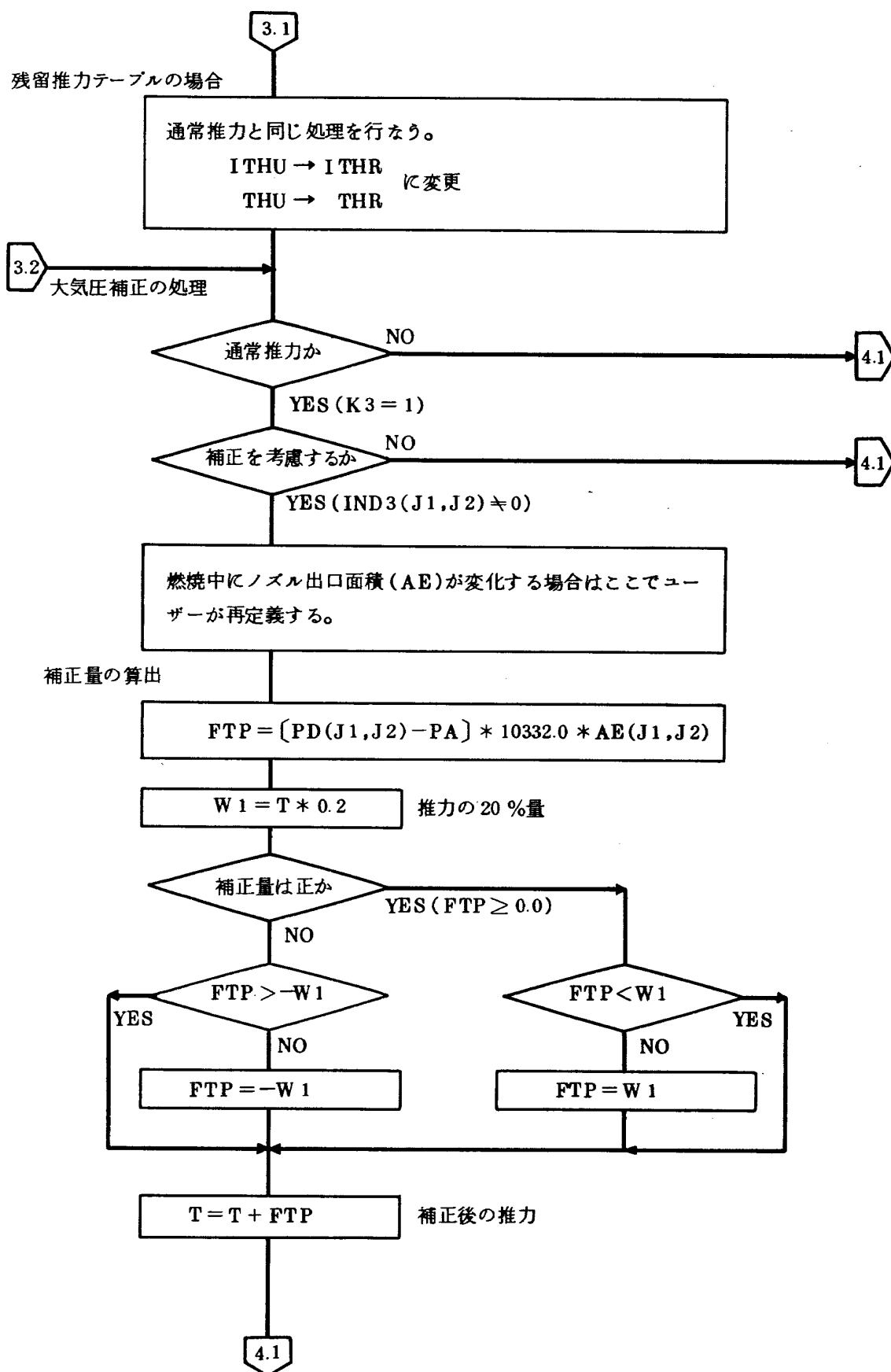


図 7.48 THRUST 論理フローチャート (3)

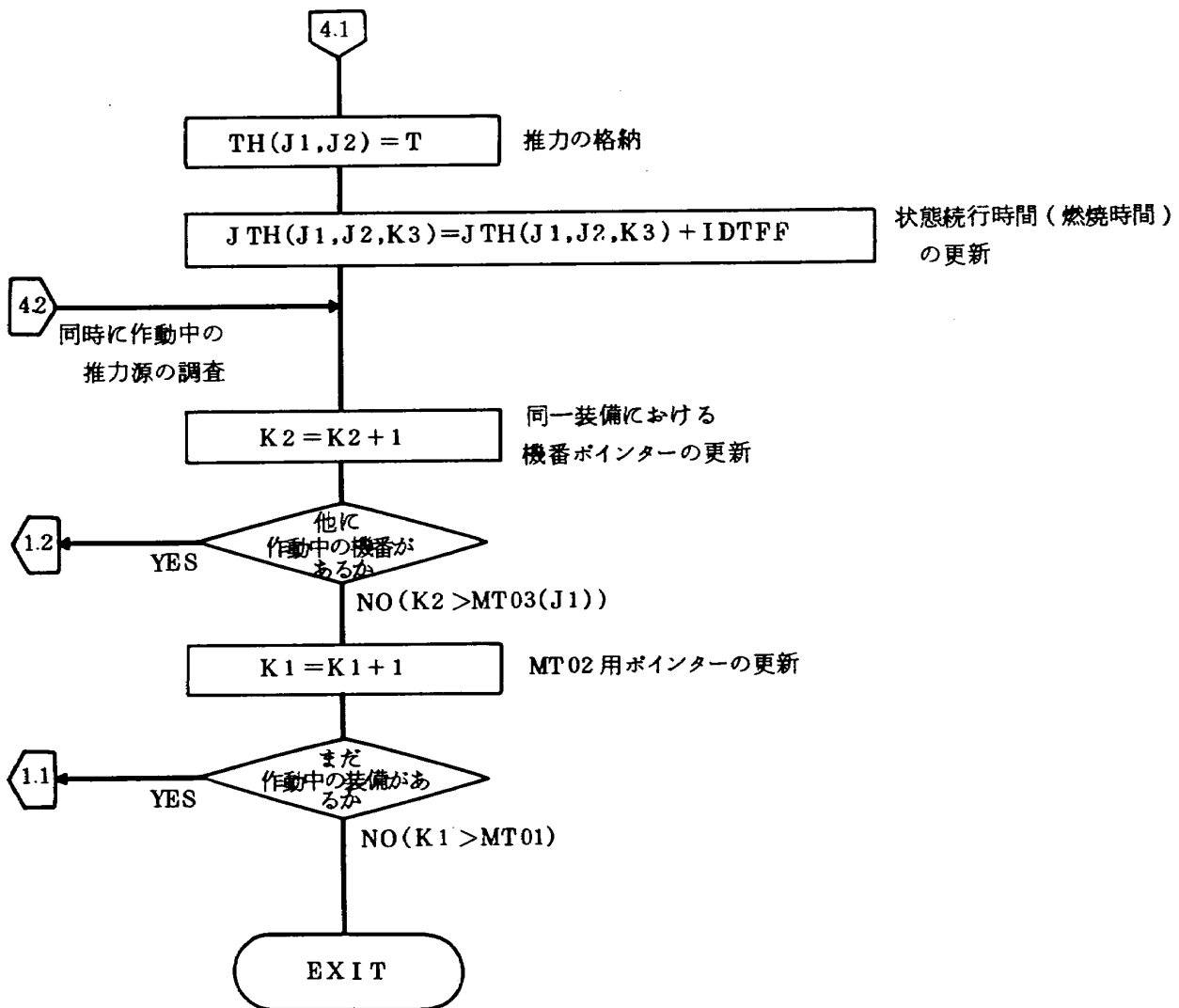


図 7.48 THRUST 論理フローチャート (4)

る。また、ON-OFF 制御命令が積分刻み毎に決定されるので、ガスジェットの 1 パルスの統行時間は積分刻みと等しくなる。従って、実系とは多少異なっている。モデル-1 系ガスジェット装置のアルゴリズム、解析結果等の詳細は、別途報告する予定である。

(3) フローチャート

モデル-1 系のフライト・コントロール・システムは、 ∇ EVE3 ∇ で作成される MOUNT TABLE の情報によりどの推力源が作動中かを知り、その推力源に適切なフライト・コントロール方程式を解いて、発生すべき推力の方向を決定する。ジンバル機構のエンジン振れ角は、ユーザーが設定した最大振れ角を越えないように処理をしている。

各推力源毎の併進力および回転モーメントは、4 章に記述してある各式を用いて求めている。この中で、バーニアエンジンによる姿勢制御を今回は省略しているので、バーニアエンジンの推力は固定軸方向の併進力のみに寄

与している。図 7.49 に ∇ FANDM1 ∇ の論理フローを示す。

7.4.15 ∇ DEFLEC ∇

(1) 概要

ジンバル機構エンジンの場合、フライト・コントロール方程式を解くことによってエンジン振れ角を得るが、この振れ角はジンバルの構造上ある制限を受ける。従って、エンジン振れ角が制限量 (β_{\max}) を越える場合の処理を行なうのが ∇ DEFLEC ∇ ルーチンである。

(2) フローチャート

∇ DEFLEC ∇ は、エンジン振れ角 (B) と制限量 (DM) を引数形式で入力して、実際に動かす振れ角 (BB) を出力する。制限量は、 ∇ DEFLEC ∇ を CALL する前に、ユーザーが適切な値を [degree] 単位で設定しておく。図 7.50 に論理フローを示す。

7.4.16 ∇ AERO ∇

(1) 概要

飛しょう体が大気中を飛しょうする場合には空気力を

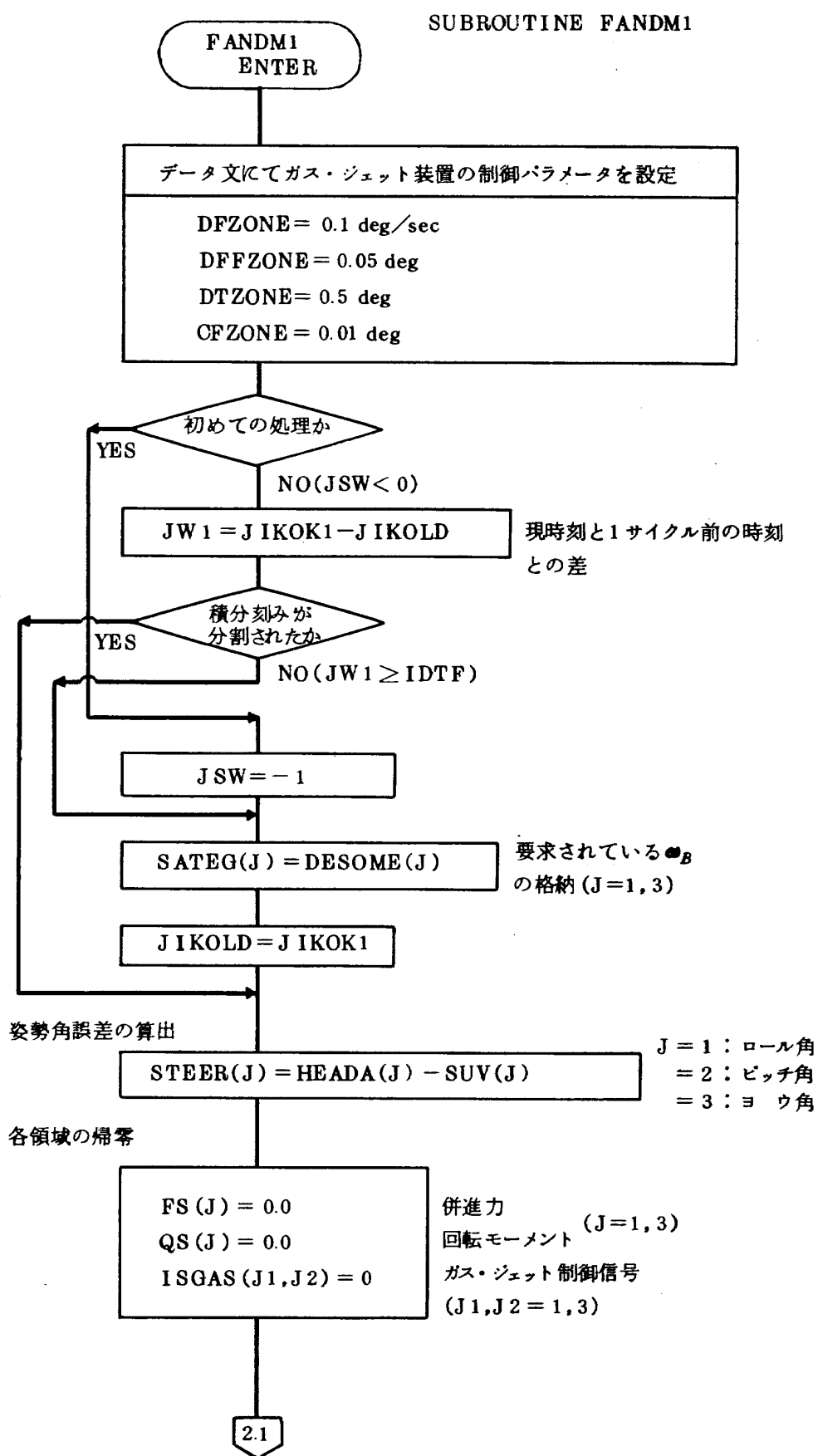


図 7.49 FANDM1 論理フローチャート (1)

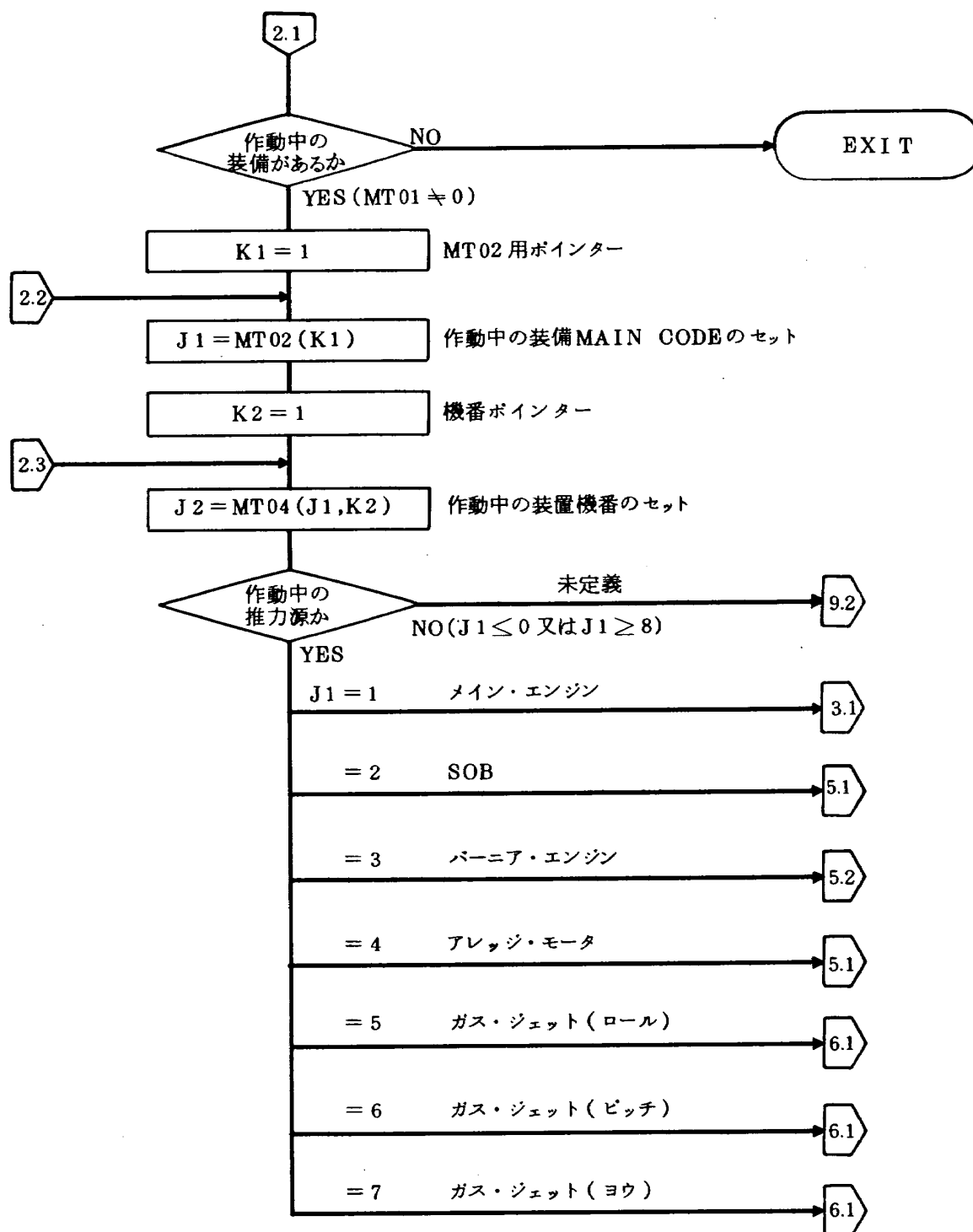


図 7.49 FANDM1 論理フローチャート (2)

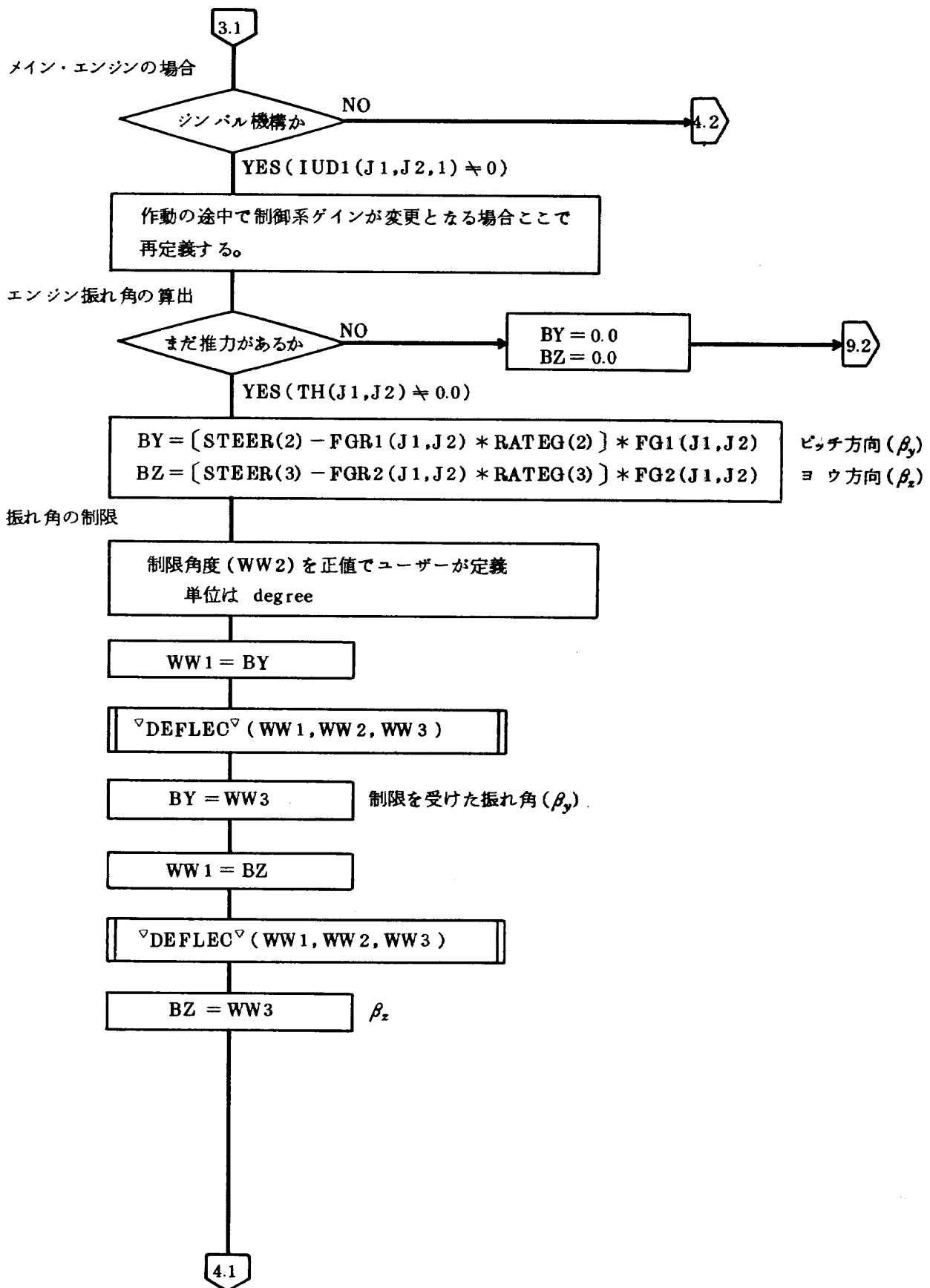


図 7.49 FANDM1 論理フローチャート (3)

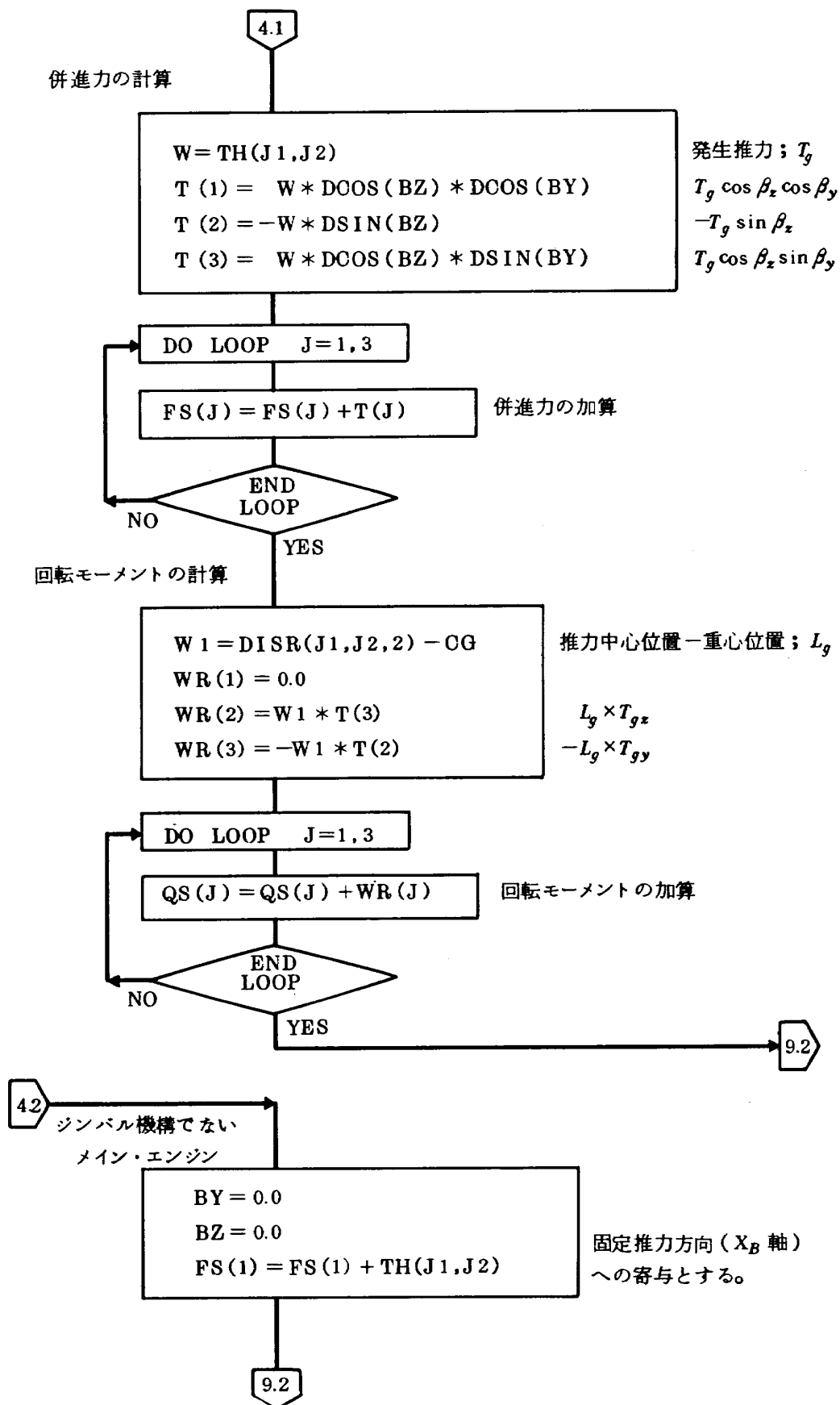


図 7.49 FANDM1 論理フローチャート (4)

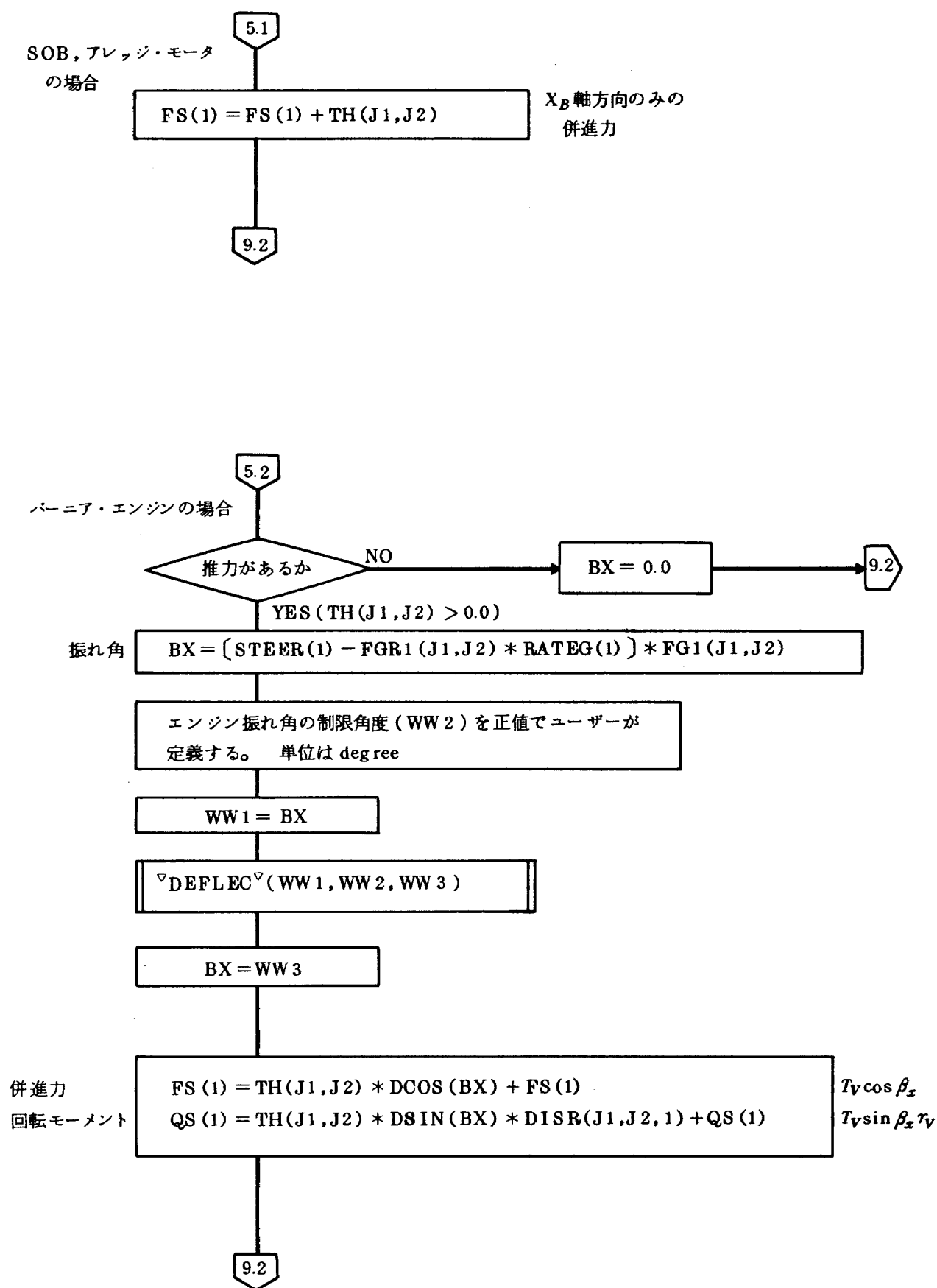


図 7.49 FANDM1 論理フローチャート (5)

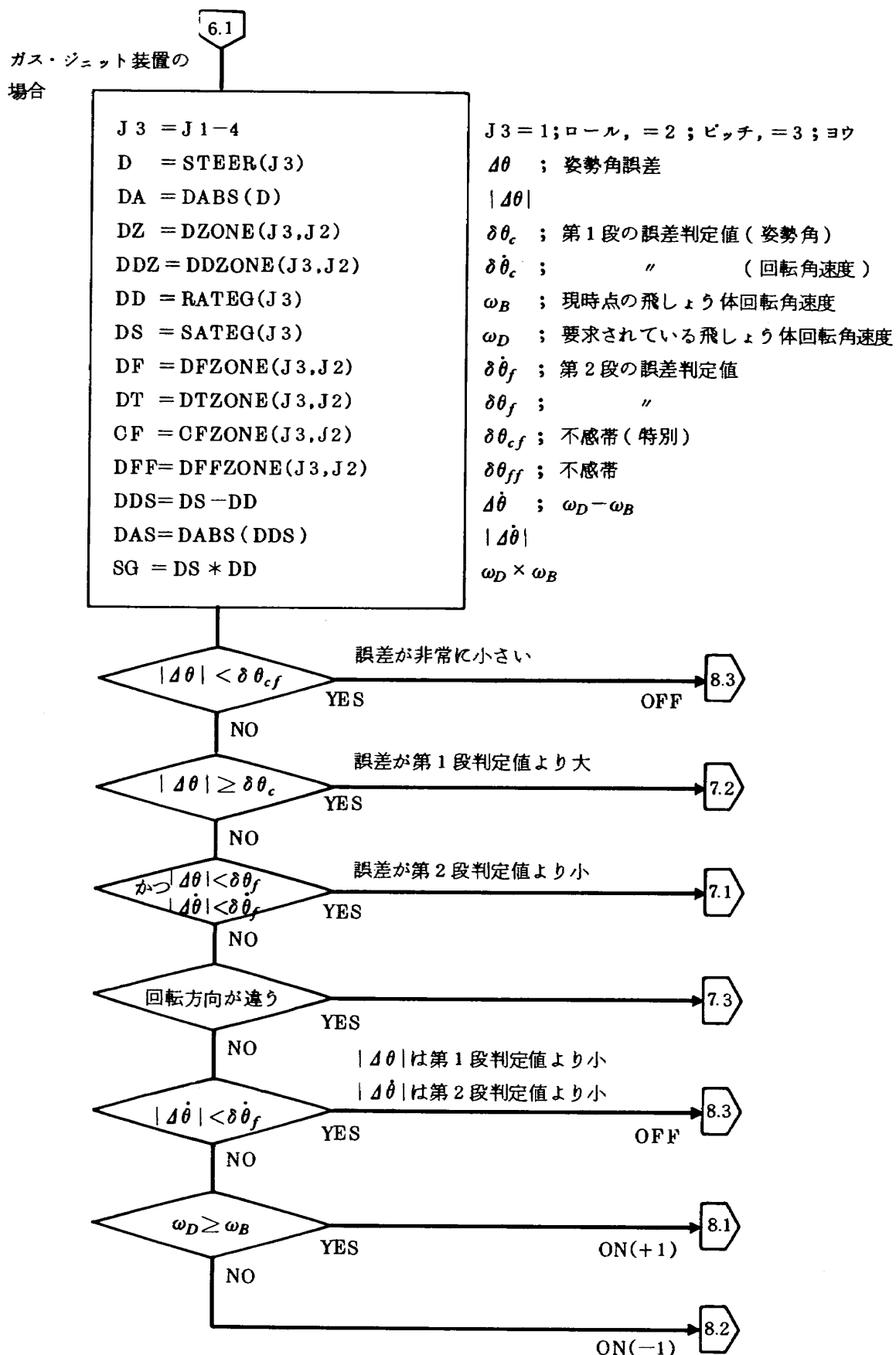


図7.49 FANDM1 論理フローチャート (6)

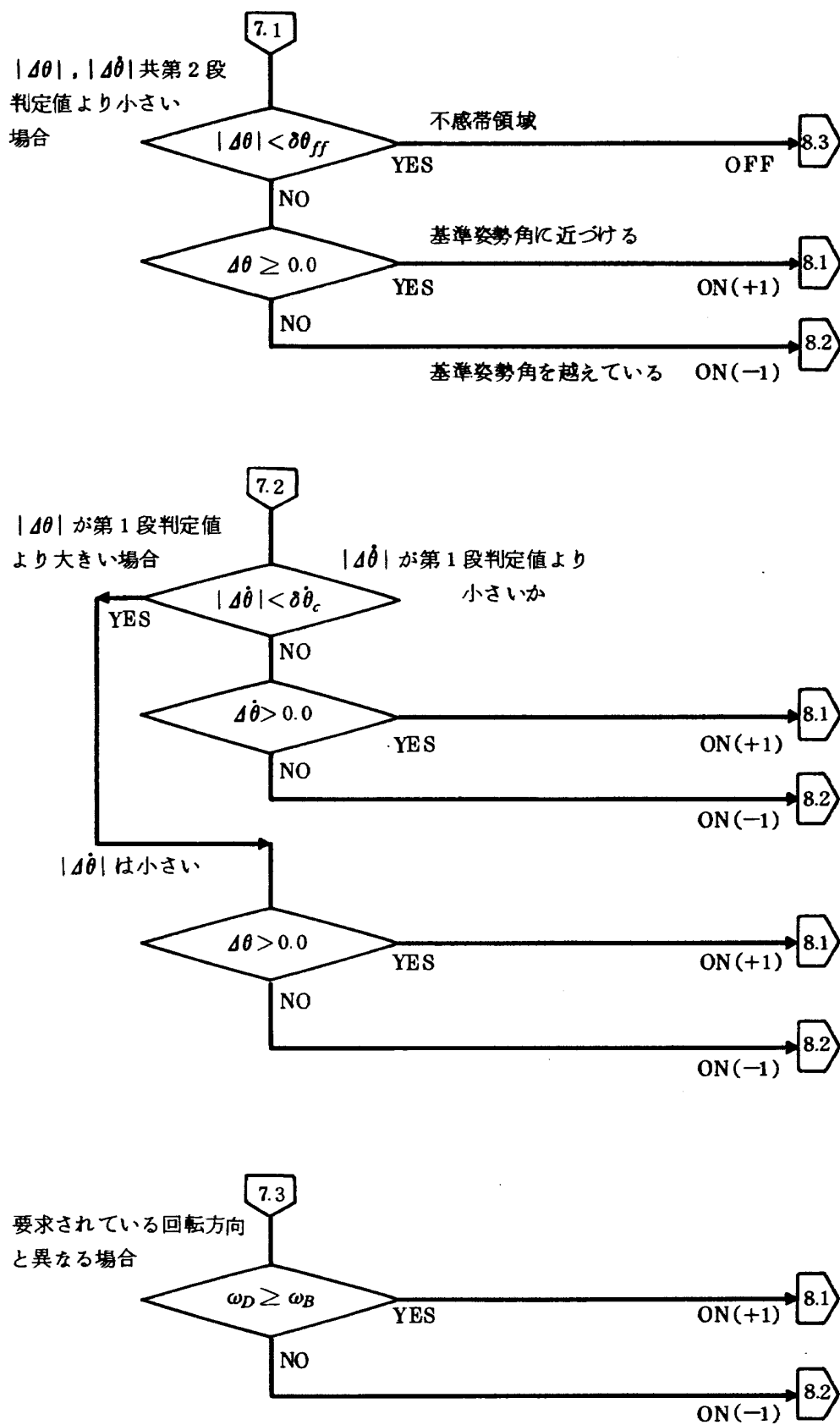


図 7.49 FANDM1 論理フローチャート (7)

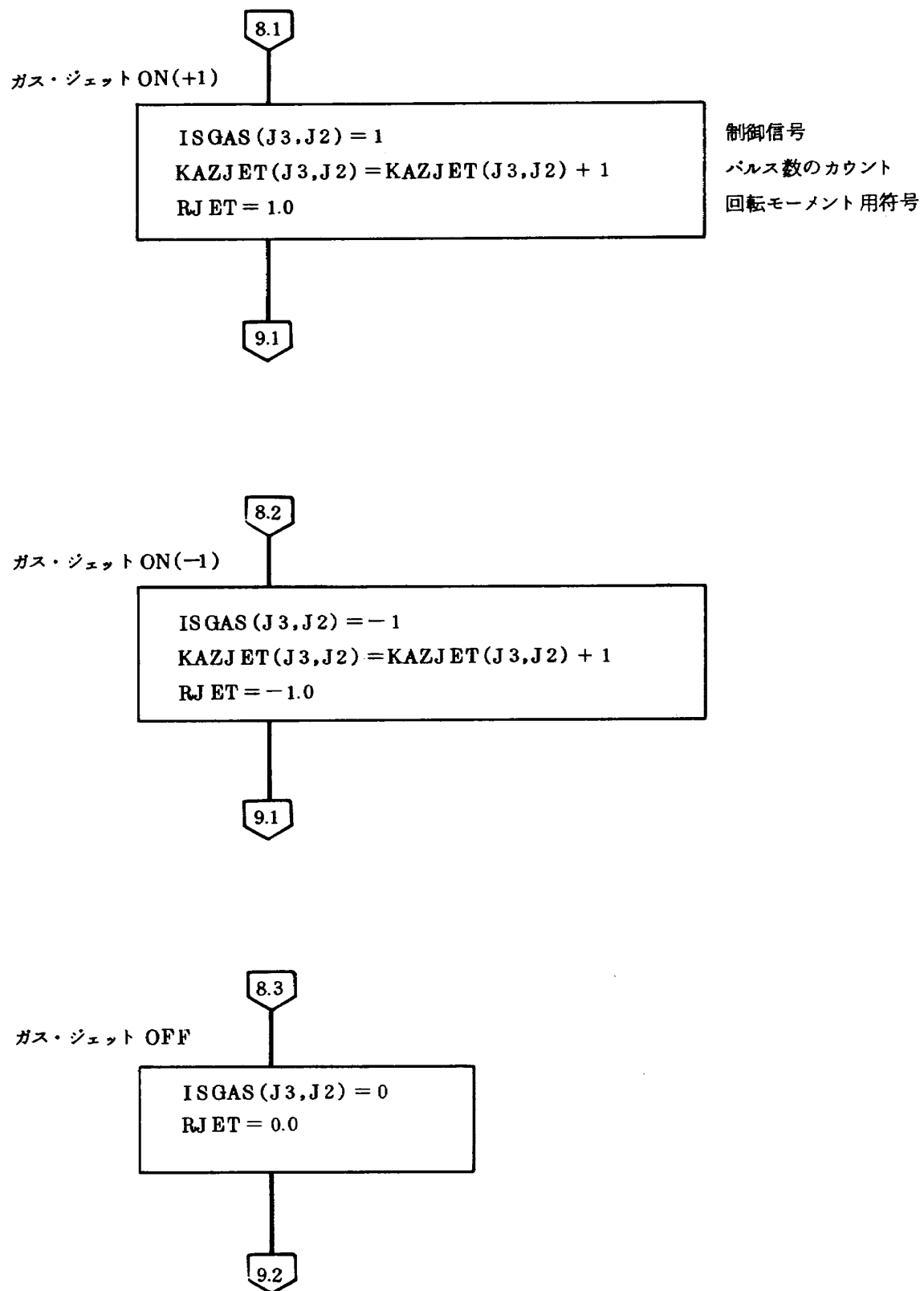


図 7.49 FANDM1 論理フローチャート (8)

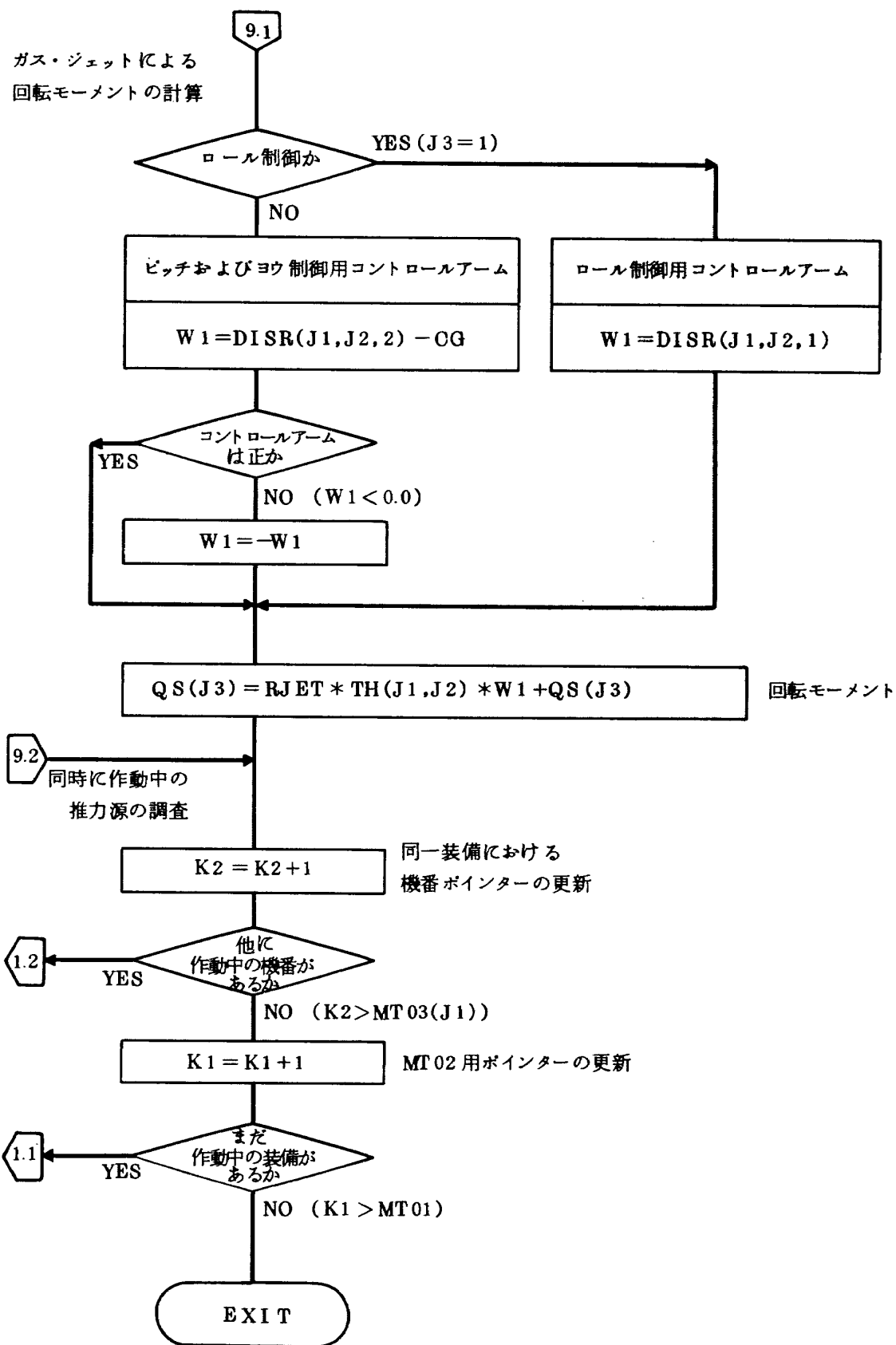


図 7.49 FANDM1 論理フローチャート (9)

SUBROUTINE DEFLEC(B, DM, BB)

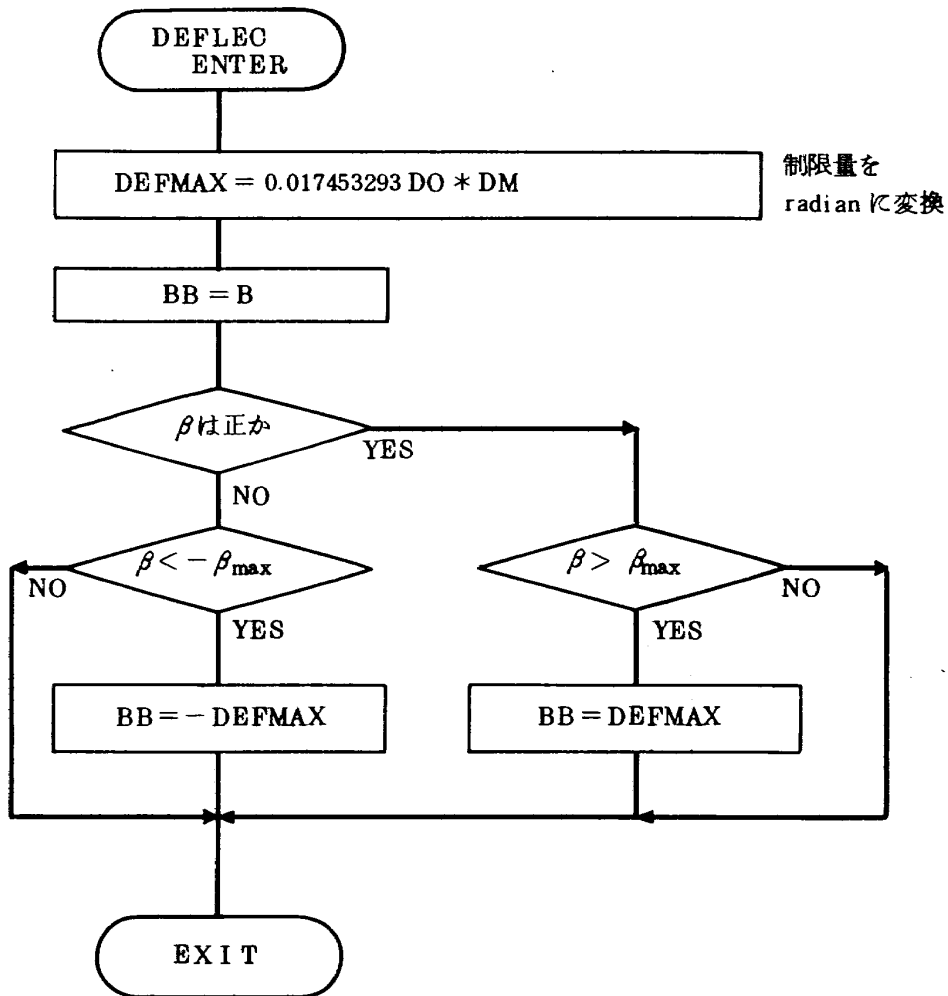


図 7.50 DEFLEC 論理フローチャート

考慮する必要がある。このルーチンでは、現時点の飛しょう体の空力係数や局地的な風の状態等によって発生する併進力および回転モーメントを求める。

空気を考慮するか否かは、ユーザーが指示する空力計算限界高度（海面上高度）によって決定される。

空気を考察するための飛しょう体に関するパラメータは、 C_p , C_D , C_{Na} , C_{Mq} および S , SL があり、現時点における飛しょう体の状態およびマッハ数に応じて変化するものとして取扱う。飛しょう体の状態とは、SOB DROP とか SEPARATION, あるいはエンジンが燃焼しているかどうかを示す。従って、ユーザーはそれぞれの状態に応じたデータテーブルを作成する。

空力データテーブルは、次のブロックによりその領域が用意される。

／ACBK 1／ IACO, IAC1 (10, 10), IAC2 (10),
IAC3 (4), AC4 (40, 10), AC5 (10,
40, 5), AC6, AC7 (2, 10)

図 7.51 にデータテーブルの模式図を示す。データテーブルは現在 10 種類の状態変化に対応でき、それぞれのテーブルのデータポイントは 40 個となっている。これは領域の問題であるので、ユーザーは任意に増減が可能である。また、1 つのデータテーブルは、あるイベントからあるイベントまでの 1 つの状態に対して用意するので、'IAC1' に

	装備 MAIN CODE (1~12 のいずれか)
	装置機番 (1~4 のいずれか)
	COMMAND CODE (1~4 のいずれか)
	HELPER (通常は 0 をセット)

の順でイベントを表現する。

(2) フローチャート

図 7.52 に示すように、 ∇ AERO ∇ の処理は大別して 3 つになる。まず最初は初期設定で、ここでは空力パラメータのデータを用意する。この場合、ユーザーは空力データをカードより入力するか、あるいはプログラム内部

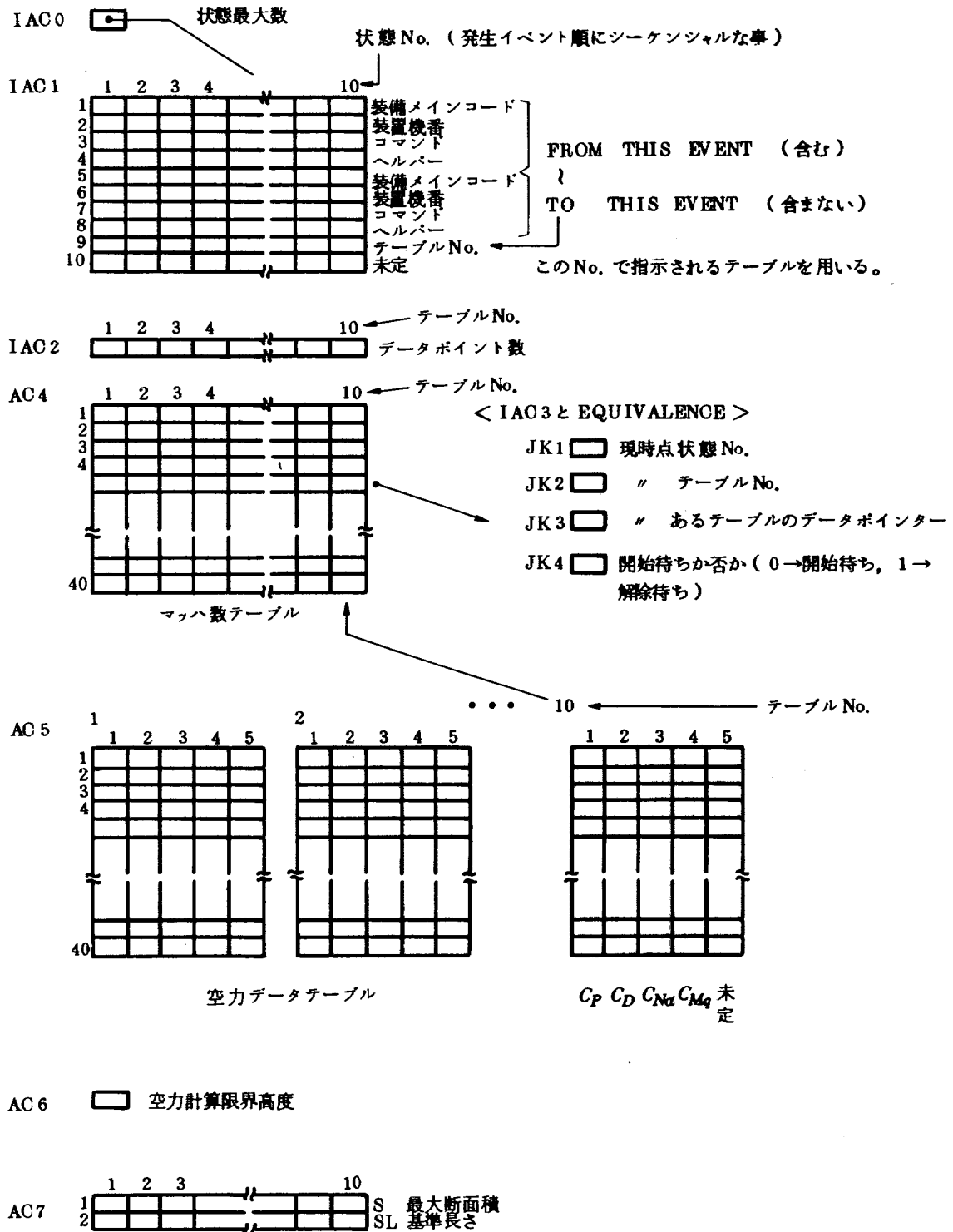


図 7.51 空力関係データテーブル領域模式図

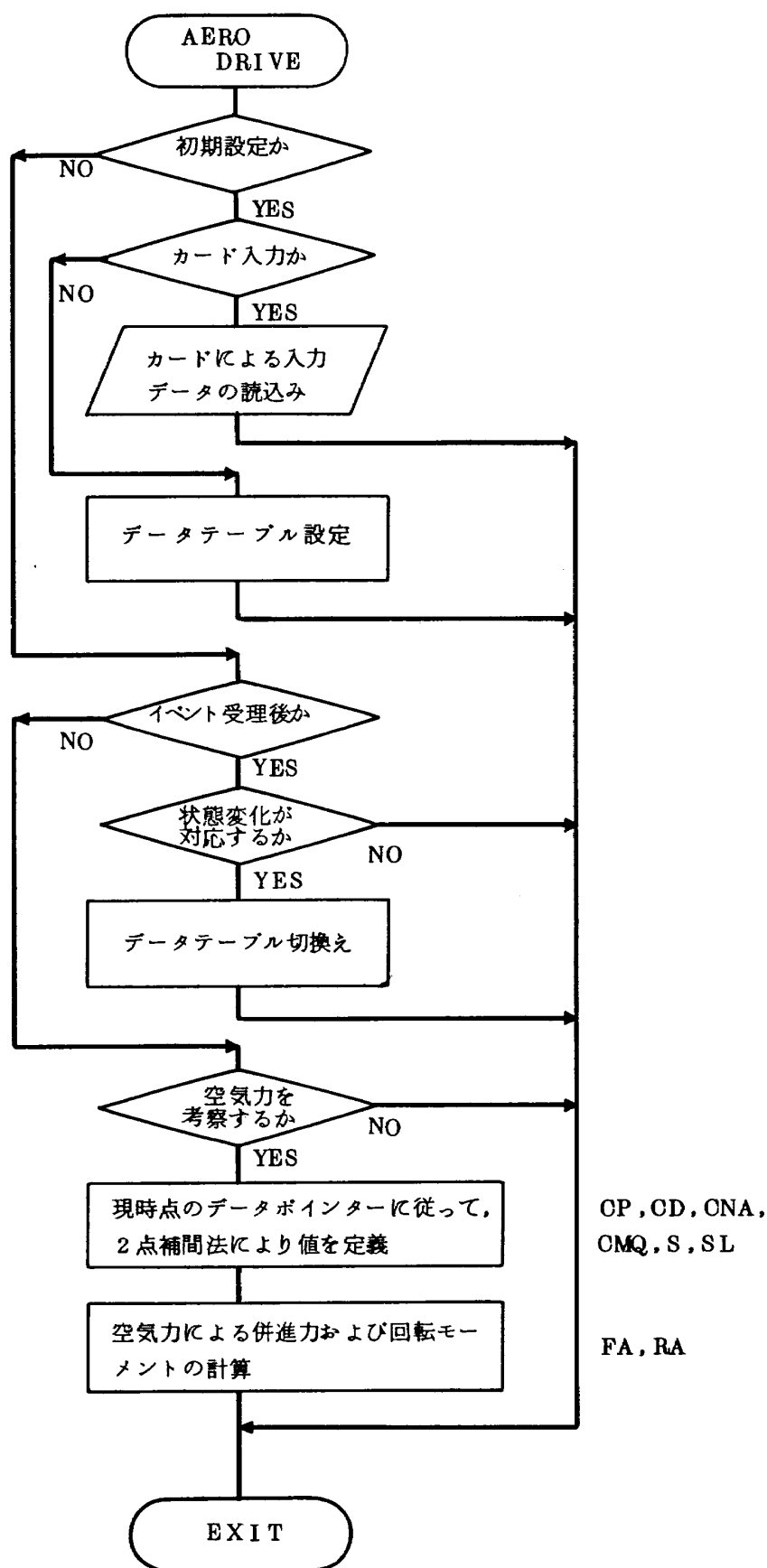


図 7.52 AERO 稼動フローチャート

にデータテーブルを設定する。次はイベント受理直後の処理で、発生したイベントがユーザーの指示した状態変化に対応するか否かによって、データテーブルの切換えを行なう。最後は通常の処理で、空気力を考察する場合は局地的な風を考慮して、標準大気表を用いてマッハ数を求め、それを引数として2点直線補間法によりその時点の空力パラメータの値を定義して、空気力による併進力と回転モーメントを得る。図7.53に論理フローを示す。

(3) 入力データ

空力パラメータの各データは、ユーザーがプログラム内部に用意する方法と、データカードから読み込ませる方法の2通りある。

プログラム内部に用意するものを暗黙定義と称し、図7.52のような領域に各々のデータを設定する。

カードからの入力、図7.54に示すフォーマットに基づいてデータを用意する。この中で、PHASEを表わすカードは、イベント・スケジュールに一致してタイム・シーケンシャルでなければならない。

7.4.17 ▽WIND▽

(1) 概要

このサブプログラムでは、空気力を考慮する場合の大気の流れ、即ち地球の自転によって生じる速度と、局地的な風によって生じる速度を求める。大気の流れは地面軸座標系 (E 系) で表示するので、空気力考察に際しては座標変換行列 T_{BE} をほどとして、 B 系成分表示に変換する。

(2) フローチャート

現在 ▽WIND▽ では局地的な風のモデルを用意していないため、地球の自転によって生じる速度 (W_{LE}) のみを扱っている。 W_{LE} は、現時点における地球中心から飛しょう体までの距離 (R) と緯度 (ν) を入力として、式 (4.1.17) を用いて求めている。論理フローの図示は簡単なため省略する。

7.4.18 ▽ATMOS▽

空気力を考察する上に必要なデータは、空力係数のように簡単なデータテーブルに用意できるものとそうでないものがある。空気密度、大気圧、音速等のデータは高度に対してその数値が与えられるため、精度のよい計算をする場合には、そのデータテーブルは膨大なものとなり取扱いが煩わしいので、RMAP では NALTM-137 を参照改良して、多項式で近似している。現在使用している大気モデルは、「U.S. STANDARD ATMOSPHERE, 1959」であるので、今後、最新の大気モデルに従って改良する予定である。

(2) フローチャート

▽ATMOS▽ は、現時点における飛しょう体の海面上高度 (H_{SL}) を引数形式で入力して、その時の空気密度 (RHO)、大気圧 (PA)、音速 (A) を近似式によって求める。なお、近似式の係数を簡略化するために高度は 10,000 m 単位となっている。図7.55に論理フローを示す。

7.4.19 ▽RUNGK▽, ▽FUNC▽

(1) 概要

これまでに述べた各論理プログラムによって定義された飛しょう体の各パラメータを用いて、フライト・ダイナミクスを数値積分によって解く。数値積分は4次のルンゲ・クッタ法を用いており、表7.5に示す16個の変数について数値積分を行なう。領域は一応20個分用意されているので、必要に応じて微分方程式を増すことができる。

数値積分で問題となるのが積分刻みと精度、それに処理時間の関係である。特に、慣性誘導システムのシミュレーションを行なう場合には、全系の実時間処理性と精度が重要視されるので、プログラムの構造と共に積分刻みも重要な要素となる。

従って、プログラムの使用目的によって精度および処理時間の要求は異なるものと考えられるので、RMAP では、積分刻みをユーザーが適時に指定するようになっている。また、シミュレーションを通じて一定とするばかりでなく、任意の時間区間で自由に積分刻みを変えられるようになっている。

さらに、RMAP は大型電子計算機での実時間処理を目的としているので、微分方程式を解く際の各物理量 (推力、質量、慣性モーメント等) は、処理効率を高めるために一積分区間においては一定として取扱っている。

(2) フローチャート

▽RUNGK▽ は、▽MATRIX▽, ▽LOCALR▽, ▽GRAV▽ を内部に持ち、数値積分により各パラメータが更新されるとそれに伴い、座標変換行列、局地地球半径、重力加速度がそれぞれ更新される。

▽FUNC▽ では、図7.56に示すように、 $Y0$ を入力として以下に述べる微分方程式を DYDT として求める。また V_E (E 系から見た飛しょう体の速度を E 系表現) および ω_{BE} (E 系から見た飛しょう体の回転角速度を B 系表現) を、ルンゲ・クッタの各ステップで求めるために座標変換行列 T_{EB} , T_{OE} をその都度修正している。

運動方程式は、慣性系 (E 系) で観測される飛しょう体の物理量を、機体軸系 (B 系) で表現した量で記述している。以下に運動方程式を示す。

1) 回転角速度; ω_B

ω_B の時間微分は、式 (4.2.6) を用いて、

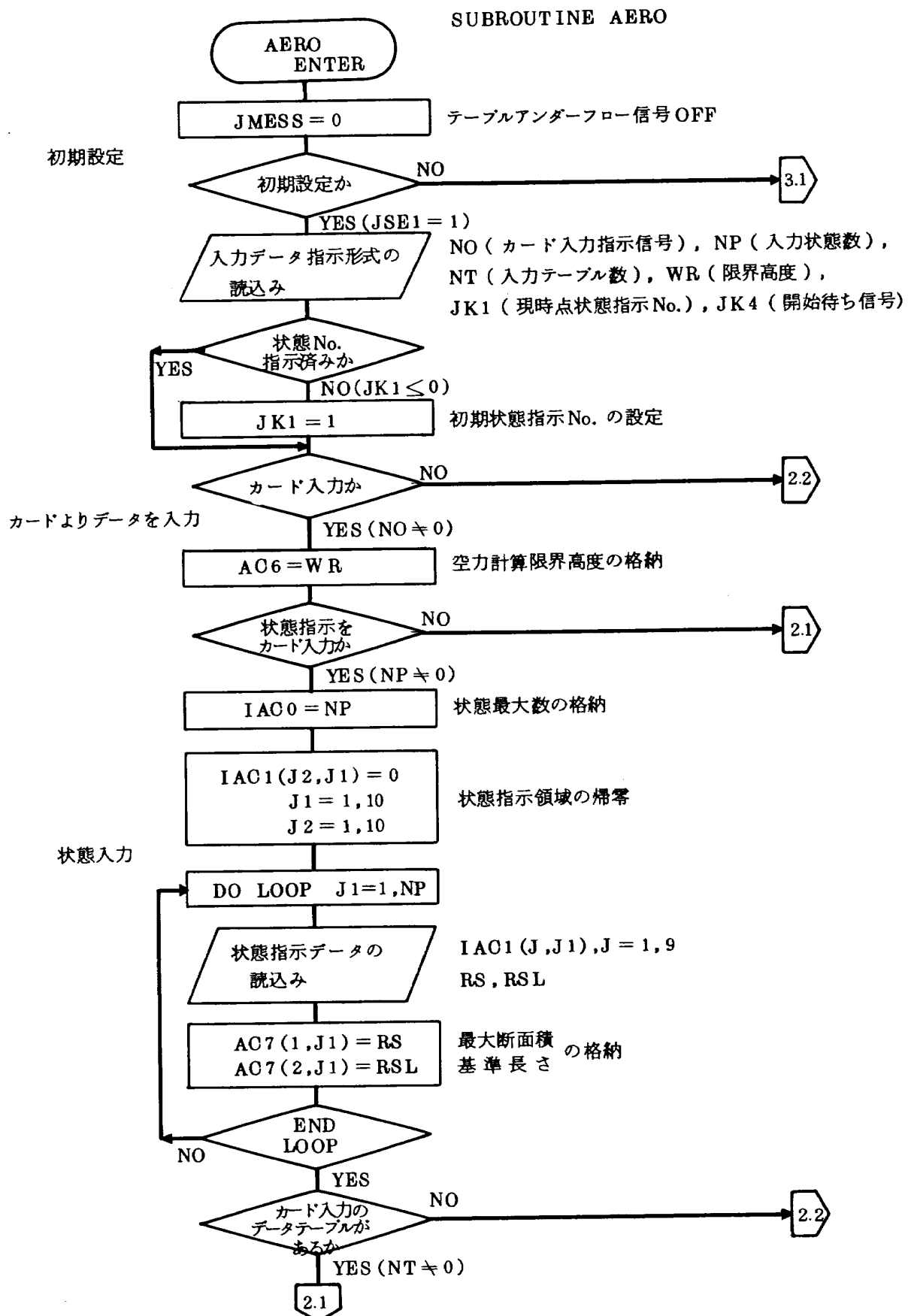


図7.53 AERO 論理フローチャート (1)

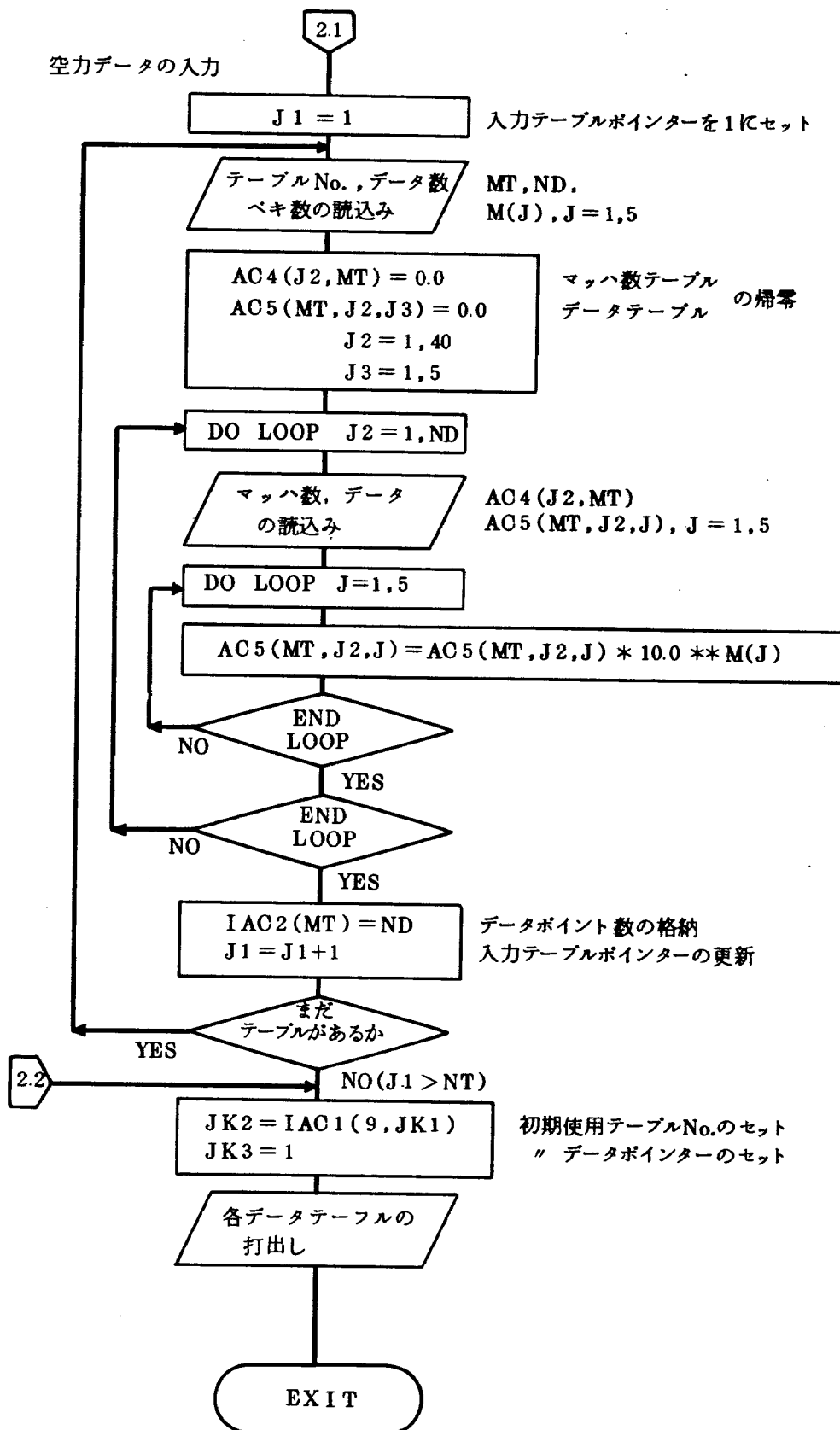


図 7.53 AERO 論理フローチャート (2)

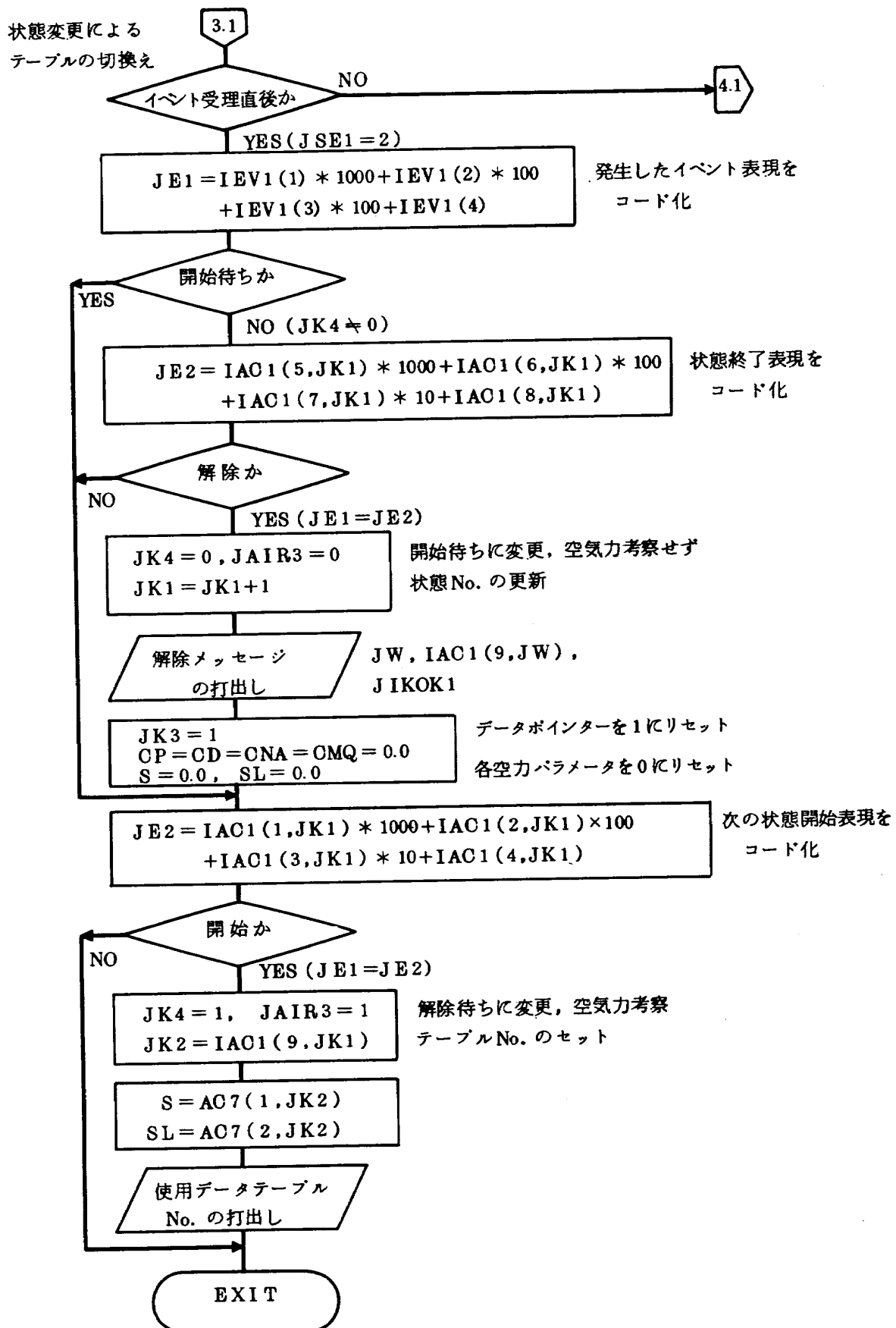


図 7.53 AERO 論理フローチャート (3)

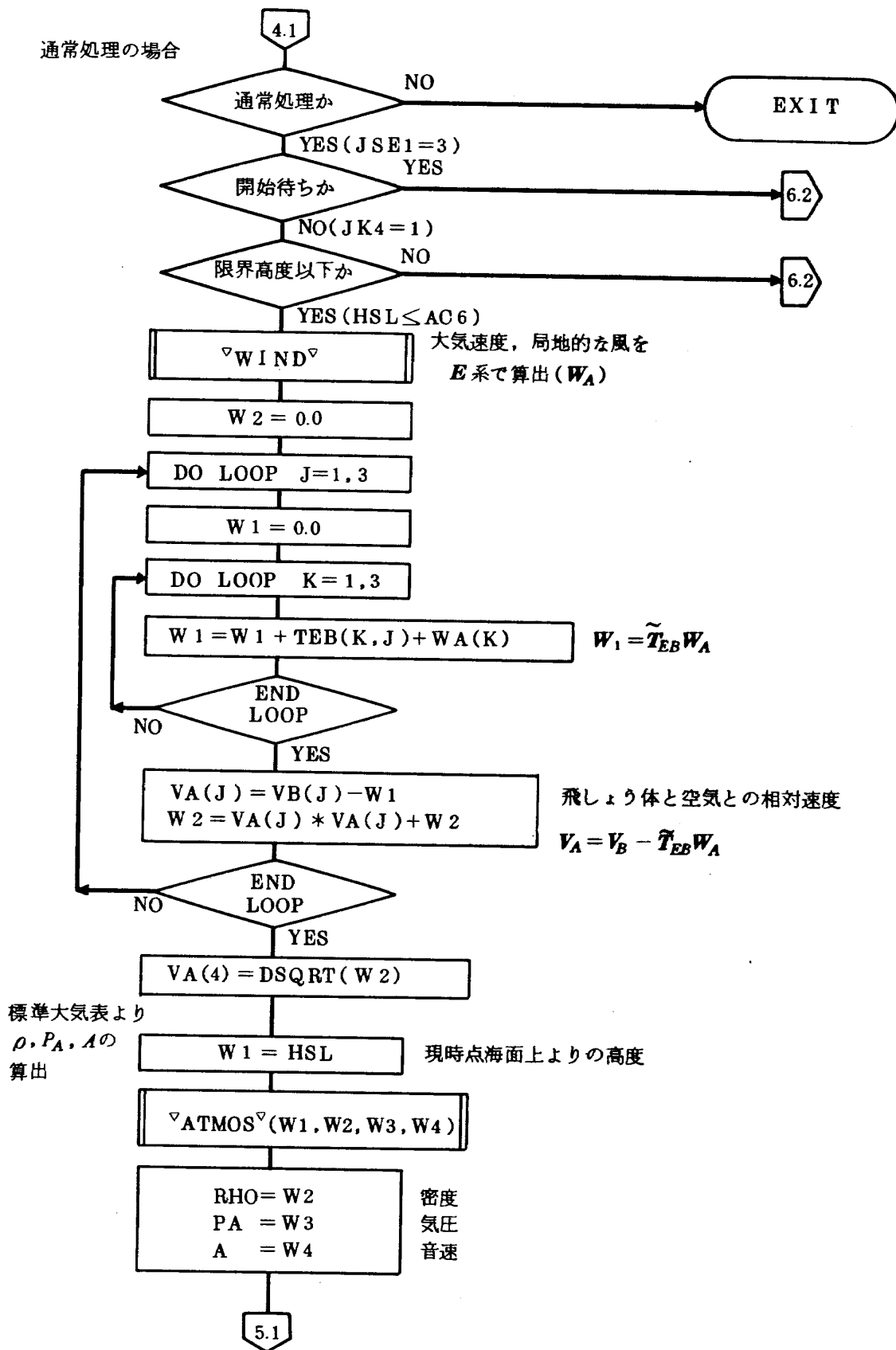


図 7.53 AERO 論理フローチャート (4)

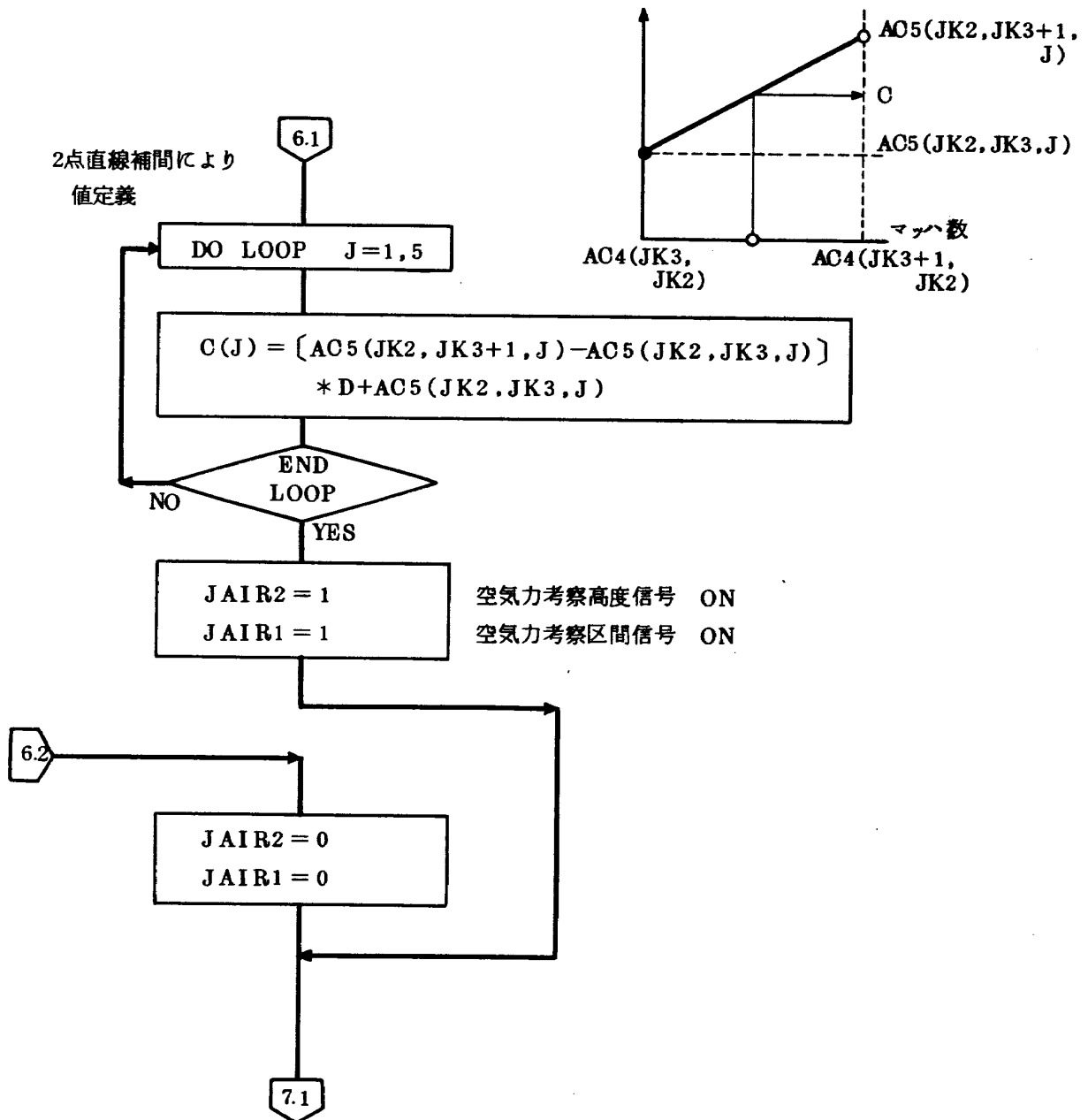


図 7.53 AERO 論理フローチャート (6)

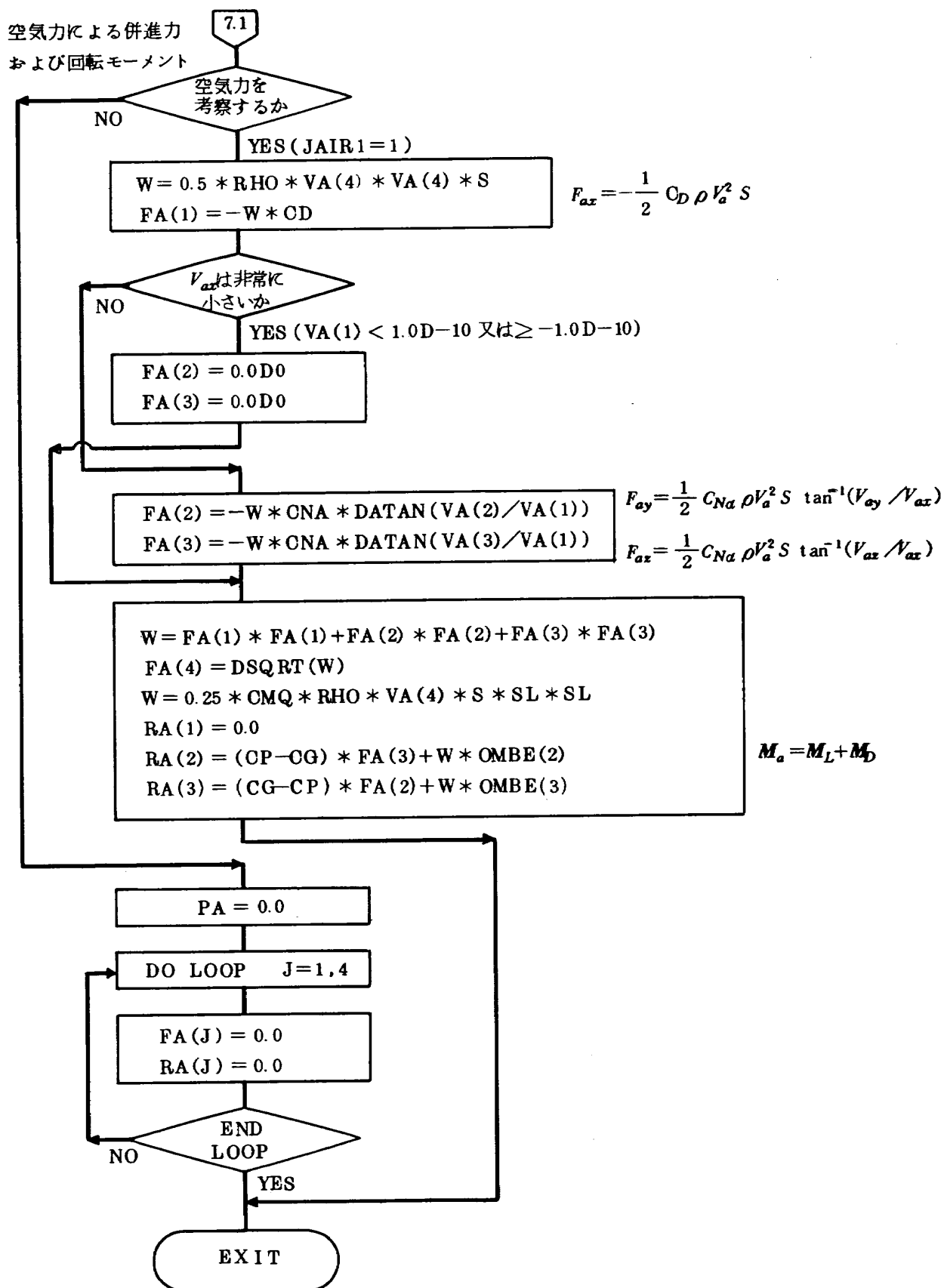


図 7.53 AERO 論理フローチャート (7)

AIR COEF. DATA													
20 X													
24 25		29 30		34 35		41		60		64 65		69 70	
NO		NP		NT		WR				JK 1		JK 4	
3 X		I 2		3 X		I 2		5 X		3 X		I 2	
F 20.0		5 X		3 X		I 2		3 X		I 2		3 X	

TABLE DATA		24 25	29 30	39 40	49 50	59 60	69 70	79 80
		MT	ND	M (1)	M (2)	M (3)	M (4)	M (5)
	3 X	I 2	3 X	I 2	I 2	I 2	I 2	I 2
				CP	CD	CNA	CMQ	CUD
				8 X	8 X	8 X	8 X	8 X

- 1, MT : カード入力データ・テーブルNo.
- 2, ND : 入力データポイント数
- 3, M (1) ~ M (5) : 読み込みデータに対して $10^{M(j)}$ を乗じる。

CARD NO.		21	30 31	40 41	50 51	60 61	70 71	80
		AC 4	AC 5	AC 5	AC 5	AC 5	AC 5	AC 5
	マップハ数		C_P	C_D	C_{Na}	C_{Ma}	C_{UD} (未定)	
	F 10. 0	F 10. 0	F 10. 0	F 10. 0	F 10. 0	F 10. 0	F 10. 0	F 10. 0

このカードは、ND 枚連続させる。
1 枚目はマップハ数が 0. 0 の時の値を用意する。
マップハ数は、 i 枚目 $< i + 1$ 枚目の事。

図 7. 54 空力パラメータデータの与え方 (2)

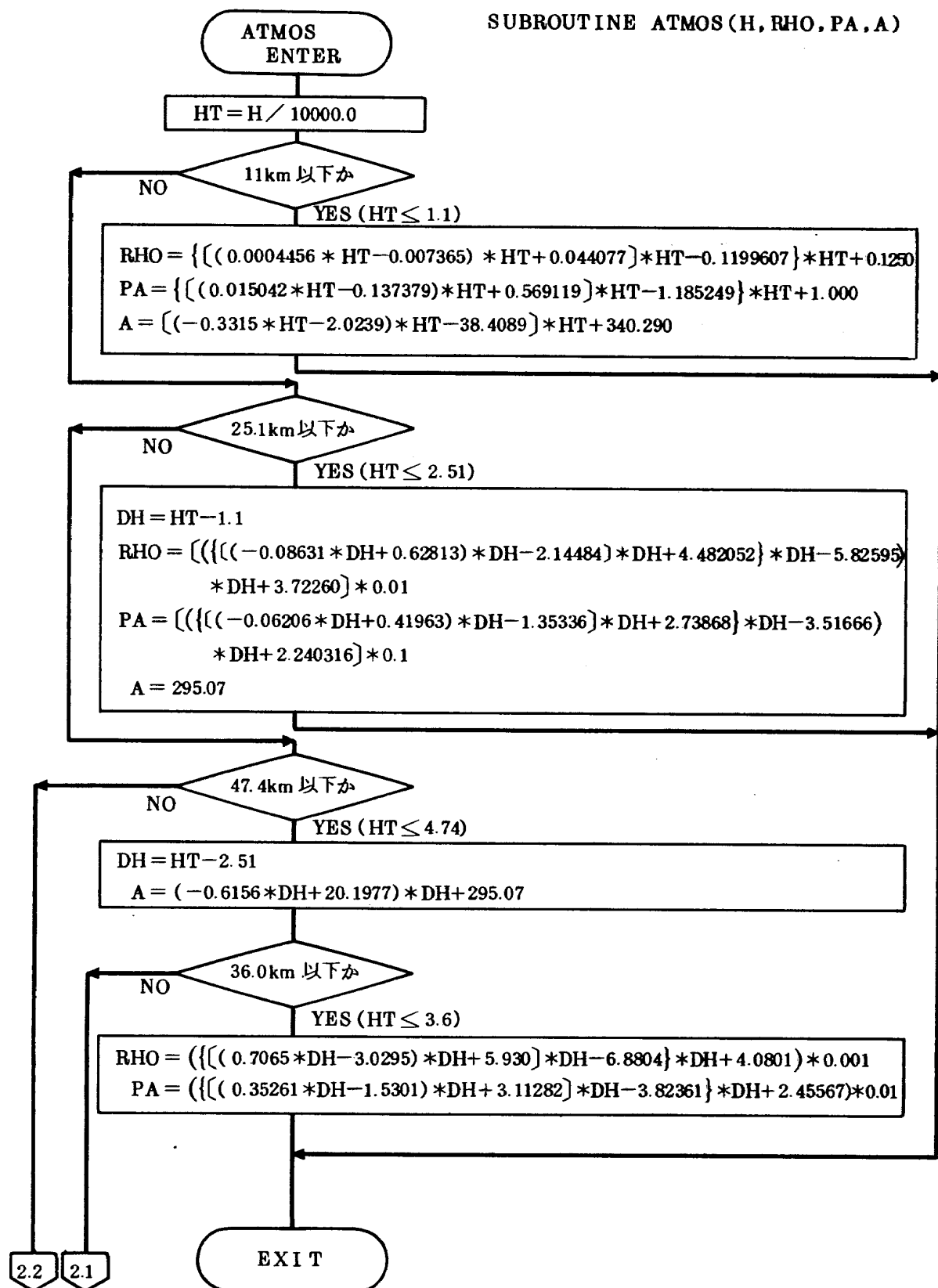


図 7.55 ATMOS 論理フローチャート (1)

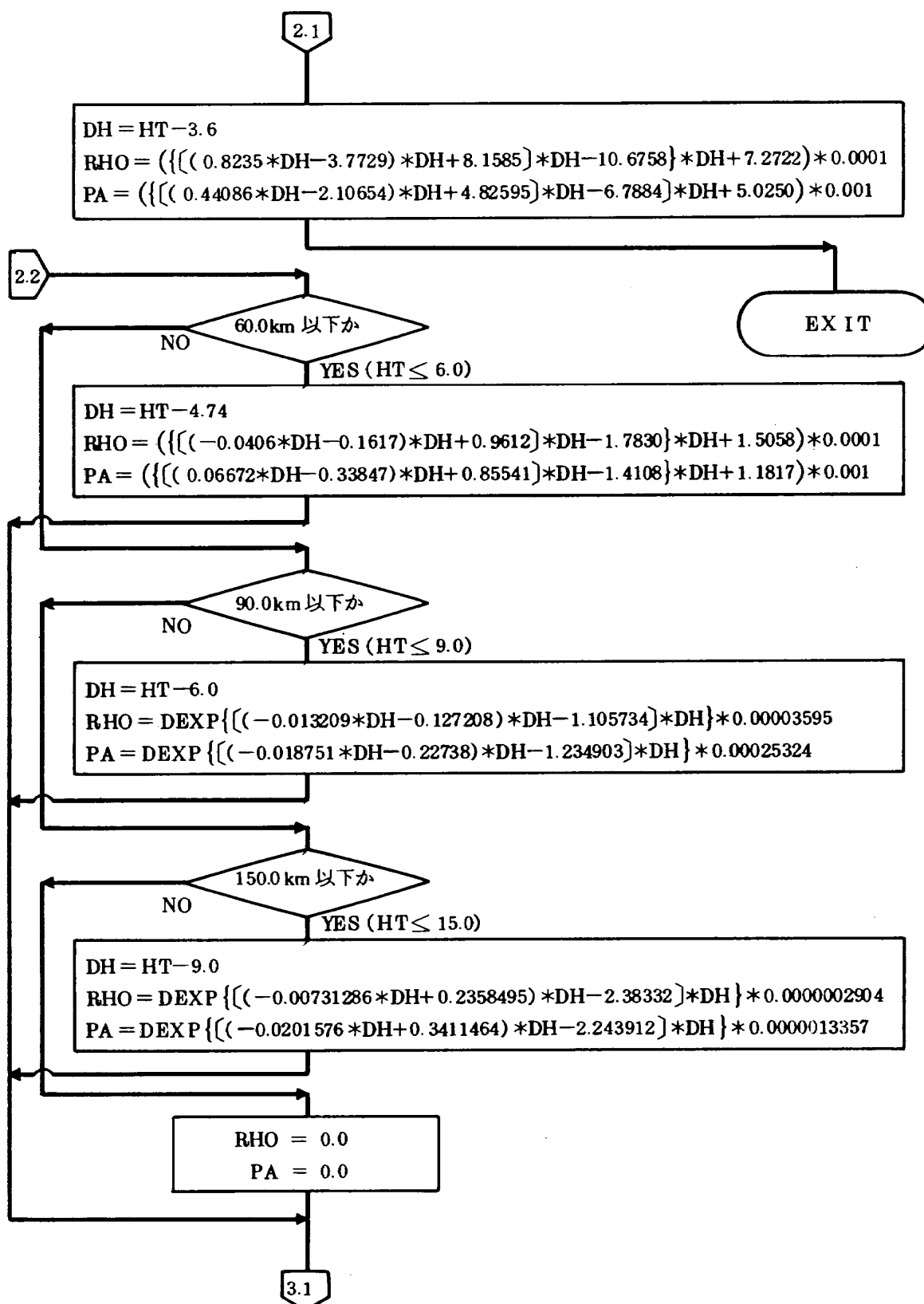


図 7.55 ATMOS 論理フローチャート (2)

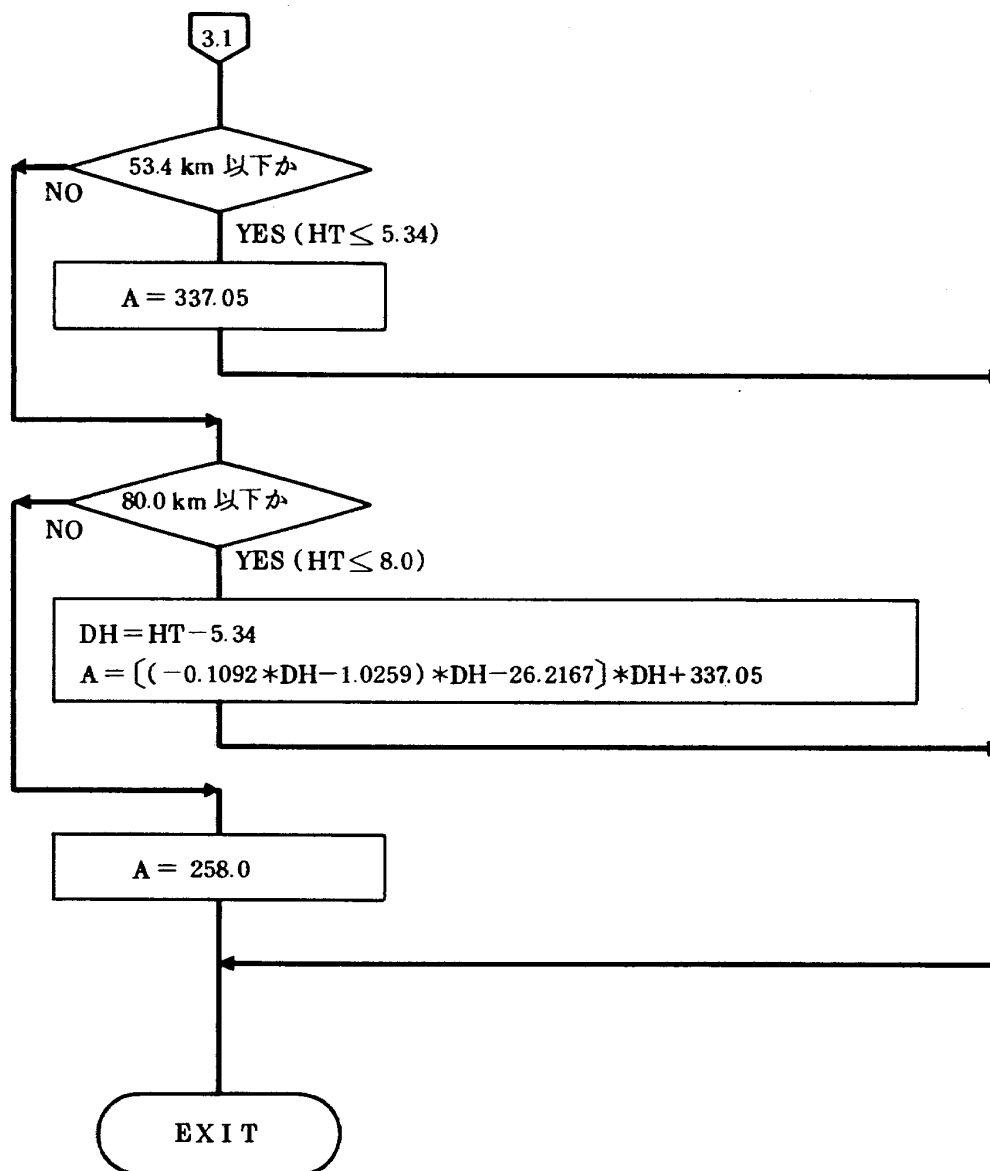


図 7.55 ATMOS 論理フローチャート (3)

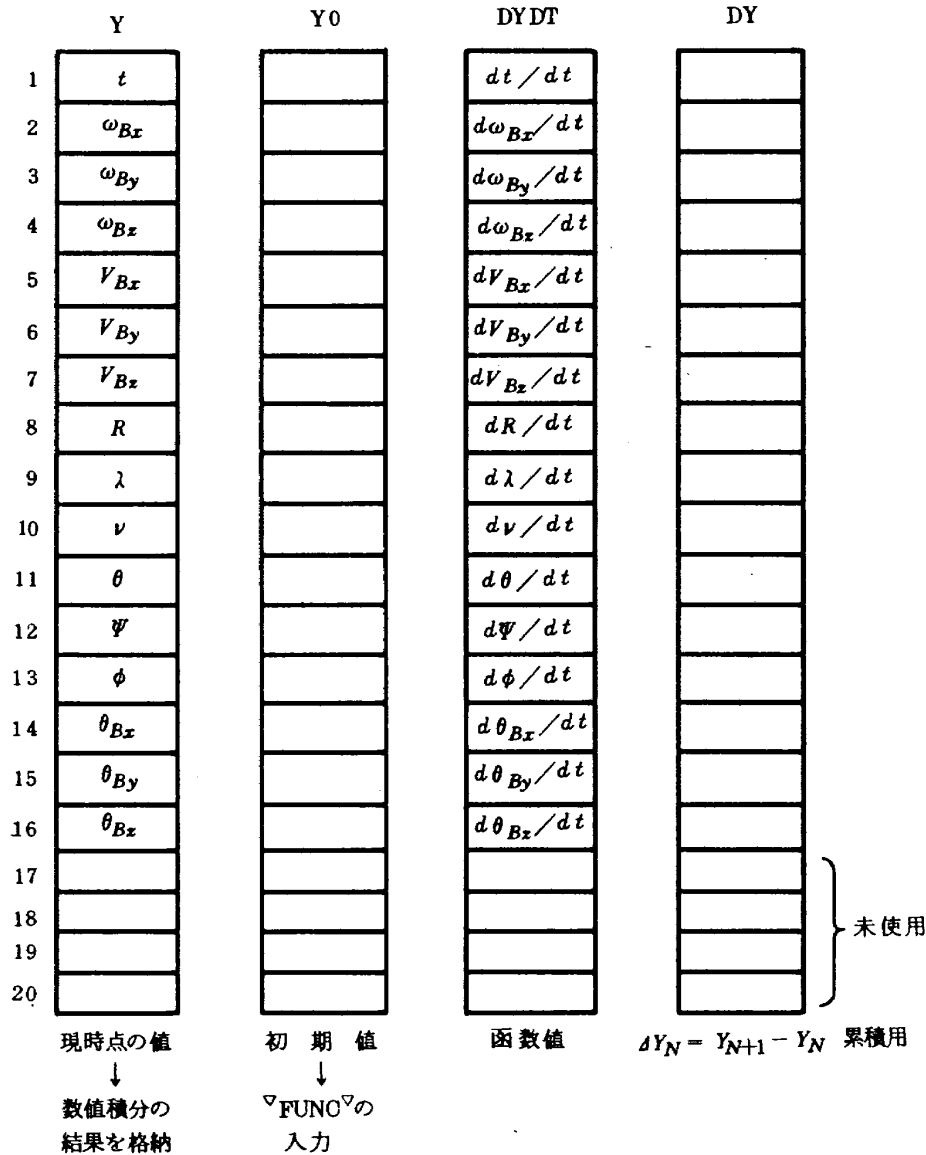


図7.56 ルンゲ・クッタ変数用領域

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\omega_{Bx}}{dt} &= \frac{\omega_{By} \omega_{Bz} (I_y - I_z) + P_{Bx}}{I_x} \\ \frac{d\omega_{By}}{dt} &= \frac{\omega_{Bz} \omega_{Bx} (I_z - I_x) + P_{By}}{I_y} \\ \frac{d\omega_{Bz}}{dt} &= \frac{\omega_{Bx} \omega_{By} (I_x - I_y) + P_{Bz}}{I_z} \end{aligned} \right\} (7.6)$$

となる。 I_x, I_y, I_z および P_{Bx}, P_{By}, P_{Bz} は、一積分区間では一定として取扱う。

ii) 速度; V_B

V_B の時間微分は、式(4.1.12')を用いて、

$$\left. \begin{aligned} \frac{dV_{Bx}}{dt} &= \omega_{Bz} V_{By} - \omega_{By} V_{Bz} + \frac{F_{Bx}}{M} \\ \frac{dV_{By}}{dt} &= \omega_{Bx} V_{Bz} - \omega_{Bz} V_{Bx} + \frac{F_{By}}{M} \\ \frac{dV_{Bz}}{dt} &= \omega_{By} V_{Bx} - \omega_{Bx} V_{By} + \frac{F_{Bz}}{M} \end{aligned} \right\} (7.7)$$

となる。ここで、 $\omega_{Bx}, \omega_{By}, \omega_{Bz}$ は i) で求まる回転角速度であり、 F_{Bx}, F_{By}, F_{Bz} および M は一積分区間では一定として取扱う。

iii) 飛しょう体の現時点位置; R, ν, λ

R, ν, λ は、ii) で得られる V_B を E 系表現した V_E より求まる。従って、それぞれの時間微分は、式(5.2.1), (5.2.4)を用いて、

$$\left. \begin{aligned} \frac{dR}{dt} &= -V_{Ex} \\ \frac{d\nu}{dt} &= \frac{V_{Ex}}{R} \\ \frac{d\lambda}{dt} &= \frac{V_{Ey}}{R \cos \nu} \end{aligned} \right\} (7.8)$$

となる。

iv) 飛しょう体の局地姿勢角; θ, Ψ, ϕ

θ, Ψ, ϕ の時間微分は、式(5.3.1)を用いて、

表 7.3 ルング・クッタ変数一覧表

変 数	記 号	内 容	単 位
Y (1)	t	時 間	sec
Y (2)	ω_{Bx}	ロール軸回転角速度	rad/sec
Y (3)	ω_{By}	ピッチ軸 "	"
Y (4)	ω_{Bz}	ヨウ軸 "	"
Y (5)	V_{Bx}	機体 x 軸方向速度	m/sec
Y (6)	V_{By}	" y 軸 "	"
Y (7)	V_{Bz}	" z 軸 "	"
Y (8)	R	地球中心から飛しょう体重量心までの距離	m
Y (9)	λ	経 度	rad
Y (10)	ν	緯 度	"
Y (11)	θ	局地ピッチ姿勢角	"
Y (12)	Ψ	" ヨウ "	"
Y (13)	ϕ	" ロール "	"
Y (14)	θ_{Bx}	慣性系におけるロール姿勢角	"
Y (15)	θ_{By}	" ピッチ "	"
Y (16)	θ_{Bz}	" ヨウ "	"
Y (17)	}	未 使 用	
Y (18)			
Y (19)			
Y (20)			

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\theta}{dt} &= \omega_{BEy} \cos \phi - \omega_{BEz} \sin \phi \\ \frac{d\Psi}{dt} &= \frac{\omega_{BEy} \sin \phi + \omega_{BEz} \cos \phi}{\cos \theta} \\ \frac{d\phi}{dt} &= (\omega_{BEy} \sin \phi + \omega_{BEz} \cos \phi) \tan \theta + \omega_{BEx} \end{aligned} \right\} \quad (7.9)$$

となる。ここで、 ω_{BE} は式 (4.3.15) で与えられる。

V) 慣性系から見た飛しょう体の姿勢角変化量; θ_{Bx}

$$\theta_{By}, \theta_{Bz}$$

$\theta_{Bx}, \theta_{By}, \theta_{Bz}$ の時間微分は、i) の ω_B を用いて、

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\theta_{Bx}}{dt} &= \omega_{Bx} \\ \frac{d\theta_{By}}{dt} &= \omega_{By} \\ \frac{d\theta_{Bz}}{dt} &= \omega_{Bz} \end{aligned} \right\} \quad (7.10)$$

となる。

センサシステムと結合した時に必要となる出力データのうち、ジャイロの入力となる ω_B の時間微分、即ち $\dot{\omega}_B$ は、式 (7.6) の右辺を計算して求める。また、加速度

計への入力データは、次のようになる。

慣性空間で観測される飛しょう体重量心に作用する力 F の L 系成分表示を F_L とすると、 F の B 系成分表示 F_B は、座標変換行列 T_{BL} を用いて、 $F_B = T_{BL} F_L$ と表わされる。一方、力 F によって生じる加速度 a の L 系成分表示は、ニュートンの法則より $a_L = F_L / M$ (M は飛しょう体質量) となるので、 L 系から見た飛しょう体の加速度の B 系表現 a_B は、

$$\begin{aligned} a_B &= T_{BL} a_L = T_{BL} F_L / M \\ &= F_B / M \\ &= F_S / M \end{aligned} \quad (7.11)$$

となる。ただし、 F_S は飛しょう体に作用する外部力のうち、推力と空気力のみを加えたものである。

以上のことから、加速度計への入力となる飛しょう体の加速度 (a_B) は、RMAP では式 (7.11) を用いている。

以上の微分方程式を元にして、RUNGK と FUNC の論理フローを示すと、それぞれ図 7.57 および図 7.58 のようになる。

7.4.20 ▽GRAV ▽

(1) 概要

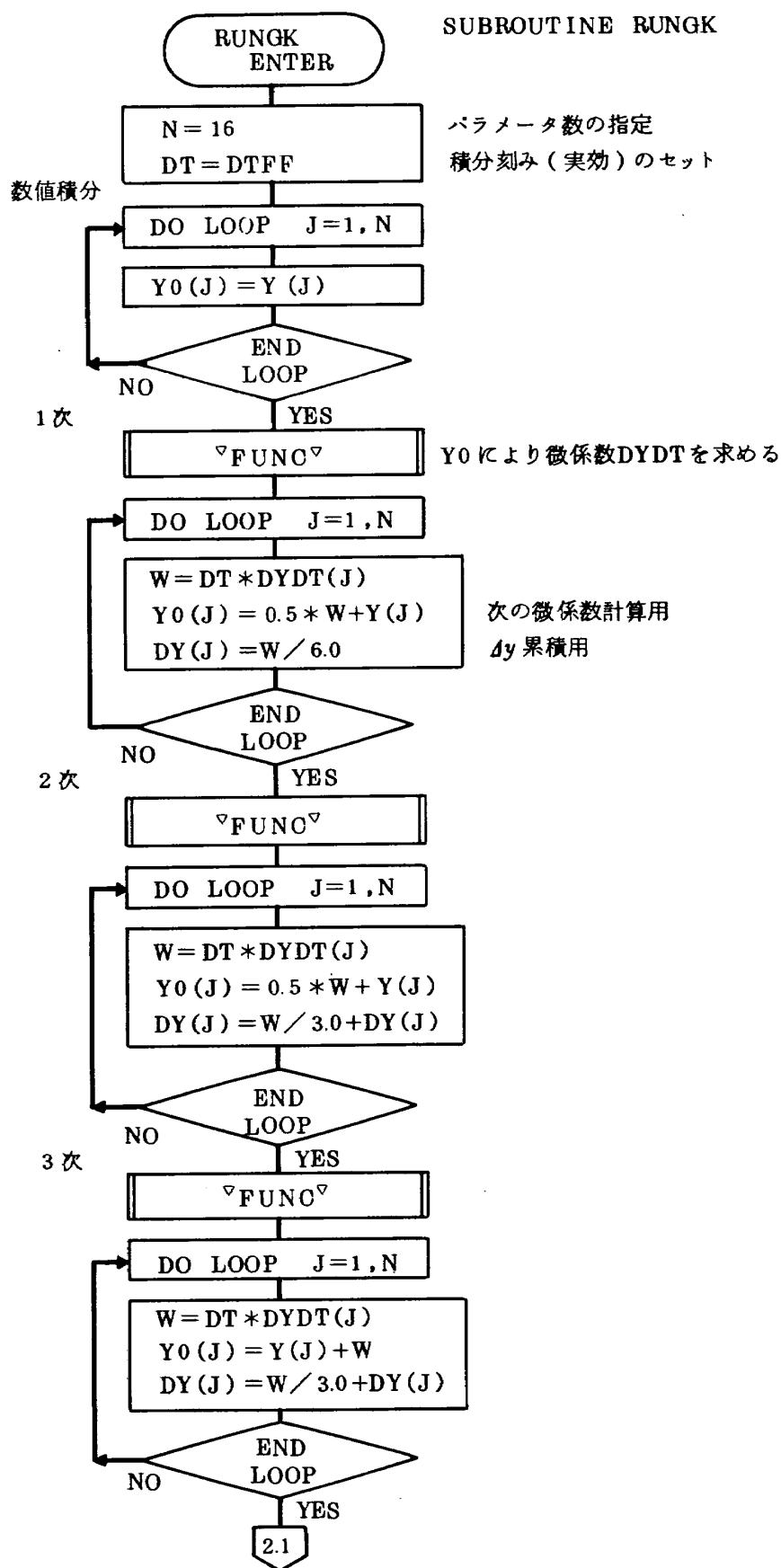


図7.57 RUNGK 論理フローチャート (1)

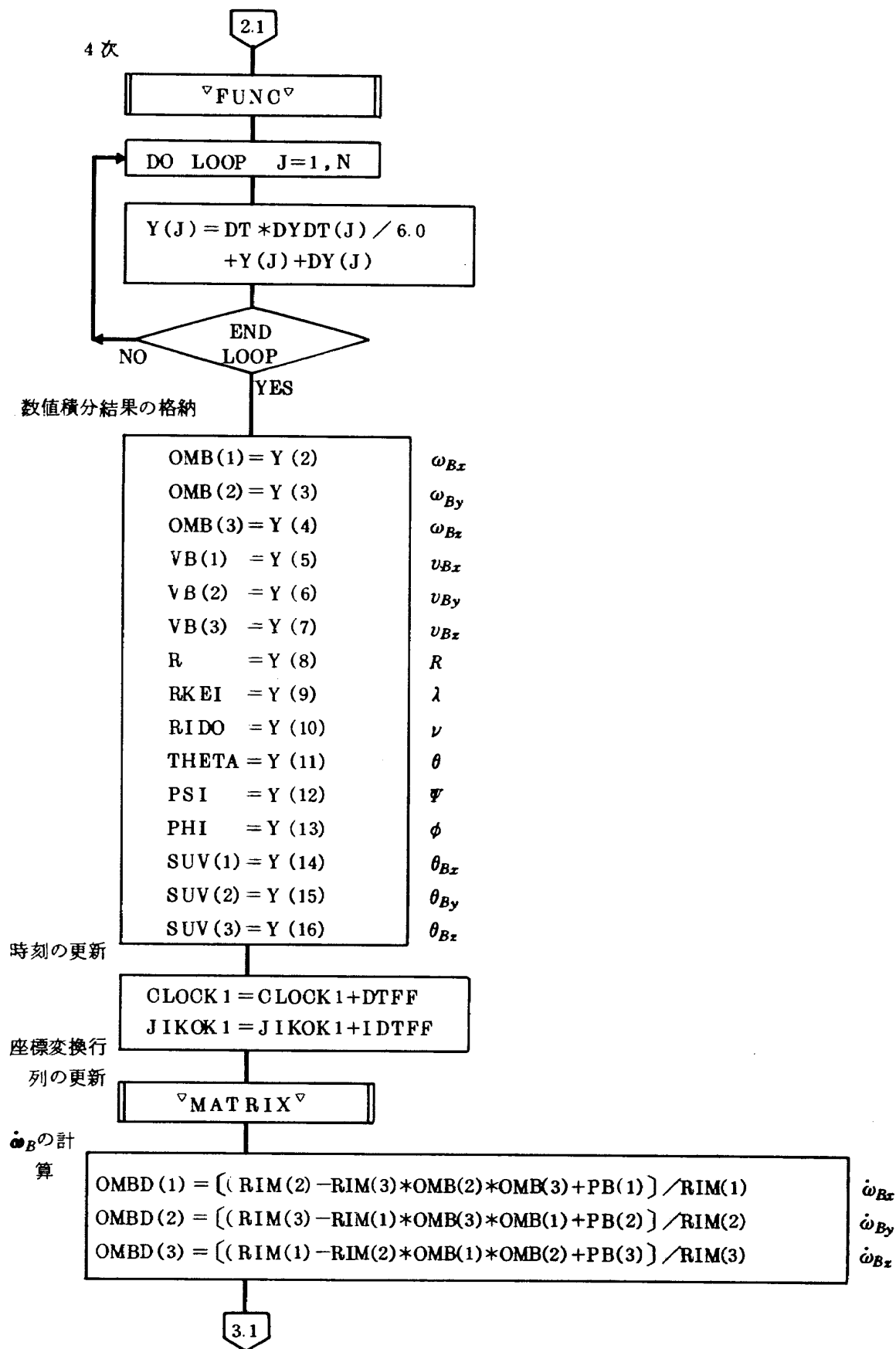


図 7.57 RUNGK 論理フローチャート (2)

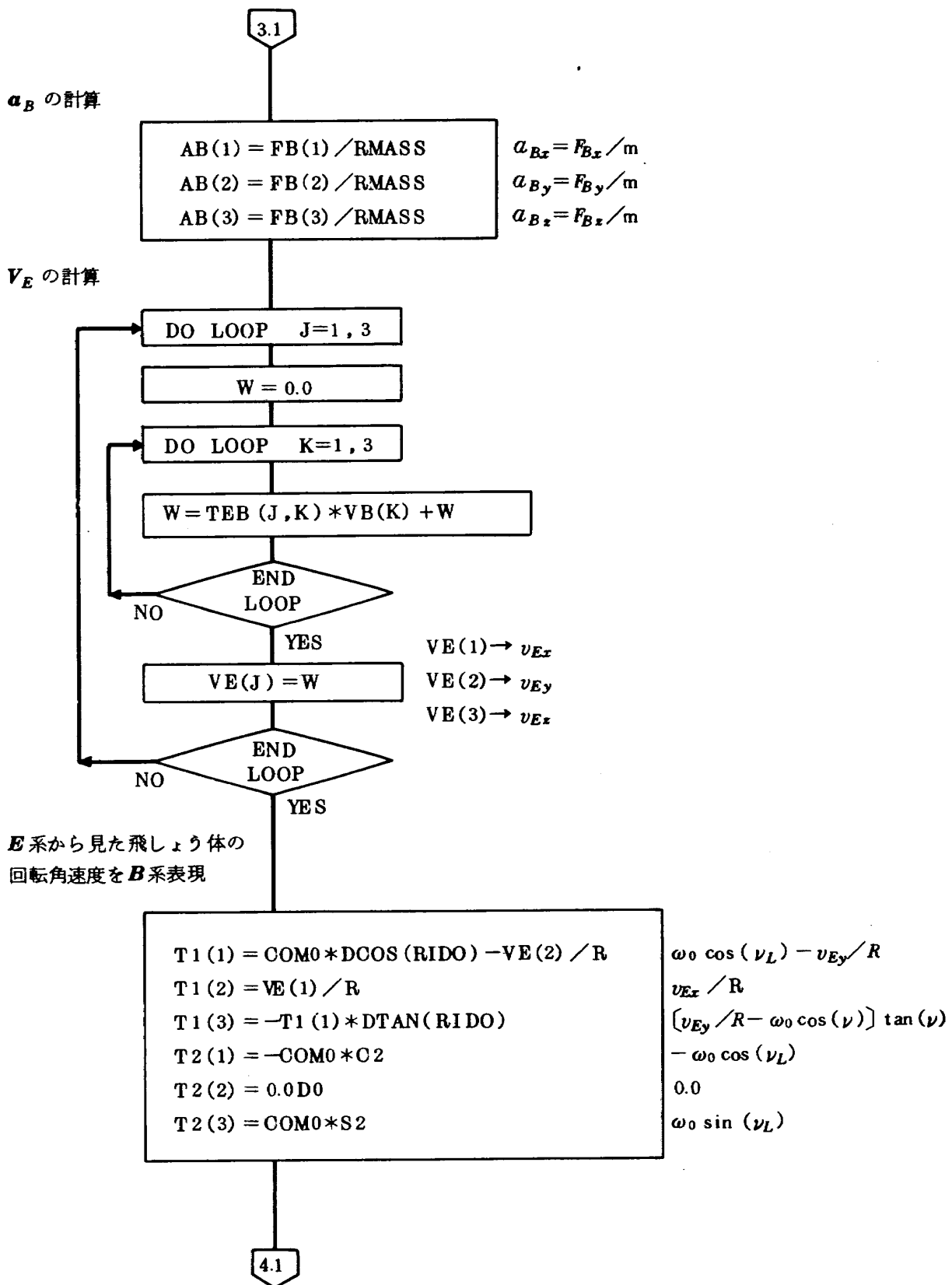


図7.57 RUNGK 論理フローチャート (3)

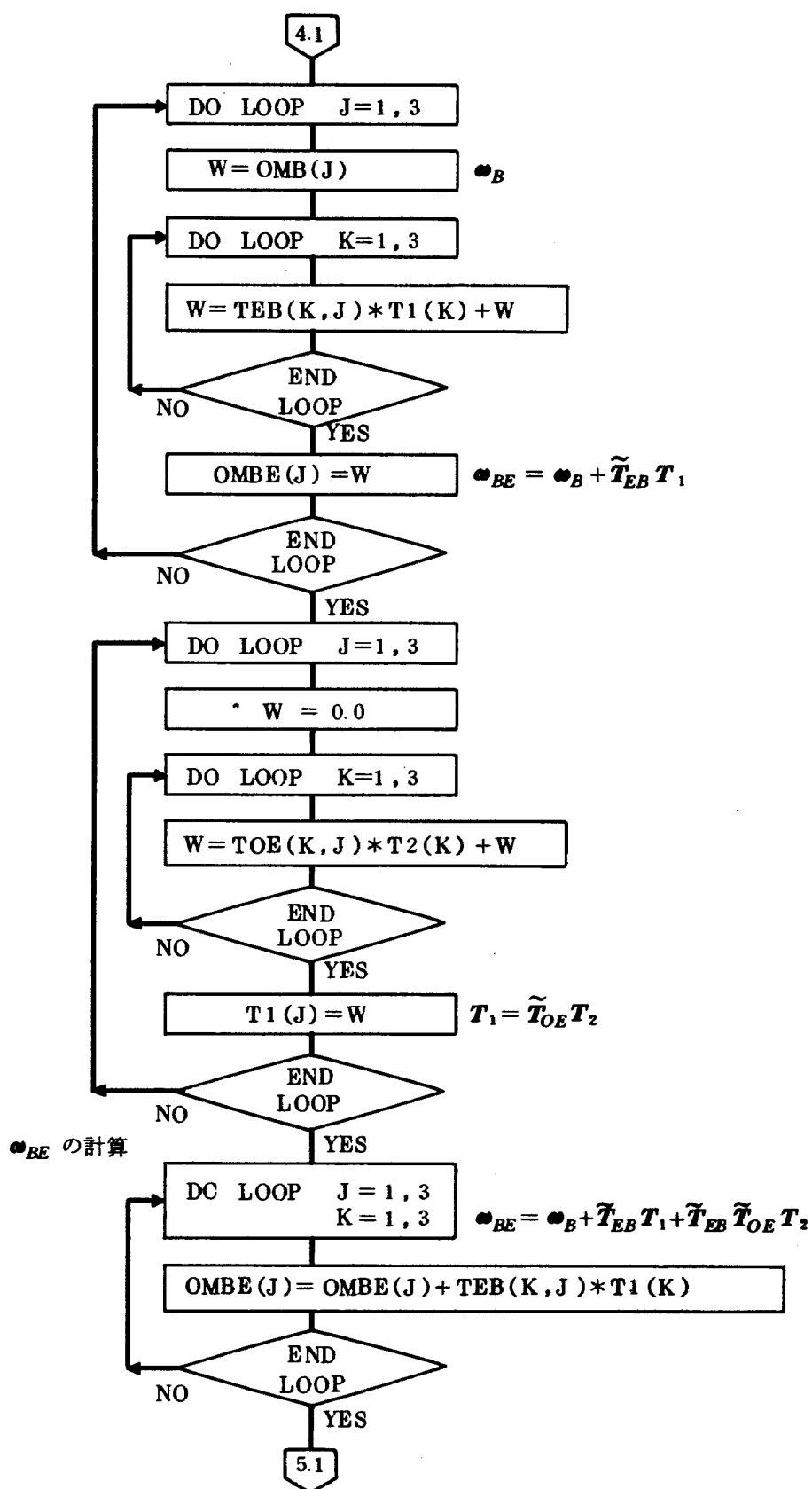
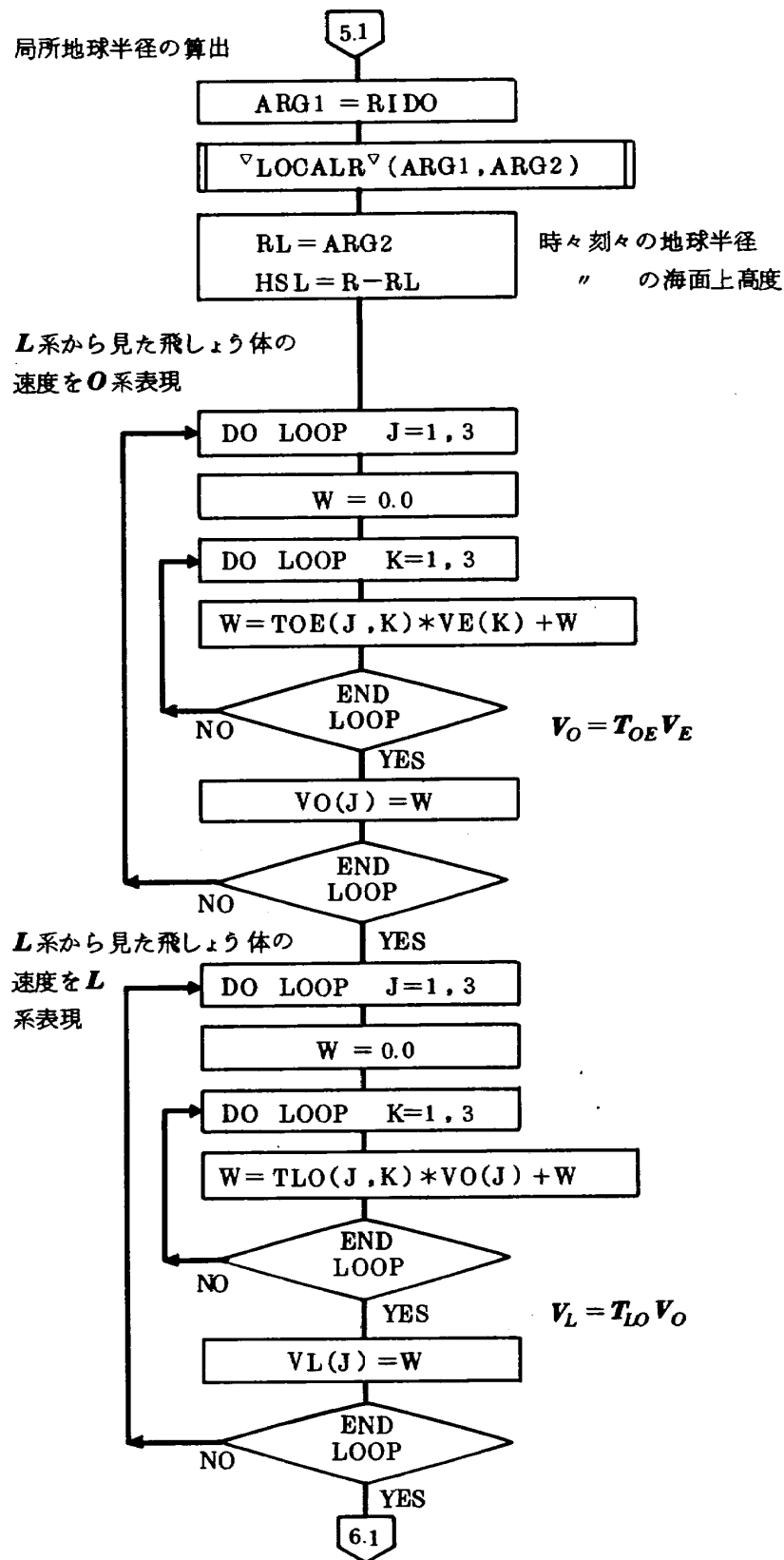


図 7.57 RUNGK 論理フローチャート (4)



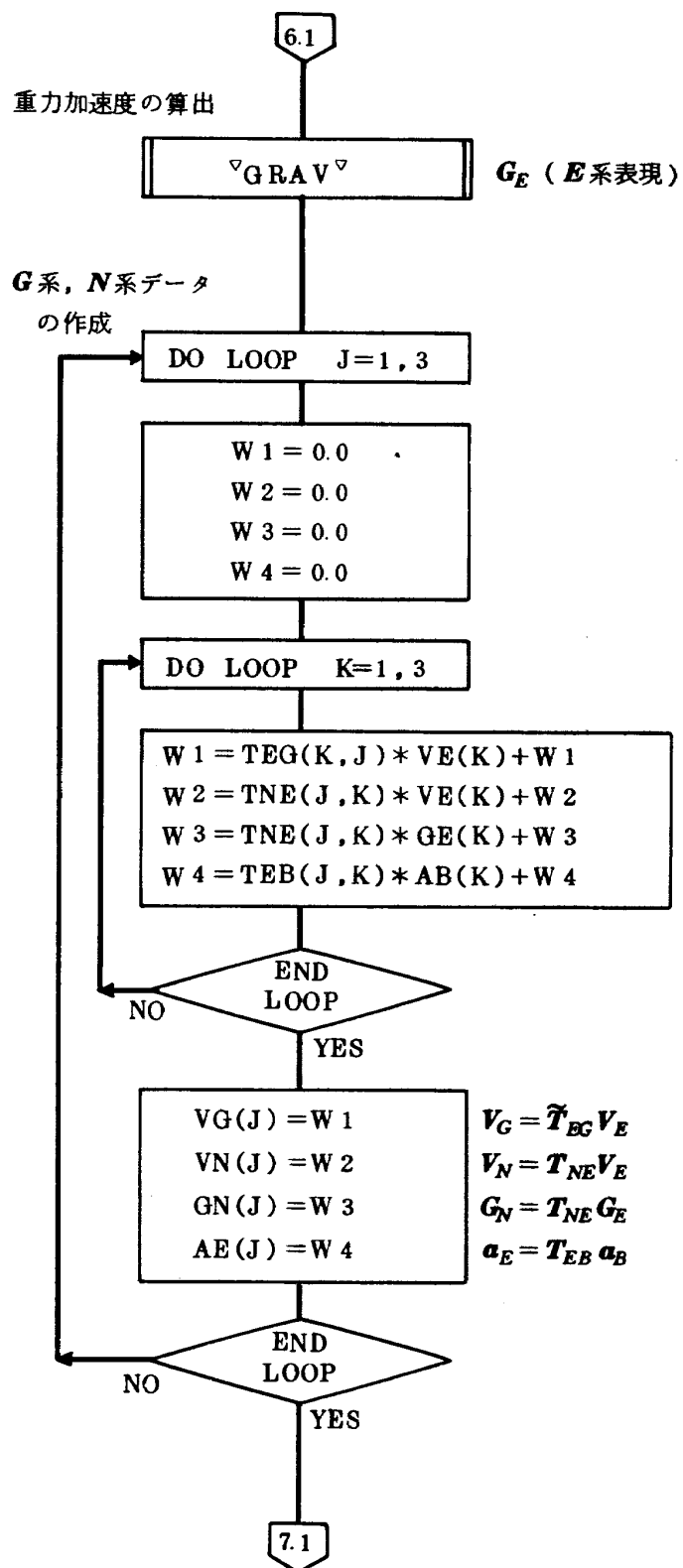


図 7. 57 RUNGK 論理フローチャート (6)

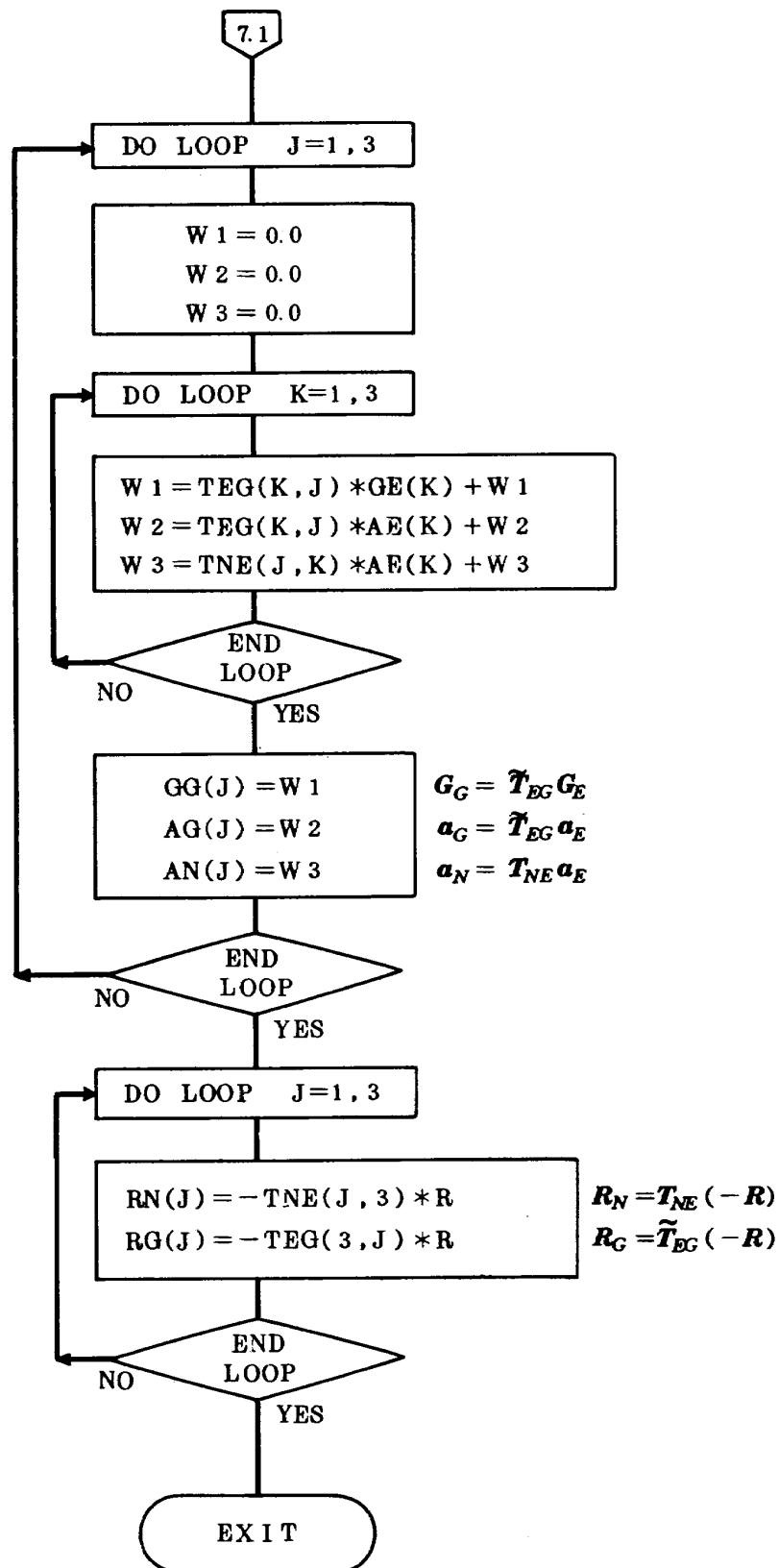


図7.57 RUNGK 論理フローチャート(7)

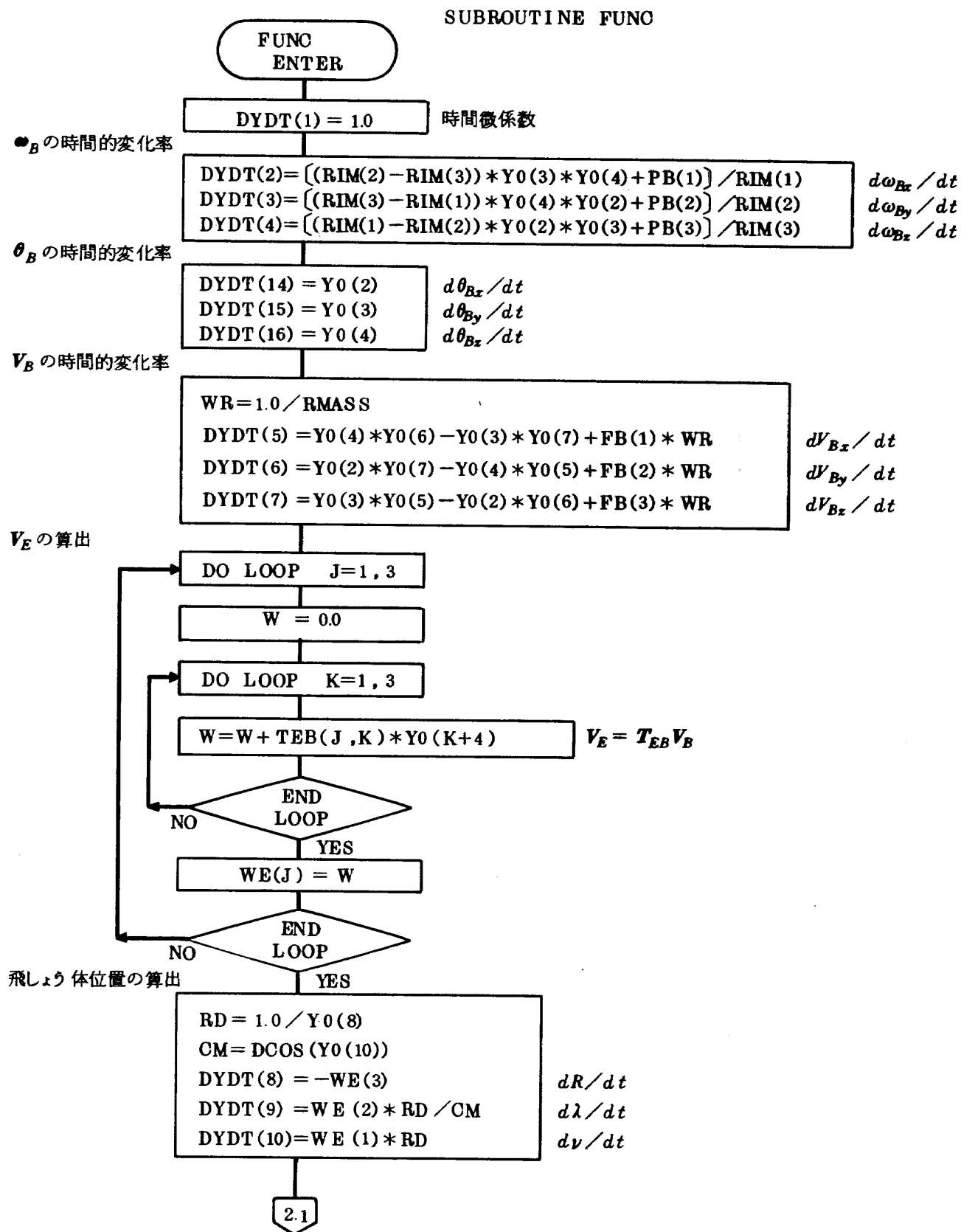


図 7.58 FUNC 論理フローチャート (1)

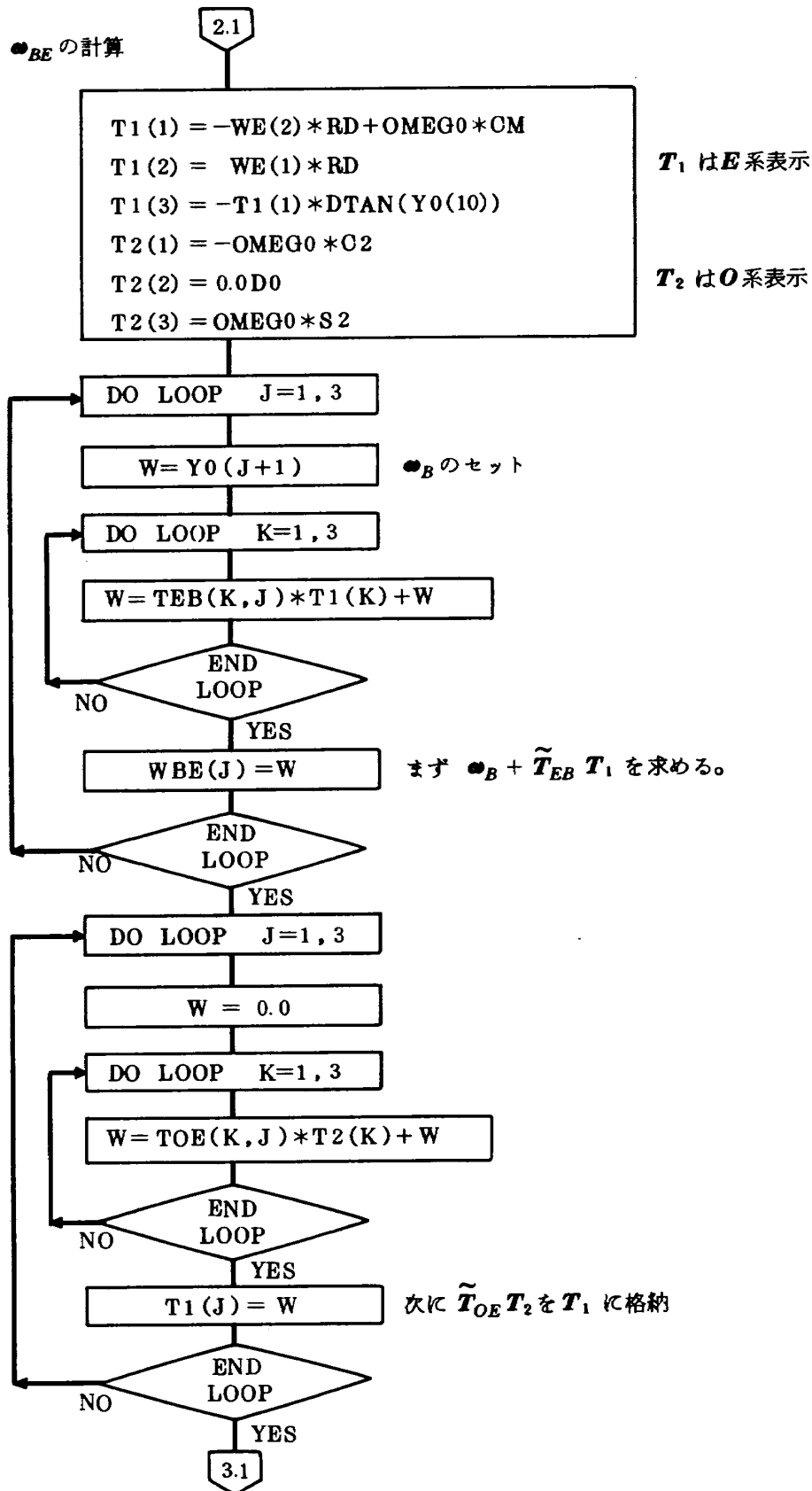


図 7.58 FUNC 論理フローチャート (2)

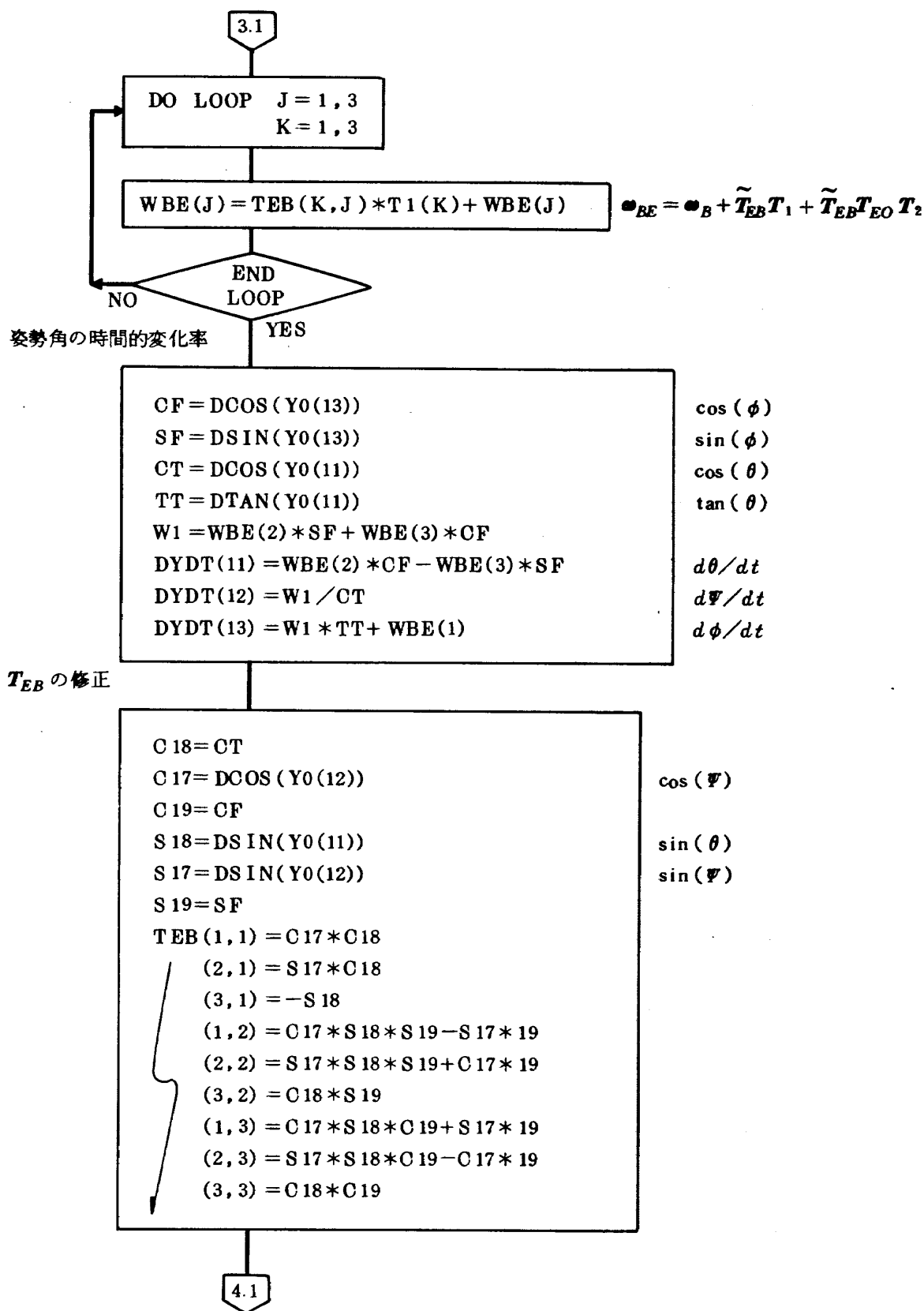


図 7.58 FUNC 論理フローチャート (3)

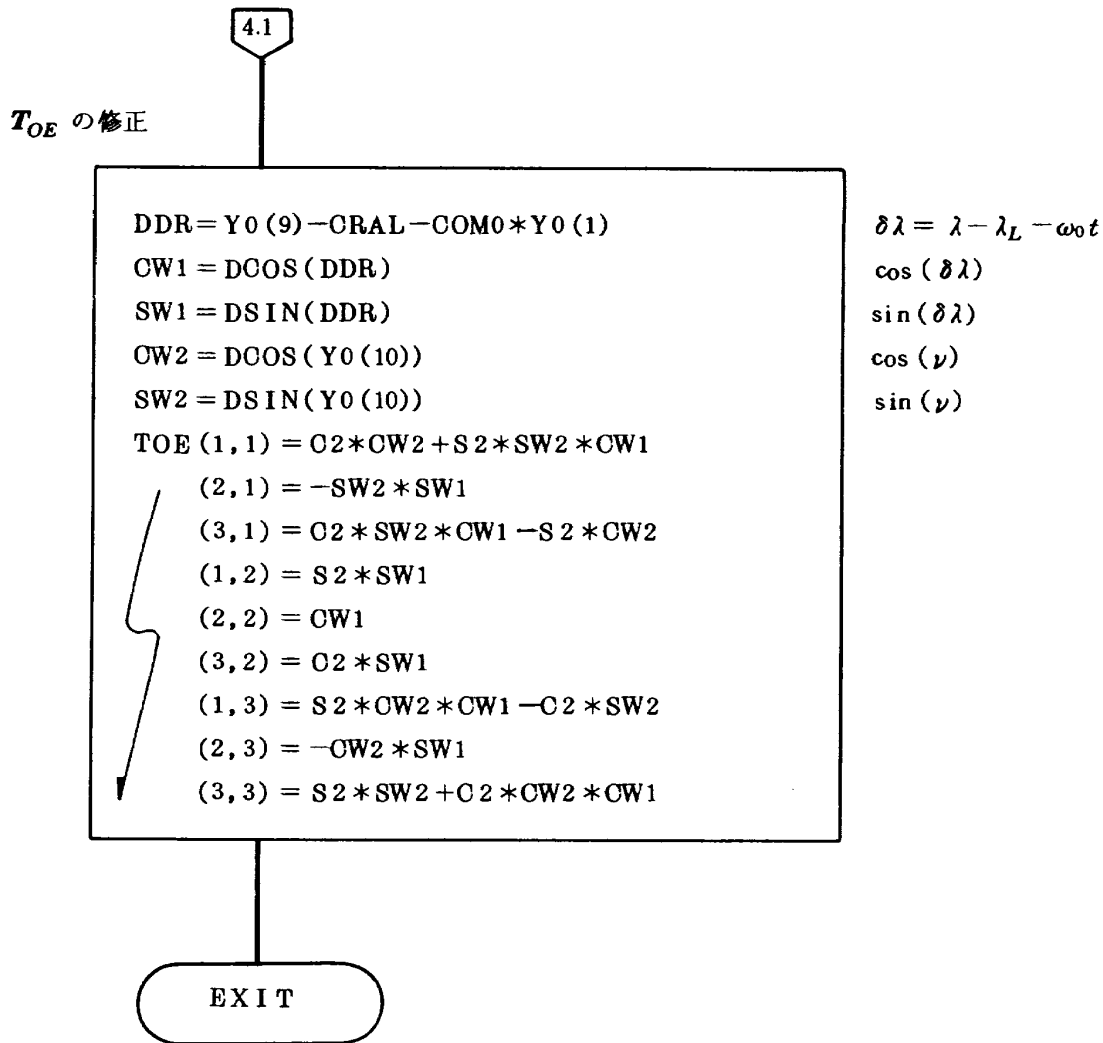


図 7.58 FUNC 論理フローチャート (4)

飛しょう体に作用する重力加速度は、式 (4.1.21) を用いて

$$\left. \begin{aligned} G_{Ex} &= -\frac{GM}{R^2} \frac{3}{2} J_2 \left(\frac{R_e}{R}\right)^2 \sin 2\nu \\ G_{Ey} &= 0.0 \\ G_{Ex} &= \frac{GM}{R^2} \left\{ 1.0 + \frac{3}{2} J_2 \left(\frac{R_e}{R}\right)^2 (1.0 - 3 \sin^2 \nu) \right\} \end{aligned} \right\} \quad (7.12)$$

のように E 系表現で求め、更に座標変換行列 T_{BE} により、これを B 系表現に直している。

(2) フローチャート

▽GRAV▽は、▽RUNGK▽の中でCALLされ、時々刻々その値が更新される。図 7.59に▽GRAV▽の論理フローを示す。

7.4.21 ▽LOCALR▽

(1) 概要

地球表面から飛しょう体重心までの距離、即ち高度 (H_{SL}) は、式 (7.8) で求まる R からその時点の局所地

球半径 (R_L) を差し引いたものである。 R_L は、時々刻々の緯度 (ν) がわかれば、式 (5.2.3) によって求まるが、プログラムでは処理時間を考慮して、次のように変形している。即ち、

$$R_L(\nu) = R_e \{ 0.99833058 + 0.00167642 \cos(2\nu) - 0.00000704 \cos^2(2\nu) + 0.00000004 \cos^3(2\nu) \} \quad (7.13)$$

となる。

(2) フローチャート

▽LOCALR▽は、現時点の緯度 (RIDO) を引数形式で入力として、局所地球半径 (R_L) を出力する。

▽LOCALR▽もまた▽GRAV▽同様、▽RUNGK▽の中でCALLされ、その値を更新する。図 7.60に論理フローを示す。

7.4.22 ▽LADY1▽

(1) 概要

座標変換行列 T_{NO} に必要な軌道傾斜角と、航法座標系原点位置のパラメータを決定するのが▽LADY1▽であ

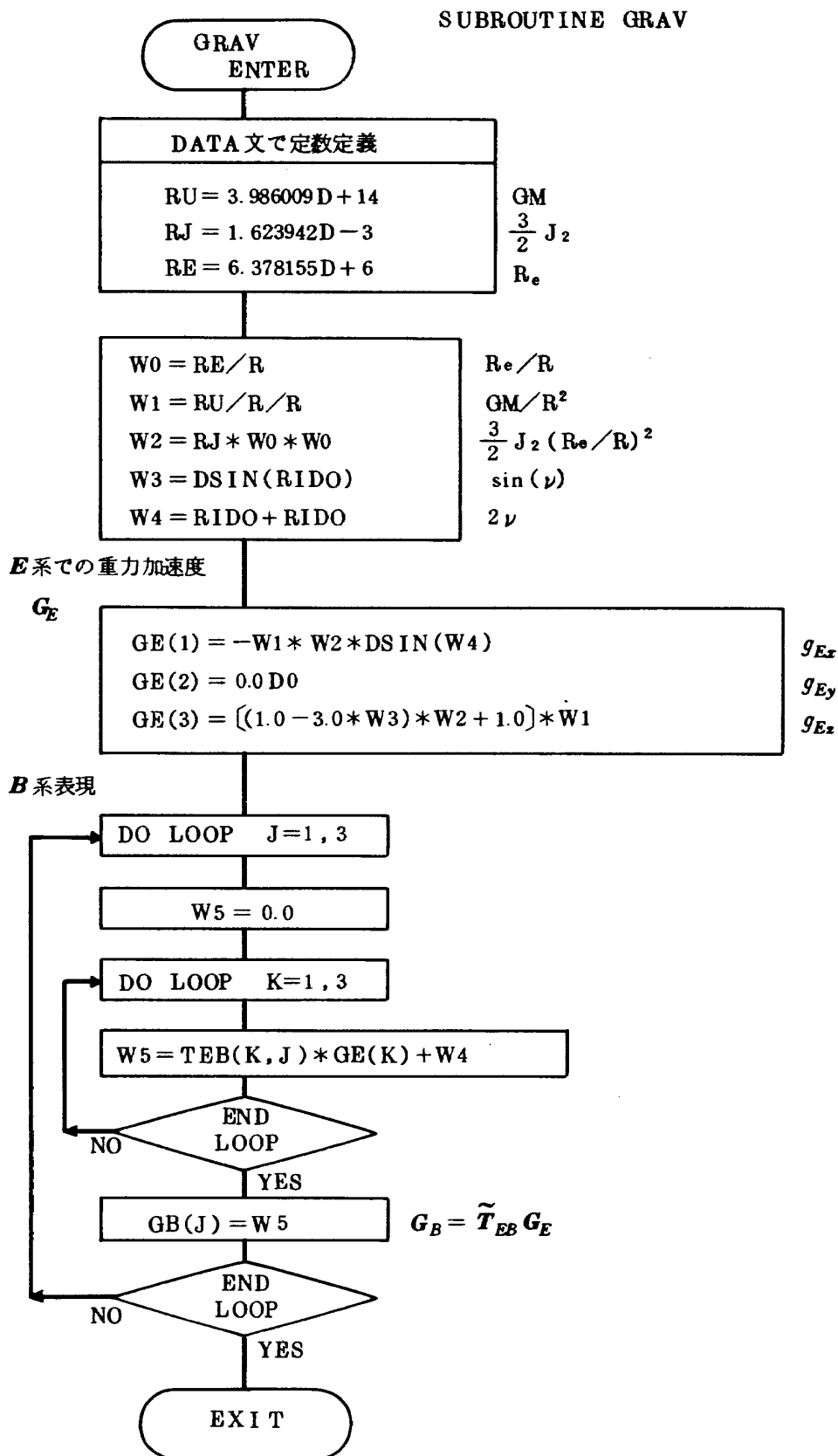


図 7.59 GRAV 論理フローチャート

SUBROUTINE LOCALR(RIDO, RL)

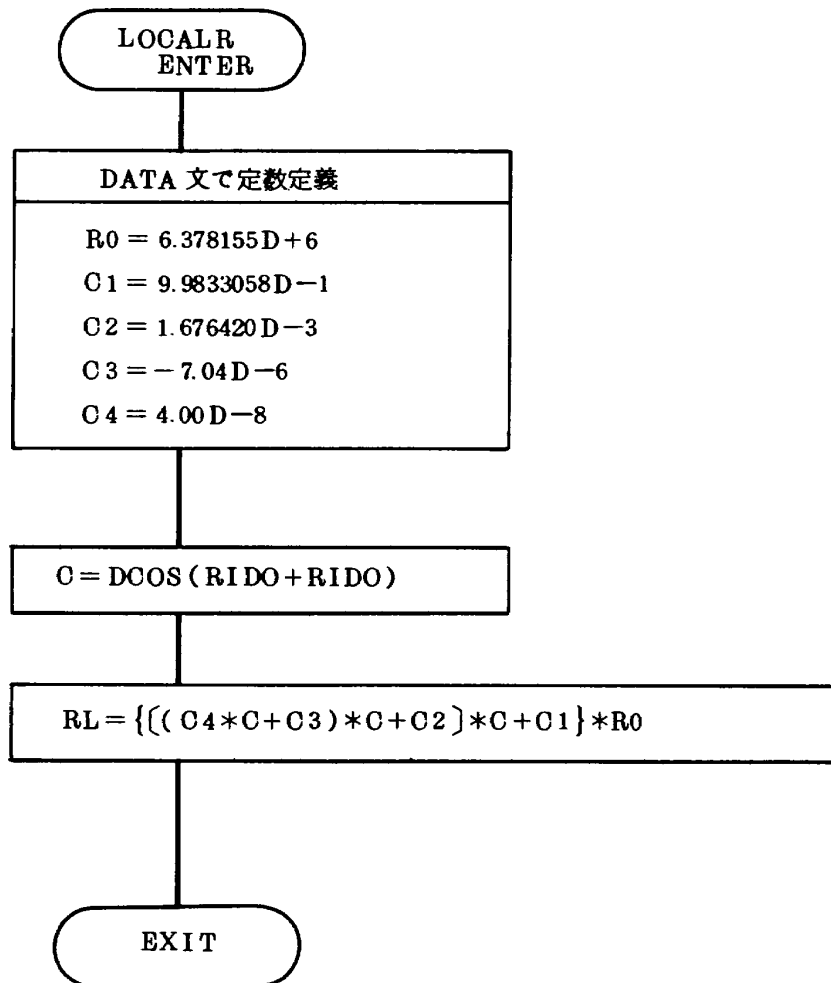


図 7.60 LOCALR 論理フローチャート

る。

(2) フローチャート

▽LADY1▽ は、引数形式で誘導目標点データ (ν_T , λ_T , σ_g) と発射点緯度 (λ_L) を入力として、式 (5.4.1) (5.4.5) を用いて、 i , λ_f , r_N , ν_0 を計算する。

▽LADY1▽ は、▽SET0▽ で CALL され、その計算結果をラインプリンター用紙に出力する。図 7.61 にその論理フローを示す。

8. RMAP の検証とシミュレーション

6 章の基本設計および 7 章の各サブプログラム論理フローに従って作成した RMAP は、JIS 7000 レベル FORTRAN のプログラム言語で書かれており、インストラクション・ステップ数では約 3,300 ステップ、これにコメント文を含めて、約 5,500 ステップの大きさである。

プログラムの検証には、剛体運動を取扱った適当なプログラムが他にないために、宇宙開発事業団 (NASDA)

・誘導設計グループ所有のプログラム (MATS, 質点運動扱い) で計算された結果を参考にして、N ロケット 1 号機による技術試験衛星 I 型 (ETS-I) の基準軌道データとの比較という形で行なった。従って、飛しょう体の各種データを始め、発射点、地球モデル、重力項、イベント・シーケンス等の入力データの設定は、同グループより提供していただいたデータを用いた。ただし、制御系モデルと標準大気表が、異なっている。

以下にプログラムの検証を兼ねたシミュレーションについて述べる。

8.1 入力データの設定

入力データには、プログラム内部に用意するものと、データカードにより外部より入力するものがある。ここではその区別を示し、特に内部データについてはその変数名を付記しておく。なお、個々の数値については、都合により省略させていただいたものもある。

8.1.1 地理、天文データ

(1) ロケット打上げ地点 (N-射点)

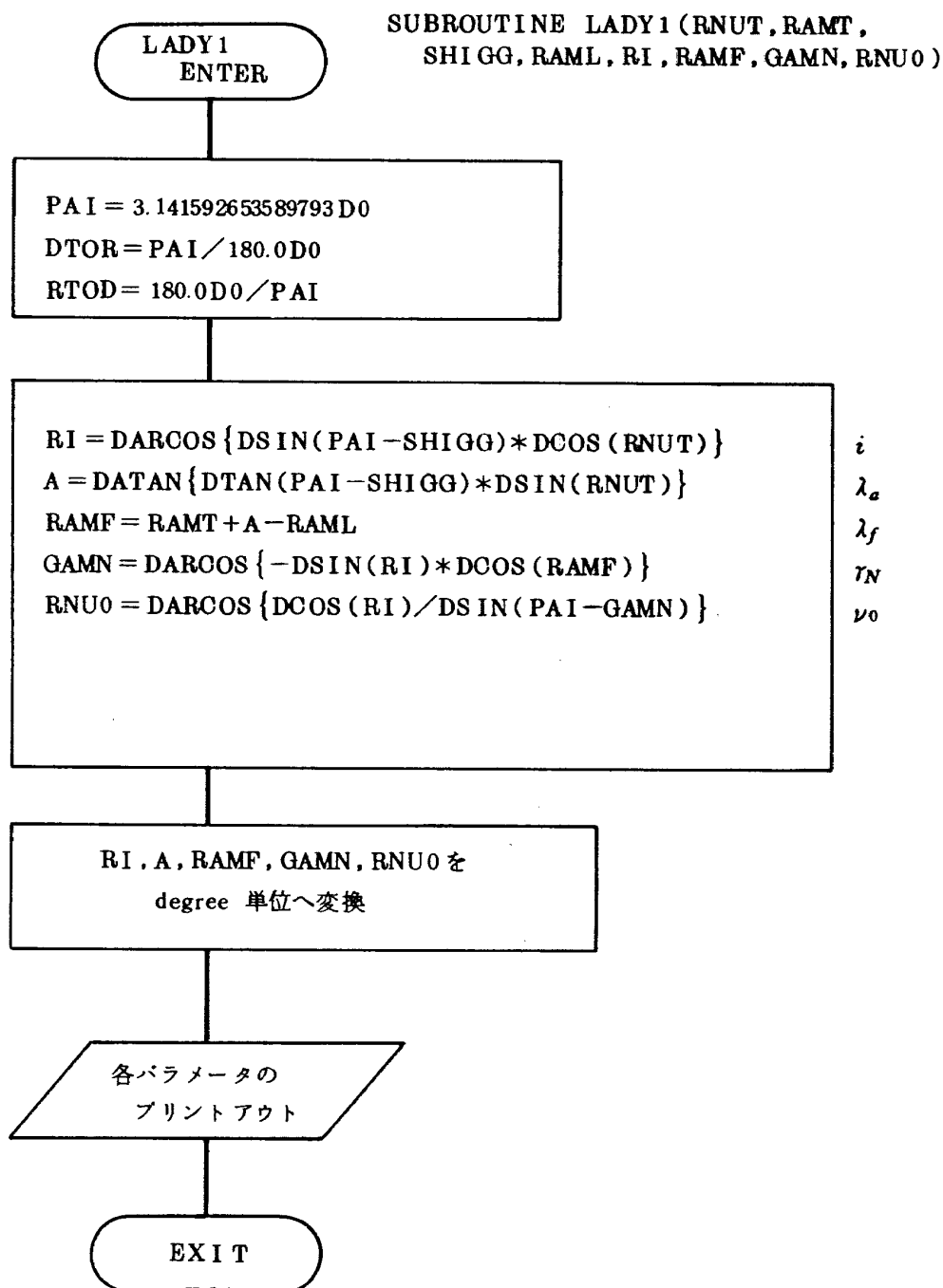


図 7. 61 LADY1 論理フローチャート

北緯(測地緯度); CMEL = 30.399544 [deg]
 東経(" 経度); CRAL = 130.97034 [deg]
 測地緯度と地心緯度の差; CDMO = 0.167668123
 [deg]

高度(地表面よりロケット重心まで)
 ; H_{SL} = 79.455 [m]

発射方位角 = 84.0 [deg]

(2) 地球モデル

赤道半径; RE または R0 = 6378.155 [km]
 自転速度; COM0 = 7.2921152-05 [rad/sec]

(3) 重力モデル

平均重力加速度 = 9.80665 [m/sec²]
 J₂項 = 1.082628

8.1.2 機体特性

(1) 重量

1 段 ; EMAS(1,1) =
 2 段 ; EMAS(1,2) =
 3 段 ; EMAS(1,3) =
 補助ブースター ; EMAS(2,1) =
 バーナエンジン ; EMAS(3,1) =
 フェアリングカバー ; EMAS(11,1) =
 衛星 ; EMAS(1,4) =

(2) 推力

1 段メインエンジン ;
 1 段残留推力 ; } データカード
 2 段メインエンジン ;
 3 段メインエンジン ; THCON(1,3,1) =
 補助ブースター ; データカード
 バーナエンジン ; THCON(3,1,1) =
 ガスジェット, ロール ; THCON(5,1,1) =
 ビッチ ; THCON(6,1,1) =
 ヨウ ; THCON(7,1,1) =

(3) 重量変化率

1 段メインエンジン ;
 1 段残留 ; } データカード
 2 段メインエンジン ;
 3 段メインエンジン ; THCON(1,3,3) =
 補助ブースター ; データカード
 バーナエンジン ; THCON(3,1,3) =

(4) 重心位置と慣性モーメント

1 段
 2 段 } データカード
 3 段

(5) ノズル出口面積

1 段メインエンジン ; AE(1,1) =

補助ブースター ; AE(2,1) =

(6) 推力中心位置

1 段メインエンジン(ロケット先端より)
 ; DISR(1,1,2) =
 2 段メインエンジン(ロケット先端より)
 ; DISR(1,2,2) =
 バーナエンジン(機体中心より)
 ; DISR(3,1,1) =
 ガスジェット, ロール(機体中心より)
 ; DISR(5,1,1) =
 ビッチ(ロケット先端より)
 ; DISR(6,1,2) =
 ヨウ(ロケット先端より)
 ; DISR(7,1,2) =

8.1.3 空力特性

(1) 発射 ~ SOB Burn out
 (2) SOB Burn out ~ SOB DROP
 (3) SOB DROP ~ 1 段メインエンジン停止 } データ
 (4) 空力計算限界高度 = 150.0 [km] } カード
 (5) ロケット基準長さ = 32.5705 [m]
 (6) 最大断面積 = 4.673023 [m²]

8.1.4 イベント・シーケンス

表 8.1 に示すイベント・シーケンスを設定すると、イベント・コマンド・テーブル('I ECT2', 図 7.10 参照)は、表 8.2 のようになる。このテーブルは、サブプログラム 'INITIA' において定義される。

8.1.5 姿勢プログラム

プログラムドレートは表 8.3 のようになっているが、RMAP では、角度の変化に直して入力する。

8.2 出力項目の設定

現在、RMAP に用意されている出力項目の一覧表を表 8.4 に示す。項目毎の単位は表 8.5 に示すように、主として MKS 重力単位系で用意されている。これに基づいて、表 8.6 の如く単位表を定義し、各項目に対応する単位を、単位コード No. で表 8.7 のように指定してある。

8.3 RMAP の検証

上記のような設定に基づいて RMAP の検証を行なったので、その経過について述べる。

8.3.1 計算処理時間

プログラムの能力を表わす目安の 1 つに、処理時間がある。RMAP は、慣性誘導システムの実時間シミュレーションにも用いられるので、処理効率の速さが重要な問題となっている。図 8.1 は積分刻みを変えて 1 回の計算サイクルに要する時間を、CPU タイムで計測したものである。中間結果出力用にデータを加工するために要す

る時間を差し引いた処理時間は、平均約 5.5 msec であり、数値積分刻み (Δt_F) を 20 msec 程度を、実時間処理の標準刻みとして考えているので、これに対しては約 4 倍の速さということになる。

従って、実時間シミュレーションにも十分対処することができる。なお、中間結果処理まで含めた 1 サイクルの処理時間は、格納するデータ数によっても異なるが、大体 11 msec 位である。

8.3.2 積分刻み (Δt_F) による計算精度の変化

Δt_F が計算精度に及ぼす影響を、図 8.2 に示す。これによると、 Δt_F が 100 msec 以上になると急速に精度が悪くなるが、50 msec 以下であればほとんど値の変化は見

られないので、問題ないと言える。精度が悪くなる原因としては、フライト・コントロール・システムにおけるジンバル・エンジンの振れ角の決定が粗くなるために、応答遅れによる誤差が積重になって、フライト・ダイナミクスに悪影響を与えるのと、各データテーブルを 2 点直線補間する際の誤差等が考えられる。事実、 $\Delta t_F = 250$ msec 以上の場合、シミュレーションの途中から、エンジン振れ角が大きくなり、機体の運動が激しく、最後にはオーバーフローを起こしてしまった。

以上の結果から、RMAP における積分刻みは、 $\Delta t_F = 25$ msec 程度ならば、精度的に問題ないとして、以後のシミュレーションを行なった。 $\Delta t_F = 25$ msec で

表 8.1 イベント・シーケンスの例

時間 [sec]	イ ベ ン ト
0.0	第 1 段, S.O.B, パーニアエンジン点火
7.330	ピッチプログラム (No. 1) 開始
38.190	S.O.B 燃焼終了
40.000	ピッチプログラム (No. 1) 終了
40.330	ピッチプログラム (No. 2) 開始
60.000	" " 終了
60.330	ピッチプログラム (No. 3) 開始
80.000	S.O.B 切離し
85.000	ピッチプログラム (No. 3) 終了
85.330	ピッチプログラム (No. 4) 開始
208.000	" " 終了
218.513	メインエンジンカット・オフ (MECO)
219.513	メインエンジン残留推力終了
224.513	パーニアエンジンカット・オフ (VECO)
226.013	第 1 段切離し
228.013	第 2 段エンジン点火 (ロール用ガスジェット制御可)
233.013	第 2 段ピッチプログラム開始
242.513	フェアリングカバー切離し
446.970	第 2 段ピッチプログラム終了
461.970	第 2 段エンジンカット・オフ (SECO)
462.970	第 2 段残留推力終了 (ピッチ, ヨウ用ガスジェット制御可)
511.513	慣性飛しょうピッチプログラム開始
600.513	" " 終了
601.513	" ヨウプログラム 開始
700.513	" " 終了
1195.513	第 2 段切離し (ガスジェット制御不可)
1208.513	第 3 段点火
1249.413	第 3 段燃焼終了

表 8.2 イベント・コマンド・テーブル (IECT2) の作成例

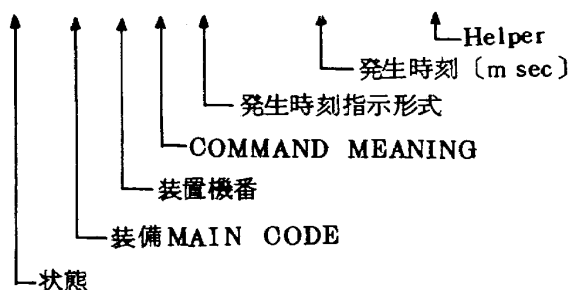
```

DATA(IECT2(J,01),J=1,7)/0, 1,1,1,0,      0, 0/
DATA(IECT2(J,02),J=1,7)/0, 2,1,1,0,      0, 0/
DATA(IECT2(J,03),J=1,7)/0, 3,1,1,0,      0, 0/
DATA(IECT2(J,04),J=1,7)/0, 1,1,0,0,      7330, 0/
DATA(IECT2(J,05),J=1,7)/0, 2,1,2,0,     38190, 0/
DATA(IECT2(J,06),J=1,7)/0, 1,1,0,0,     40000, 0/
DATA(IECT2(J,07),J=1,7)/0, 1,1,0,0,     40330, 0/
DATA(IECT2(J,08),J=1,7)/0, 1,1,0,0,     60000, 0/
DATA(IECT2(J,09),J=1,7)/0, 1,1,0,0,     60330, 0/
DATA(IECT2(J,10),J=1,7)/0, 2,1,4,0,     80000, 0/
DATA(IECT2(J,11),J=1,7)/0, 1,1,0,0,     85000, 0/
DATA(IECT2(J,12),J=1,7)/0, 1,1,0,0,     85330, 0/
DATA(IECT2(J,13),J=1,7)/0, 1,1,0,0,    208000, 0/
DATA(IECT2(J,14),J=1,7)/0, 1,1,2,0,    218513, 0/
DATA(IECT2(J,15),J=1,7)/0, 1,1,3,0,    219513, 0/
DATA(IECT2(J,16),J=1,7)/0, 3,1,2,0,    224513, 0/
DATA(IECT2(J,17),J=1,7)/0, 1,1,4,0,    226013, 0/
DATA(IECT2(J,18),J=1,7)/0, 1,2,1,0,    228013, 0/
DATA(IECT2(J,19),J=1,7)/0, 5,1,1,0,    228013, 0/
DATA(IECT2(J,20),J=1,7)/0, 1,2,0,0,    233013, 0/
DATA(IECT2(J,21),J=1,7)/0,11,1,4,0,    242513, 0/
DATA(IECT2(J,22),J=1,7)/0, 1,2,0,0,    446970, 0/
DATA(IECT2(J,23),J=1,7)/0, 1,2,2,0,    461970, 0/
DATA(IECT2(J,24),J=1,7)/0, 1,2,3,0,    462970, 0/
DATA(IECT2(J,25),J=1,7)/0, 6,1,1,0,    462970, 0/
DATA(IECT2(J,26),J=1,7)/0, 7,1,1,0,    462970, 0/
DATA(IECT2(J,27),J=1,7)/0, 6,1,0,0,    511513, 0/
DATA(IECT2(J,28),J=1,7)/0, 6,1,0,0,    600513, 0/
DATA(IECT2(J,29),J=1,7)/0, 7,1,0,0,    601513, 0/
DATA(IECT2(J,30),J=1,7)/0, 7,1,0,0,    700513, 0/
DATA(IECT2(J,31),J=1,7)/0, 6,1,2,0,1195513, 0/
DATA(IECT2(J,32),J=1,7)/0, 7,1,2,0,1195513, 0/
DATA(IECT2(J,33),J=1,7)/0, 5,1,2,0,1195513, 0/
DATA(IECT2(J,34),J=1,7)/0, 1,2,4,0,1195513, 0/
DATA(IECT2(J,35),J=1,7)/0, 1,3,1,0,1208513, 0/
DATA(IECT2(J,36),J=1,7)/0, 1,3,2,0,1249413, 0/

```

表 8.3 プログラムドレート

時 間 [sce]	ピッチレート [deg/sec]
7.33 ~ 40.0	0.41405400
40.33 ~ 60.0	0.50513400
60.33 ~ 85.0	0.65921400
85.33 ~ 208.0	0.19634752
233.013 ~ 446.970	0.14000000
511.513 ~ 600.513	0.52099529
時 間 [sec]	ヨーレート [deg/sec]
601.513 ~ 700.513	0.78753953




```

DATA (JFP1(J, 51),J=1,4)/' L O','F RO','CKET','' //
DATA (JFP1(J, 52),J=1,4)/' ','ALPH','A','' //
DATA (JFP1(J, 53),J=1,4)/' ','BET','A','' //
DATA (JFP1(J, 54),J=1,4)/' ',' ',' ','' //
DATA (JFP1(J, 55),J=1,4)/' ',' ',' ','' //
DATA (JFP1(J, 56),J=1,4)/' STE','ER(R','OLL)','' //
DATA (JFP1(J, 57),J=1,4)/' STE','ER(P','ITCH','') //
DATA (JFP1(J, 58),J=1,4)/' ST','EER(','YAW)','' //
DATA (JFP1(J, 59),J=1,4)/'DEFL','ECTI','ON B','Y' //
DATA (JFP1(J, 60),J=1,4)/'DEFL','ECTI','ON B','Z' //
DATA (JFP1(J, 61),J=1,4)/'DEFL','ECTI','ON B','X' //
DATA (JFP1(J,062),J=1,4)/' HEA','D AN','GLE ','1' //
DATA (JFP1(J,063),J=1,4)/' HEA','D AN','GLE ','2' //
DATA (JFP1(J,064),J=1,4)/' HEA','D AN','GLE ','3' //
DATA (JFP1(J,065),J=1,4)/' ','XCB ','1' //
DATA (JFP1(J,066),J=1,4)/' ','XCB ','2' //
DATA (JFP1(J,067),J=1,4)/' ','XCB ','3' //
DATA (JFP1(J,068),J=1,4)/' ','XCG ','1' //
DATA (JFP1(J,069),J=1,4)/' ','XCG ','2' //
DATA (JFP1(J,070),J=1,4)/' ','XCG ','3' //
DATA (JFP1(J, 71),J=1,4)/' ',' ',' ','' //
DATA (JFP1(J, 72),J=1,4)/' ',' ',' ','' //
DATA (JFP1(J, 73),J=1,4)/' ',' ',' ','' //
DATA (JFP1(J, 74),J=1,4)/' ',' ',' ','' //
DATA (JFP1(J, 75),J=1,4)/' ',' ',' ','' //
DATA (JFP1(J, 76),J=1,4)/' ',' ',' ','' //
DATA (JFP1(J, 77),J=1,4)/' ',' ',' ','' //
DATA (JFP1(J,078),J=1,4)/'DESI','RED ','OMEG','A1' //
DATA (JFP1(J,079),J=1,4)/'DESI','RED ','OMEG','A2' //
DATA (JFP1(J,080),J=1,4)/'DESI','RED ','OMEG','A3' //
DATA (JFP1(J, 81),J=1,4)/' A(','SENS','OR) ','X' //
DATA (JFP1(J, 82),J=1,4)/' A(','SENS','OR) ','Y' //
DATA (JFP1(J, 83),J=1,4)/' A(','SENS','OR) ','Z' //
DATA (JFP1(J, 84),J=1,4)/' A(','SENS','OR) ','' //
DATA (JFP1(J, 85),J=1,4)/' A(','(LB','B) X','' //
DATA (JFP1(J, 86),J=1,4)/' A(','(LB','B) Y','' //
DATA (JFP1(J, 87),J=1,4)/' A(','(LB','B) Z','' //
DATA (JFP1(J, 88),J=1,4)/' A(','(LB','B) ','' //
DATA (JFP1(J, 89),J=1,4)/' A(','(LB','N) X','' //
DATA (JFP1(J, 90),J=1,4)/' A(','(LB','N) Y','' //
DATA (JFP1(J, 91),J=1,4)/' A(','(LB','N) Z','' //
DATA (JFP1(J, 92),J=1,4)/' A(','(LB','N) ','' //
DATA (JFP1(J, 93),J=1,4)/' A(','(LB','G) X','' //
DATA (JFP1(J, 94),J=1,4)/' A(','(LB','G) Y','' //
DATA (JFP1(J, 95),J=1,4)/' A(','(LB','G) Z','' //
DATA (JFP1(J, 96),J=1,4)/' A(','(LB','G) ','' //
DATA (JFP1(J, 97),J=1,4)/' G','(E) ','X' //
DATA (JFP1(J, 98),J=1,4)/' G','(E) ','Y' //
DATA (JFP1(J, 99),J=1,4)/' G','(E) ','Z' //
DATA (JFP1(J,100),J=1,4)/' G','(E) ','' //

```


表 8.4 RMAP 出力項目一覧表 (4)

DATA (JFP1(J,151),J=1,4)/	V	AIR	(B)	Z	//
DATA (JFP1(J,152),J=1,4)/	V	AIR	(B)		//
DATA (JFP1(J,153),J=1,4)/					//
DATA (JFP1(J,154),J=1,4)/					//
DATA (JFP1(J,155),J=1,4)/					//
DATA (JFP1(J,156),J=1,4)/					//
DATA (JFP1(J,157),J=1,4)/					//
DATA (JFP1(J,158),J=1,4)/					//
DATA (JFP1(J,159),J=1,4)/					//
DATA (JFP1(J,160),J=1,4)/					//
DATA (JFP1(J,161),J=1,4)/	OMEG	A,D	LB,B	X	//
DATA (JFP1(J,162),J=1,4)/	OMEG	A,D	LB,B	Y	//
DATA (JFP1(J,163),J=1,4)/	OMEG	A,D	LB,B	Z	//
DATA (JFP1(J,164),J=1,4)/	OMEG	A,D	LB,B		//
DATA (JFP1(J,165),J=1,4)/	OMEG	A,D	RATE	X	//
DATA (JFP1(J,166),J=1,4)/	OMEG	A,D	RATE	Y	//
DATA (JFP1(J,167),J=1,4)/	OMEG	A,D	RATE	Z	//
DATA (JFP1(J,168),J=1,4)/	OMEG	A,D	RATE		//
DATA (JFP1(J,169),J=1,4)/					//
DATA (JFP1(J,170),J=1,4)/					//
DATA (JFP1(J,171),J=1,4)/					//
DATA (JFP1(J,172),J=1,4)/					//
DATA (JFP1(J,173),J=1,4)/	OME	GA(L	B,B)	X	//
DATA (JFP1(J,174),J=1,4)/	OME	GA(L	B,B)	Y	//
DATA (JFP1(J,175),J=1,4)/	OME	GA(L	B,B)	Z	//
DATA (JFP1(J,176),J=1,4)/	OME	GA(L	B,B)		//
DATA (JFP1(J,177),J=1,4)/	OME	GA(E	B,B)	X	//
DATA (JFP1(J,178),J=1,4)/	OME	GA(E	B,B)	Y	//
DATA (JFP1(J,179),J=1,4)/	OME	GA(E	B,B)	Z	//
DATA (JFP1(J,180),J=1,4)/	OME	GA(E	B,B)		//
DATA (JFP1(J,181),J=1,4)/		SUV	1		//
DATA (JFP1(J,182),J=1,4)/		SUV	2		//
DATA (JFP1(J,183),J=1,4)/		SUV	3		//
DATA (JFP1(J,184),J=1,4)/		SUV	4		//
DATA (JFP1(J,185),J=1,4)/	RM T	HRUS	T(B)	X	//
DATA (JFP1(J,186),J=1,4)/	RM T	HRUS	T(B)	Y	//
DATA (JFP1(J,187),J=1,4)/	RM T	HRUS	T(B)	Z	//
DATA (JFP1(J,188),J=1,4)/	RM T	HRUS	T(B)		//
DATA (JFP1(J,189),J=1,4)/	RM	AIR	(B)	X	//
DATA (JFP1(J,190),J=1,4)/	RM	AIR	(B)	Y	//
DATA (JFP1(J,191),J=1,4)/	RM	AIR	(B)	Z	//
DATA (JFP1(J,192),J=1,4)/	RM	AIR	(B)		//
DATA (JFP1(J,193),J=1,4)/		RM P	B X		//
DATA (JFP1(J,194),J=1,4)/		RM P	B Y		//
DATA (JFP1(J,195),J=1,4)/		RM P	B Z		//
DATA (JFP1(J,196),J=1,4)/		RM P	B		//
DATA (JFP1(J,197),J=1,4)/					//
DATA (JFP1(J,198),J=1,4)/					//
DATA (JFP1(J,199),J=1,4)/					//
DATA (JFP1(J,200),J=1,4)/					//

表 8.4 RMAP 出力項目一覧表 (5)

DATA (JFP1(J,201),J=1,4)/	F T', 'HRUS', 'T(B)', 'X	//
DATA (JFP1(J,202),J=1,4)/	F T', 'HRUS', 'T(B)', 'Y	//
DATA (JFP1(J,203),J=1,4)/	F T', 'HRUS', 'T(B)', 'Z	//
DATA (JFP1(J,204),J=1,4)/	F T', 'HRUS', 'T(B)', 'X	//
DATA (JFP1(J,205),J=1,4)/	F', 'AIR(', 'B) X', 'Y	//
DATA (JFP1(J,206),J=1,4)/	F', 'AIR(', 'B) Y', 'Z	//
DATA (JFP1(J,207),J=1,4)/	F', 'AIR(', 'B) Z', 'X	//
DATA (JFP1(J,208),J=1,4)/	F', 'AIR(', 'B) X', 'Y	//
DATA (JFP1(J,209),J=1,4)/	F', 'SENS', 'OR X', 'Y	//
DATA (JFP1(J,210),J=1,4)/	F', 'SENS', 'OR Y', 'Z	//
DATA (JFP1(J,211),J=1,4)/	F', 'SENS', 'OR Z', 'X	//
DATA (JFP1(J,212),J=1,4)/	F', 'SENS', 'OR X', 'Y	//
DATA (JFP1(J,213),J=1,4)/	FO', 'RCE(', 'B) X', 'Y	//
DATA (JFP1(J,214),J=1,4)/	FO', 'RCE(', 'B) Y', 'Z	//
DATA (JFP1(J,215),J=1,4)/	FO', 'RCE(', 'B) Z', 'X	//
DATA (JFP1(J,216),J=1,4)/	FO', 'RCE(', 'B) X', 'Y	//
DATA (JFP1(J,217),J=1,4)/	'', 'TEN', 'D	//
DATA (JFP1(J,218),J=1,4)/	'', 'THET', 'AG	//
DATA (JFP1(J,219),J=1,4)/	'', 'PSI', 'G	//
DATA (JFP1(J,220),J=1,4)/	'', 'DTET', 'D	//
DATA (JFP1(J,221),J=1,4)/	'', 'DFAI', 'D	//
DATA (JFP1(J,222),J=1,4)/	VEL', 'GT-V', 'ELG 1', '2	//
DATA (JFP1(J,223),J=1,4)/	VEL', 'GT-V', 'ELG 2', '3	//
DATA (JFP1(J,224),J=1,4)/	VEL', 'GT-V', 'ELG 3', '4	//
DATA (JFP1(J,225),J=1,4)/	VEL', 'GT-V', 'ELG 4', '1	//
DATA (JFP1(J,226),J=1,4)/	POS', 'GT-P', 'OSG 1', '2	//
DATA (JFP1(J,227),J=1,4)/	POS', 'GT-P', 'OSG 2', '3	//
DATA (JFP1(J,228),J=1,4)/	POS', 'GT-P', 'OSG 3', '4	//
DATA (JFP1(J,229),J=1,4)/	POS', 'GT-P', 'OSG 4', '1	//
DATA (JFP1(J,230),J=1,4)/	VG', '-VEL', 'G 1', '2	//
DATA (JFP1(J,231),J=1,4)/	VG', '-VEL', 'G 2', '3	//
DATA (JFP1(J,232),J=1,4)/	VG', '-VEL', 'G 3', '4	//
DATA (JFP1(J,233),J=1,4)/	VG', '-VEL', 'G 4', '1	//
DATA (JFP1(J,234),J=1,4)/	RG', '-POS', 'G 1', '2	//
DATA (JFP1(J,235),J=1,4)/	RG', '-POS', 'G 2', '3	//
DATA (JFP1(J,236),J=1,4)/	RG', '-POS', 'G 3', '4	//
DATA (JFP1(J,237),J=1,4)/	RG', '-POS', 'G 4', '1	//
DATA (JFP1(J,238),J=1,4)/	QUA', 'RTER', 'NION 1', '2	//
DATA (JFP1(J,239),J=1,4)/	QUA', 'RTER', 'NION 2', '3	//
DATA (JFP1(J,240),J=1,4)/	QUA', 'RTER', 'NION 3', '4	//
DATA (JFP1(J,241),J=1,4)/	QUA', 'RTER', 'NION 4', '1	//
DATA (JFP1(J,242),J=1,4)/	'', 'TEN', 'D	//
DATA (JFP1(J,243),J=1,4)/	'', 'THET', 'AG	//
DATA (JFP1(J,244),J=1,4)/	'', 'PSI', 'G	//
DATA (JFP1(J,245),J=1,4)/	'', 'DTET', 'D	//
DATA (JFP1(J,246),J=1,4)/	'', 'DFAI', 'D	//
DATA (JFP1(J,247),J=1,4)/	VEL', 'GT-V', 'ELG 1', '2	//
DATA (JFP1(J,248),J=1,4)/	VEL', 'GT-V', 'ELG 2', '3	//
DATA (JFP1(J,249),J=1,4)/	VEL', 'GT-V', 'ELG 3', '4	//
DATA (JFP1(J,250),J=1,4)/	VEL', 'GT-V', 'ELG 4', '1	//

表 8.5 単位表 (MKS 重力単位系)

コードNo.	表現記号	意味
1	(空白)	無次元
2	SEC	時間
3	M	長さ
4	M**2	面積
5	M**3	体積
6	M/S	速度
7	M/S**2	加速度
8	KG/M**2	圧力
9	KG S**2/M	質量
10	KG S**2/M**4	密度
11	DEG	角度
12	DEG/S	角速度
13	DEG/S**2	角加速度
14	KG	力
15	KG-M	モーメント
16	KG M S**2	慣性モーメント
17	} 未定	
18		
19		
20		

表 8.6 単位表

```

DATA (JFP3(01,J),J=1,3) /4H      ,4H      ,4H      /
DATA (JFP3(02,J),J=1,3) /4H      ,4H SEC,4H      /
DATA (JFP3(03,J),J=1,3) /4H      ,4H  M,4H      /
DATA (JFP3(04,J),J=1,3) /4H      ,4HM**2,4H      /
DATA (JFP3(05,J),J=1,3) /4H      ,4HM**3,4H      /
DATA (JFP3(06,J),J=1,3) /4H      ,4H M/S,4H      /
DATA (JFP3(07,J),J=1,3) /4H  M/,4HS**2,4H      /
DATA (JFP3(08,J),J=1,3) /4H KG/,4HM**2,4H      /
DATA (JFP3(09,J),J=1,3) /4HKG S*,4H*2/M,4H      /
DATA (JFP3(10,J),J=1,3) /4H  KGS,4H2/M4,4H      /
DATA (JFP3(11,J),J=1,3) /4H      ,4H DEG,4H      /
DATA (JFP3(12,J),J=1,3) /4H  D,4HEG/S,4H      /
DATA (JFP3(13,J),J=1,3) /4HDEG/,4HS**2,4H      /
DATA (JFP3(14,J),J=1,3) /4H      ,4H  KG,4H      /
DATA (JFP3(15,J),J=1,3) /4H      ,4HKG-M,4H      /
DATA (JFP3(16,J),J=1,3) /4H  KGM,4HS**2,4H      /
DATA (JFP3(17,J),J=1,3) /4H      ,4H      ,4H      /
DATA (JFP3(18,J),J=1,3) /4H      ,4H      ,4H      /
DATA (JFP3(19,J),J=1,3) /4H      ,4H      ,4H      /
DATA (JFP3(20,J),J=1,3) /4H      ,4H      ,4H      /

```

↑
— 単位 CODE No.

表 8.7 項目別単位指定表

DATA	(JFP2(J), J=001,010)/02,02,01,01,01,03,03,03,03,03/
DATA	(JFP2(J), J=011,020)/03,03,03,03,03,03,11,11,11,11/
DATA	(JFP2(J), J=021,030)/11,11,01,01,01,11,11,11,11,11/
DATA	(JFP2(J), J=031,040)/09,09,16,16,16,03,14,14,01,01/
DATA	(JFP2(J), J=041,050)/03,01,01,01,01,08,03,10,06,04/
DATA	(JFP2(J), J=051,060)/03,11,11,01,01,11,11,11,11,11/
DATA	(JFP2(J), J=061,070)/11,11,11,11,01,01,01,01,01,01/
DATA	(JFP2(J), J=071,080)/01,01,01,01,01,01,01,12,12,12/
DATA	(JFP2(J), J=081,090)/07,07,07,07,07,07,07,07,07,07/
DATA	(JFP2(J), J=091,100)/07,07,07,07,07,07,07,07,07,07/
DATA	(JFP2(J), J=101,110)/07,07,07,07,07,07,07,07,07,07/
DATA	(JFP2(J), J=111,120)/07,07,01,01,01,01,01,01,01,01/
DATA	(JFP2(J), J=121,130)/06,06,06,06,06,06,06,06,06,06/
DATA	(JFP2(J), J=131,140)/06,06,06,06,06,06,06,06,06,06/
DATA	(JFP2(J), J=141,150)/06,06,06,06,06,06,06,06,06,06/
DATA	(JFP2(J), J=151,160)/06,06,01,01,01,01,01,01,01,01/
DATA	(JFP2(J), J=161,170)/13,13,13,13,13,13,13,13,01,01/
DATA	(JFP2(J), J=171,180)/01,01,12,12,12,12,12,12,12,12/
DATA	(JFP2(J), J=181,190)/11,11,11,11,15,15,15,15,15,15/
DATA	(JFP2(J), J=191,200)/15,15,15,15,15,15,01,01,01,01/
DATA	(JFP2(J), J=201,210)/14,14,14,14,14,14,14,14,14,14/
DATA	(JFP2(J), J=211,220)/14,14,14,14,14,14,01,01,01,01/
DATA	(JFP2(J), J=221,230)/02,11,11,11,11,06,06,06,06,03/
DATA	(JFP2(J), J=231,240)/03,03,03,06,06,06,06,03,03,03/
DATA	(JFP2(J), J=241,250)/03,01,01,01,01,01,01,01,01,01/

出力項目
CODE No.

単位 CODE No.

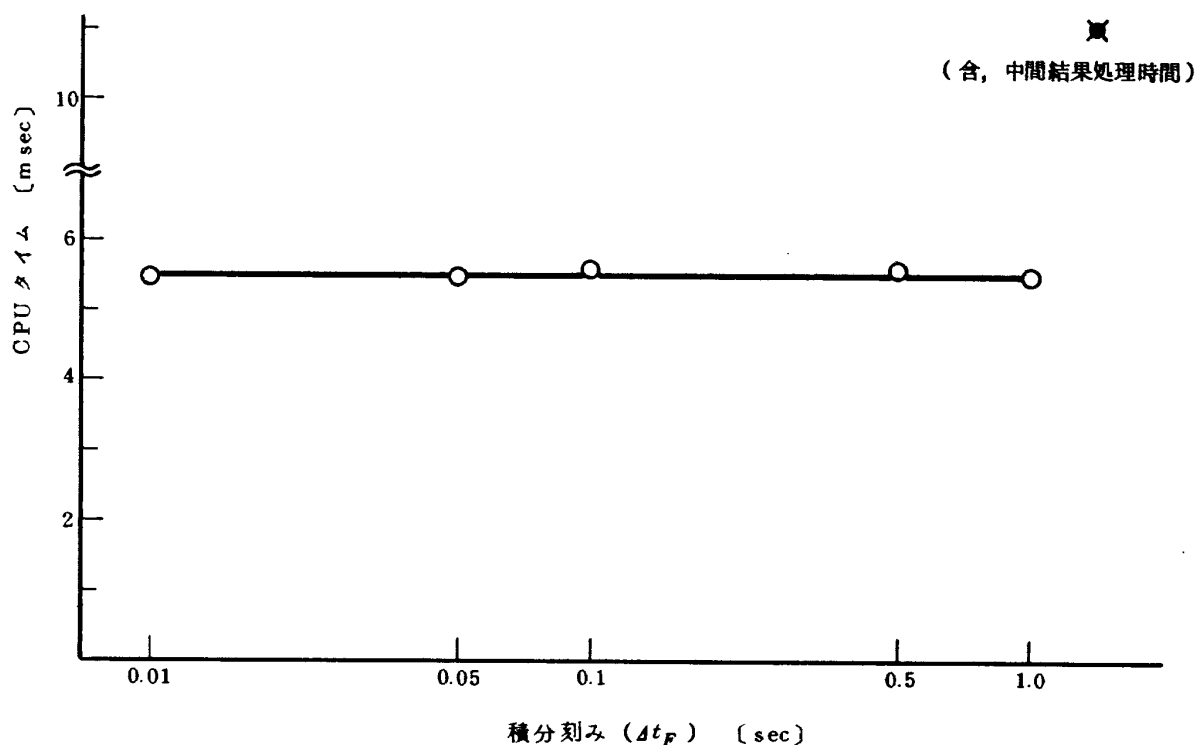
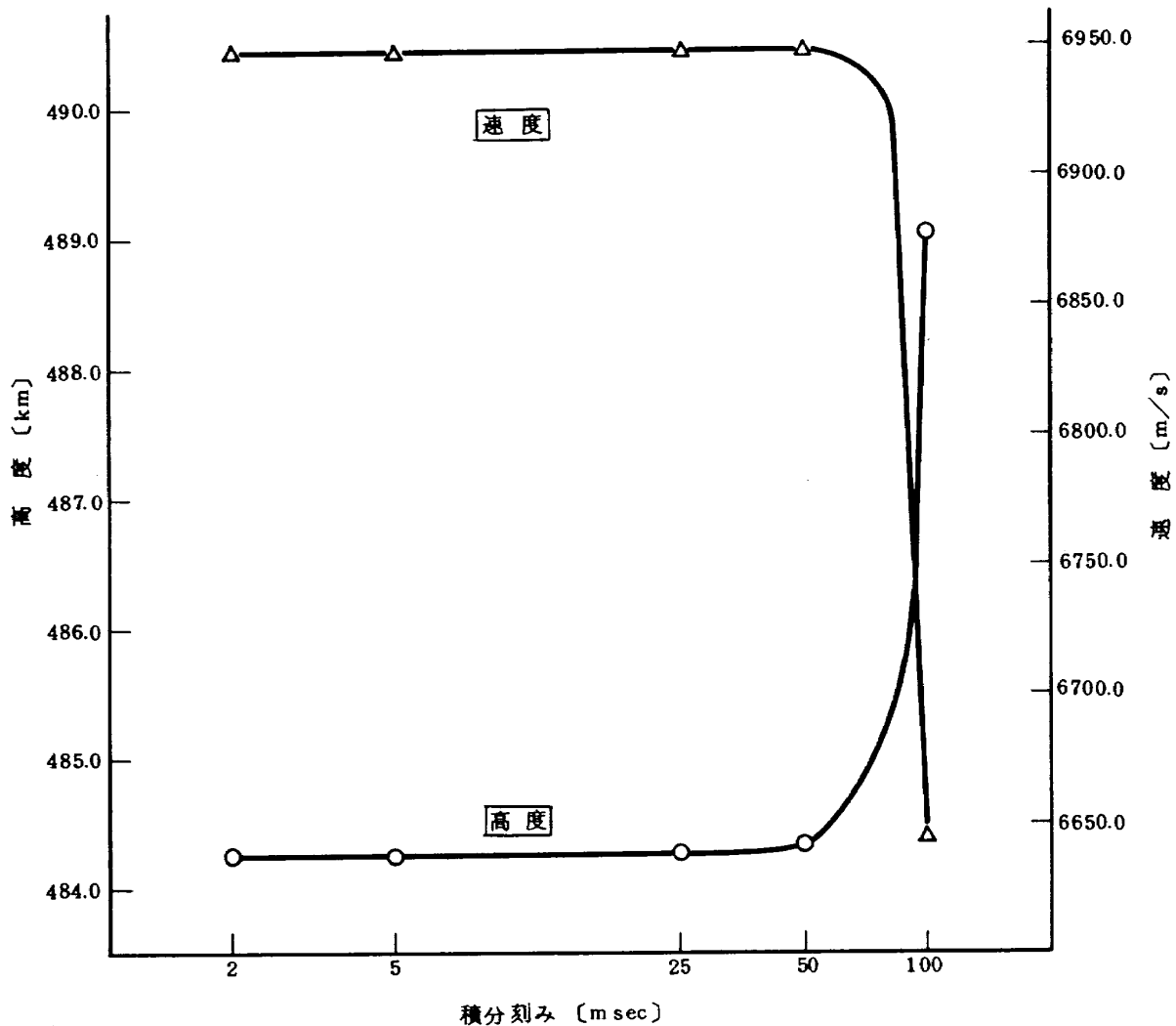


図 8.1 計算処理時間

図8.2 Δt_F による計算精度の変化 (SECO時)

1300 秒間のフライト・シミュレーションを行ない、28 項目の中間結果を10秒おきに出力した場合、CPUタイムで約 400 秒位である。

なお参考までに、比較用データを発生させた時の MATS の積分刻みは、

発射～慣性飛しょうプログラム終了 ; 1.0 sec
 ～第3段点火 ; 10.0 sec
 ～第3段燃焼終了 ; 1.0 sec

で、積分方法は4次の固定ステップ・ルンゲ・クッタ法である。

以上の考察を行なって、RMAP と MATS の出力結果を比較したところ、SECO 時 (発射後 461.970 秒) において、慣性速度で -11.57 m/sec 、高度で $+3.07 \text{ km}$ の差が見られたので、これは運動の取扱いの違いによるものかあるいはアルゴリズムに何らかの誤りがあるものかどうかを調査、検討した。

8.3.3 質点扱いへの接近

RMAP 開発の本来の主旨から外れるが、MATS が質点運動扱いなので RMAP もあたかも質点運動を行なうように、フライト・コントロール・システムの改造を行ない、各時点での結果を比較検討した。

(1) 改造の内容

i) 推力の y 、 z 軸成分を逆方向に加える。

サブプログラム ∇ FANDM1 ∇ (図 7.49(4) 参照) におけるジンバル・エンジンの併進力加算部分を次のようにした。

(従来)

$$T(1) = T_g \cos \beta_z \cos \beta_y$$

$$T(2) = -T_g \sin \beta_z$$

$$T(3) = T_g \cos \beta_z \sin \beta_y$$

$$FS(J) = FS(J) + T(J) \quad (J=1, 3)$$

(改造後)

$$FS(J) = FS(J) + T(J) \quad (J=1, 3) \text{ の後に,}$$

$$T(2) = -T(2)$$

$$T(3) = -T(3)$$

$$FS(2) = FS(2) + T(2) + T(2)$$

$$FS(3) = FS(3) + T(3) + T(3)$$

を挿入した。なおこれに、 $T(1) = T_g$ とした場合も付加した。

ii) 空気力とのバランス

空気力による回転モーメントを打消すように、ジンバル・エンジンの振れ角を余分に制御する。

空気力による回転モーメントを $R_a(0, R_{ay}, R_{az})$ 、プロペラメントに基づくエンジン舵角を β_y, β_z とすると、 R_a を打消すために発生させる力 $(0, f_y, f_z)$ は、

$$f_y = \frac{R_{az}}{C_G - d_g} = -T_g \{ \sin(\beta_z + y_3) - \sin \beta_z \} \quad (8.1)$$

$$f_z = \frac{R_{ay}}{d_g - C_G} = T_g \{ \cos(\beta_z + y_3) \sin(\beta_y + y_2) - \cos \beta_z \sin \beta_y \} \quad (8.2)$$

ここで、 y_2, y_3 は補正すべき振れ角、 C_G は重心位置、 d_g は推力中心位置である。式(8.1)より、

$$\sin(\beta_z + y_3) = \frac{R_{az}}{T_g(d_g - C_G)} + \sin \beta_z$$

β_z, y_3 共、微小角故

$$y_3 = \frac{R_{az}}{T_g(d_g - C_G)} \quad (8.3)$$

また、式(8.2)より同様に y_2 を求めると、

$$y_2 = \frac{R_{ay}}{T_g(d_g - C_G)} \quad (8.4)$$

となる。従って、補正後の振れ角 (β'_y, β'_z) は、

$$\left. \begin{aligned} \beta'_y &= \beta_y + y_2 \\ \beta'_z &= \beta_z + y_3 \end{aligned} \right\} \quad (8.5)$$

となる。

式(8.3)から(8.5)の部分は、推力方向補正同様に ∇ FANDM1 ∇ (図7.49(3) 参照) のメインエンジン振れ角を算出した後に挿入した。

また、式(8.1)、(8.2)より空気力と釣合力 (f_y, f_z) による補正も試みた。

(2) 計算例と結果

上記の方法について表8.8のような計算を行ない、それぞれ改造前のRMAPと比較検討を行なった。

表8.9にその結果を示す。なお、積分刻みは、25msec、ジンバル・メインエンジンの制御系ゲインはNASDAより提供していただいたデータを用い、バーニアエンジンによる制御は行っていない。

これによると、空気力による回転を打消すようにエンジン振れ角を制御する方法(計算例P-1~P-3)は、空気力が大きいところではその効果が表われているが、

それ以後はあまり良い結果とは言えない。一方、空気力と釣合力を推力中心に作用させる(計算例、P-4)と、かなり良い結果を示す。また、エンジンをジンバルングすることによって発生する機軸に対する横方向の力を逆方向に作用させる方法、即ち横方向への併進運動をストップさせる方法(計算例P-5, 6)も、P-4と同様な傾向を示している。

これらの結果は表8.10に示すように、ロケットに作用する各種の力の違いによっている。例えば、ロケットの重心に作用する力を見ると、発射後60秒位からP-1の例はP-4、P-5に比べて小さくなっている。このためエネルギーが少なくなり、軌道パラメータに影響しているものと思われる。ちなみに、P-1の径路上下角は他に比して大きく、これによって高度は高くなるが速度が出ないという結果を示している。

以上のことから、前述の誤差は剛体と質点の応答特性の違いによるものであり、最初に設定した制御系ゲインが影響しているものと思われる。即ち、今回設定した「モデル-1系」の制御系に対しては不適当である。従って、次に制御系ゲインによって軌道パラメータが、どのような影響を受けるかを調査した。

8.3.4 制御系ゲインが軌道に及ぼす影響

「モデル-1系」フライト・コントロール・システムに対して適切な制御系ゲインを設定するために、次のような検討を行なった。

(1) 飛行体制御系統

「モデル-1系」のジンバル・メインエンジン制御系は、図8.3に示すものである。即ち、基準姿勢角 (θ_c) と現時点姿勢角 (θ) との偏差を入力として、フィードバック補償としてレートジャイロ、従属補償としてサーボアンプを挿入して、系の安定性を計っている。また、アクチュエータ系を理想的なものとして、操舵指令角 (β_c) とエンジンの振れ角 (β) を等しくしている。

従って、エンジン振れ角 (β) は、4.4節で述べたように、 $\beta = K_A \{ (\theta_c - \theta) - K_R \dot{\theta} \}$ で表われ、 K_A, K_R の各フィードバックゲインを適切に設定するために、以下のような考察を行なった。なお、バーニアエンジンについては、今のところ姿勢制御には用いていないので省略した。

(2) 制御系ゲインによる軌道シミュレーション

上記の制御系における各フィードバックゲインの標準値は、制御系安定化解析を行なえば求まるが、この場合にもいくつかの条件；例えば、整定時間 (T_s) 、非減衰固有振動数 (ω_n) 、減衰率 (ζ) 等によって変わってくる。従って、解析を行なう前に、最初に設定したフィードバ

表 8.8 質点運動扱いの計算内容

計算ケース	補 正 内 容
P-1	空力モーメントを打消すようにエンジン振れ角を制御
P-2	P-1 に推力 (y, z 成分) 方向の補正
P-3	P-2 に x 方向推力の修正を追加
P-4	空気力と釣り合う力を推力中心に作用させる
P-5	推力 (y, z 成分) 方向の補正
P-6	P-5 に x 方向推力の修正を追加

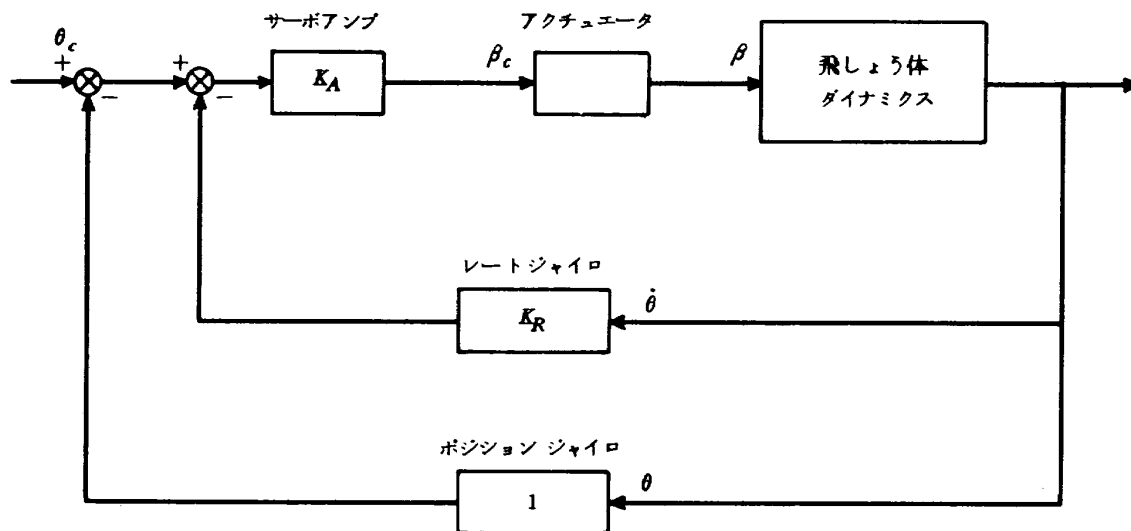


図 8.3 ジンバル・エンジン制御系ブロック図

ックゲインの数値を基にして、これを適当に変更することによって質点と比較して、軌道パラメータがどのように変化するかを調査した。

初段に関して、フィードバックゲインの切換えを、従来通り 140 秒に行なうと、全体では 3 段階に別れるので、ゲインの組合わせ方によってはかなりの計算量となるため、ここでは単に変化の傾向を見るために次のような方法をとった。

i) まず、発射後 140 秒までフィードバックゲインを数種類か変更して、140 秒以降は従来のゲインを用いる。

ii) i) の結果に基づき 140 秒以降の適当と思われるゲインを設定する。

最初に、i) の方法においては、ポジション・フィードバックゲイン (FG) を、0.5, 1.05, 5.0, 10.0, 100.0, レート・フィードバックゲイン (FGR) は、0.05, 0.1, 0.3, 0.474 を設定し、それぞれを組合わせてシミュレーションを行なった。図 8.4 は、SOB 切離し（発射後 80 秒）における MATS との高度差および速度差を示したものである。これによると、一部のケースを除いてポ

ジション・フィードバックゲインが同一の場合、レート・フィードバックゲインを大きくすると、誤差は増加する傾向を持っている。従って、FGR は小さい方が良い結果が得られる。しかし、小さすぎる（例えば 0.0 近傍）と制御系が不安定となり発散してしまう。次に FG について考えると、図 8.5 および図 8.6 はそれぞれ MECO 時、SECO 時における誤差を表わしたものであるが、80 秒時と比べて FG の値が大きい方が誤差は小さくなっている。しかし、あまり大きいと逆に不安定になり、やはり発散してしまう。今回の計算例でみると、FG = 100.0, FGR = 0.3, 0.474 の場合にはジンバル振れ角が常に設定した制限量 ($\pm 1.0^\circ$) となり、飛しょう体の回転角速度も他に比べてかなり大きな値となっている。

従って、i) のシミュレーションでは、各フィードバックゲインの標準値を、FG = 10.5, FGR = 0.0474 と設定した。このゲインで 80 秒時における MATS との差は、高度で +0.7998m, 速度で -0.3397m/sec である。

次に、ii) においては、140 秒～MECO までの各フィードバックゲインを変更することにして、軌道の変化を調

表 8.9 擬似質点 RMAP の計算結果

時刻 [sec]	ヶ-ス	高 度 [km]	速 度 [m/s]	径路上下角 [deg]	径路方位角 [deg]	姿勢上下角 [deg]	姿勢方位角 [deg]	緯 度 [deg]	経 度 [deg]
80.0 (SOB drop)	MATS	19.4710	781.0836	29.1801	87.5135	53.9026	83.9374	30.2389	131.0431
	RMAP-0	19.4879	779.1059	29.3453	87.5276	54.2234	83.9334	30.2388	131.0422
	P-1	19.4831	779.3636	29.3401	87.5269	54.2490	83.9328	30.2388	131.0425
	P-2	19.4854	779.2653	29.3361	87.5267	54.2487	83.9328	30.2388	131.0423
	P-3	19.4854	779.2663	29.3362	87.5267	54.2487	83.9328	30.2388	131.0423
	P-4	19.4934	778.7637	29.3606	87.5287	54.2193	83.9334	30.2388	131.0419
218.513 (MECO)	P-5	19.4934	778.7789	29.3599	87.5286	54.2194	83.9334	30.2388	131.0419
	P-6	19.4935	778.7798	29.3600	87.5286	54.2194	83.9334	30.2388	131.0419
	MATS	133.8325	4451.9894	22.4403	85.9968	28.8528	85.4436	30.4026	133.1598
	RMAP-0	134.7441	4444.7602	22.6134	85.9902	28.8412	85.4365	30.4017	133.1463
	P-1	135.3772	4441.0999	22.7125	85.9866	28.8353	85.4329	30.4013	133.1395
	P-2	134.3207	4447.2789	22.5478	85.9924	28.8455	85.4387	30.4020	133.1514
461.970 (SECO)	P-3	134.3240	4447.3132	22.5481	85.9924	28.8456	85.4387	30.4020	133.1514
	P-4	133.6680	4450.7571	22.4439	85.9958	28.8510	85.4421	30.4024	133.1577
	P-5	133.6714	4450.7522	22.4446	85.9958	28.8510	85.4421	30.4024	133.1577
	P-6	133.6744	4450.7827	22.4448	85.9958	28.8510	85.4421	30.4024	133.1577
	MATS	484.1272	6948.2640	11.4383	92.1287	9.5814	91.8867	30.5789	144.5439
	RMAP-0	487.2018	6936.6972	11.5217	92.1039	9.5400	91.8621	30.5805	144.4959
461.970 (SECO)	P-1	486.0475	6940.6373	11.4986	92.1125	9.5548	91.8705	30.5800	144.5131
	P-2	486.0475	6940.6373	11.4986	92.1125	9.5548	91.8705	30.5800	144.5131
	P-3	486.0599	6940.6616	11.4989	92.1125	9.5549	91.8706	30.5800	144.5132
	P-4	484.1598	6946.4247	11.4588	92.1253	9.5760	91.8832	30.5791	144.5377
	P-5	484.1730	6946.4045	11.4592	92.1253	9.5759	91.8831	30.5791	144.5376
	P-6	484.1841	6946.4261	11.4595	92.1253	9.5760	91.8831	30.5791	144.5377

〔注〕 RMAP-0 とは、改造前の RMAP である。

表 8.10 ロケットに作用する力

時刻 〔sec〕	計算例	推 力			空 気 力			重 心 に 作 用 す る 力		
		X	Y	Z	X	Y	Z	X	Y	Z
38.19 (SOB B.O)	RMAP-0	8.3125+4	2.2814+0	2.4052+2	-1.6270+4	1.1199+1	1.1767+3	1.1808+3	-1.0270+2	1.6108+4
	P-1	8.3125+4	2.4476+0	2.7443+2	-1.6276+4	1.1604+1	1.2959+3	1.2223+3	-1.0024+2	1.6475+4
	P-4	8.3126+4	-3.0798+1	-3.1160+3	-1.6266+4	1.3613+1	1.3778+3	1.1923+3	-1.3301+2	1.2983+4
	P-5	8.3126+4	-2.7706+0	-2.8016+2	-1.6267+4	1.3615+1	1.3728+3	1.1913+3	-1.0498+2	1.5813+4
50.0	RMAP-0	8.4828+4	1.6018+0	1.8821+2	-1.2242+4	6.8906+0	8.0533+2	1.2130+4	-1.0665+2	2.0764+4
	P-1	8.4827+4	1.3562+0	1.7391+2	-1.2251+4	5.8172+0	7.3409+2	1.2157+4	-1.0714+2	2.0796+4
	P-4	8.4829+4	-2.1365+0	-2.4007+2	-1.2235+4	9.2025+0	1.0329+3	1.2149+4	-1.0769+2	2.0600+4
	P-5	8.4829+4	-2.1374+0	-2.4044+2	-1.2235+4	9.1900+0	1.0295+3	1.2149+4	-1.0770+2	2.0595+4
60.0	RMAP-0	8.5894+4	9.7644-1	-3.5174+1	-8.3824+3	4.0329+0	-1.4346+2	2.1815+4	-1.0878+2	2.3428+4
	P-1	8.5892+4	7.4044-1	-7.7134+1	-8.3922+3	3.0684+0	-3.1390+2	2.1775+4	-1.0957+2	2.3148+4
	P-4	8.5895+4	-1.3902+0	1.2582+0	-8.3739+3	5.7231+0	-7.6403+0	2.1834+4	-1.0917+2	2.3622+4
	P-5	8.5895+4	-1.3851+0	2.6384+0	-8.3739+3	5.7184+0	-9.1718+0	2.1834+4	-1.0917+2	2.3622+4
80.0 (SOB drop)	RMAP-0	8.6856+4	-7.1616-2	-2.8363+1	-2.1804+3	-1.7347-1	-6.8970+1	4.2398+4	-1.0542+2	3.0358+4
	P-1	8.6856+4	-2.0761-1	-3.5874+1	-2.1827+3	-4.8476-1	-8.3810+1	4.2382+4	-1.0596+2	3.0317+4
	P-4	8.6857+4	-8.1727-1	2.0565+2	-2.1777+3	2.1358-1	-5.4755+1	4.2404+4	-1.0566+2	3.0610+4
	P-5	8.6857+4	-8.6471-2	2.2804+1	-2.1777+3	2.1202-1	-5.5381+1	4.2404+4	-1.0494+2	3.0426+4
218.513 (MECO)	RMAP-0	9.5254+3	-1.1663-6	-5.8112-5	-3.8963-3	-6.7954-5	-3.3849-3	4.3799+3	-3.0268+1	9.3541+3
	P-1	9.5254+3	8.1034-6	3.9522-4	-3.7204-3	-6.4339-5	-3.1386-3	4.3788+3	-3.0280+1	9.3529+3
	P-4	9.5254+3	1.1975-5	6.1766-4	-4.2248-3	-7.4667-5	-3.8514-3	4.3655+3	-3.0278+1	9.3564+3
	P-5	9.5254+3	1.2810-6	6.6078-5	-4.2237-3	-7.4647-5	-3.8498-3	4.3655+3	-3.0278+1	9.3563+3

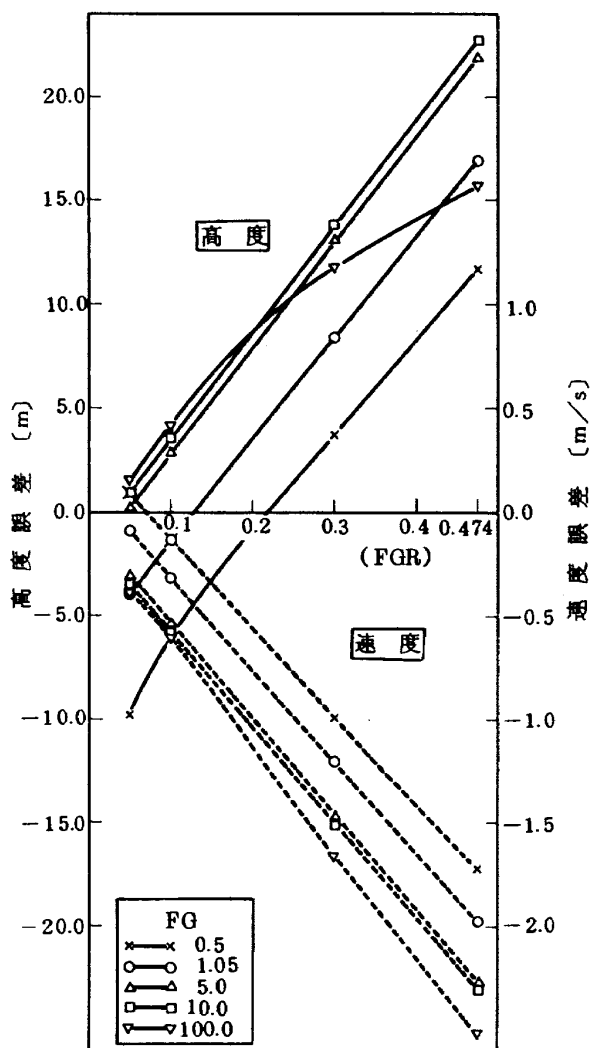


図8.4 軌道パラメータの変化(80.0秒時)

査した。ゲインは i) の結果を参考にして, $FG = 0.722$, 7.22 , 72.2 , $FGR = 0.0476$, 0.1 , 0.3 , 0.476 を用いてシミュレーションを行なった。MECO 時における誤差を図 8.7 に, SECO 時における誤差を図 8.8 に示す。i) の場合と同様, FGR は小さい方が誤差は少なくなっている。また, 一例を除いて FG はその値が大きい方が誤差は少ない。 $FG = 72.2$ の場合, 他に比べて誤差の増加傾向が線型でないのは, やはりジンバル振れ角が大きすぎるからである。しかし, 系の発散現象は起きていない。図 8.5 と図 8.7 を比較すると, ゲインの設定が適当な場合, MECO 時における誤差は高度で約 $1/10$, 速度で約 $1/2$ となっている。

以上のシミュレーション結果より, 「モデル-1 系」の制御系ゲインの標準値を, 第 1 段階として次のように設定した。

	FG	FGR
0 ~ 140 秒	10.5	0.0474
140 ~ MECO	7.22	0.0476
SEIG ~ SECO	7.14	0.0520

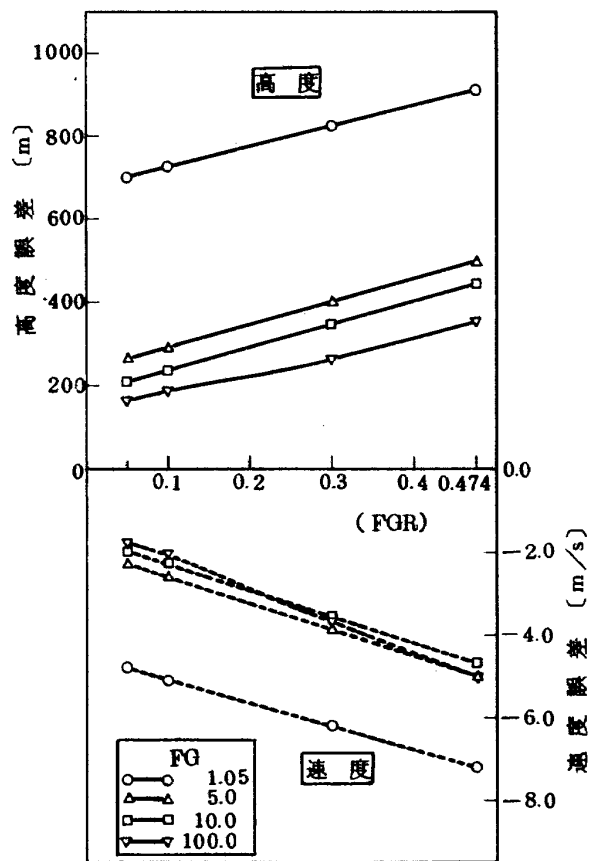


図8.5 軌道パラメータの変化(MECO時)

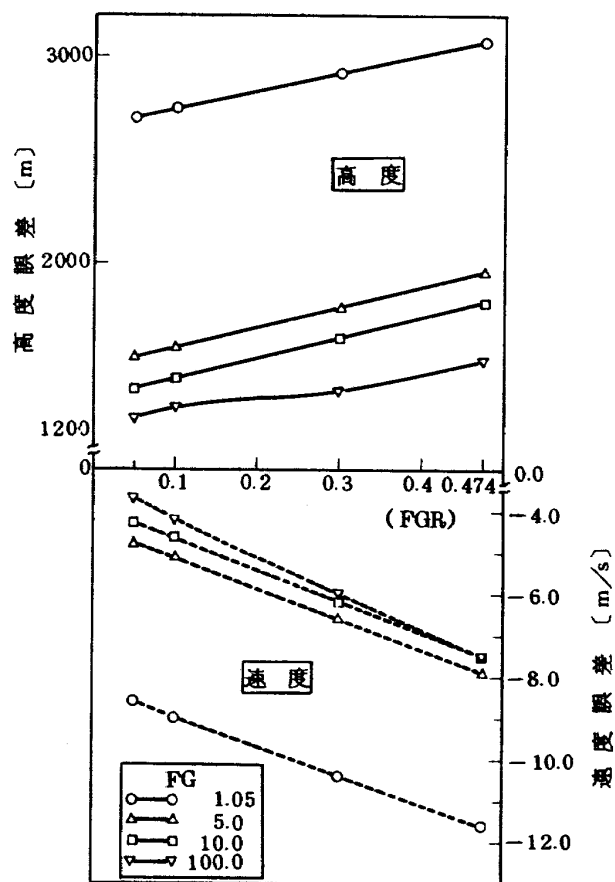


図8.6 軌道パラメータの変化(SECO時)

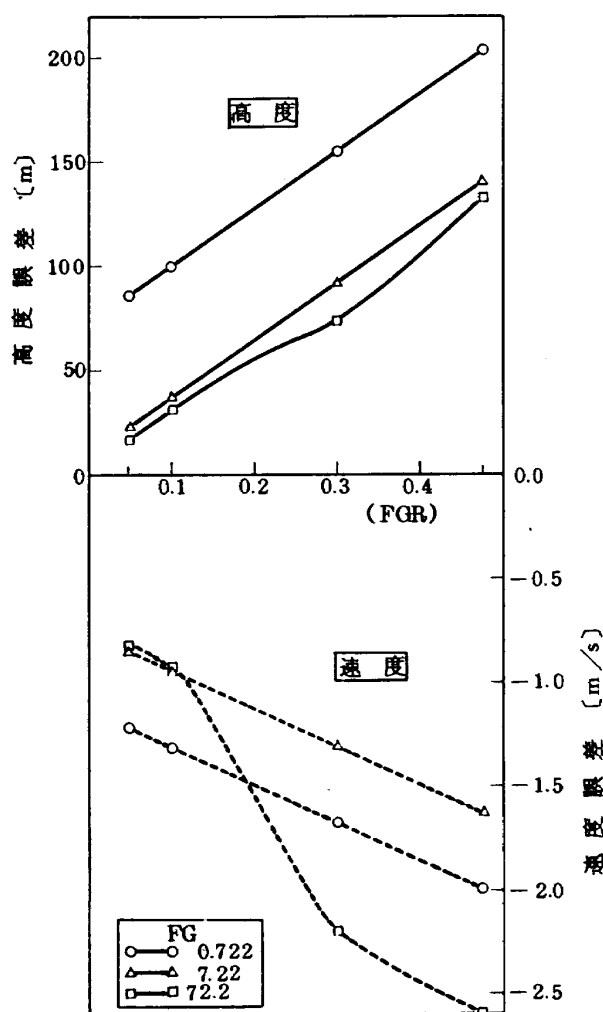


図 8.7 軌道パラメータの変化(MECO時)

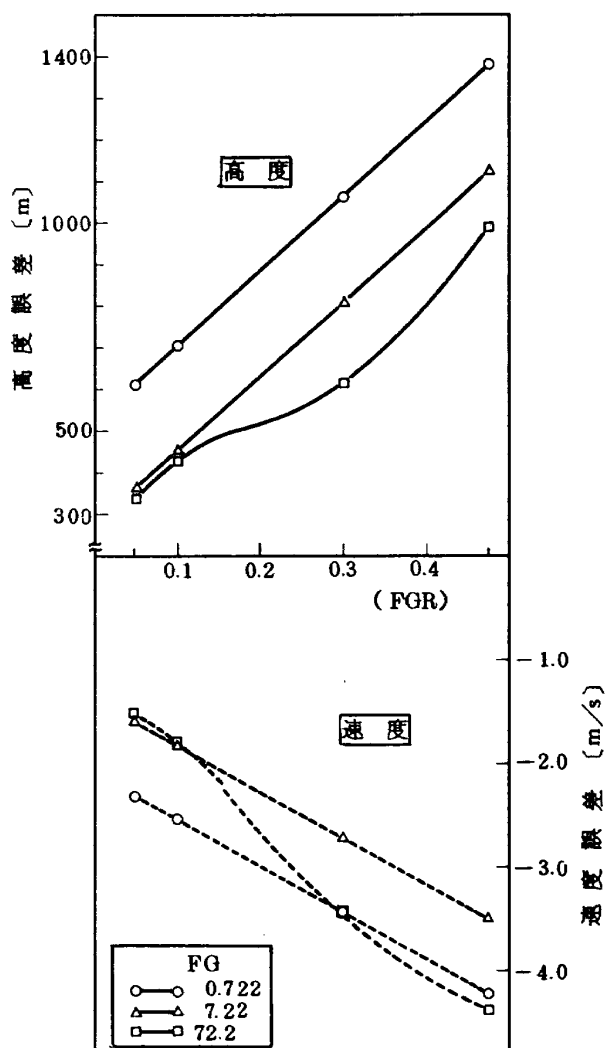


図 8.8 軌道パラメータの変化(SECO時)

これらの値を制御工学的に考察すると、例えば、 ζ を同一とすると、 ω_n は従来値の $\sqrt{10}$ 倍となり、これにより T_r が $1/\sqrt{10}$ になる。従って、新しく設定したゲインの方が質点に近い動きをすることになり、誤差が少なくなったものと思われる。

しかし、以上の方法はあまり論理的ではないので、その後制御系解析をしてシミュレーションを行なった。その結果は非常に良好で、上記のゲインでは整定時間が早すぎるために、コマンドレートが切替わる時点での過渡応答がやや振動的になる部分があったが、解析後のゲインではそのような現象はなくなり、飛しょう体の回転角速度も、コマンドレートに良く追従している。この解析および結果については紙面の都合もあり、また制御系モデルの改良もその後行なっているのので、合わせて近々報告する予定である。

8.3.5 浮力を考慮したシミュレーション

4章で述べた浮力が、軌道パラメータに与える影響を調べた結果について示す。

浮力は、(4.1.25)に示した如く、サブプログラム

▽GRAV▽において $GE(J)$ を求めた後に、

$$GE(J) = BF * GE(J) \quad (J=1, 3)$$

として重力加速度を補正することにより考慮した。

表 8.11に Buoyancy Factor, 図 8.9に浮力を時間の経緯と共に示す。飛しょう体の体積はSOBを含めず本体のみの概算で $K_V = 108.3337 \text{ m}^3$, $G = 9.80665 \text{ m/sec}^2$ とし、大気密度(ρ)および飛しょう体重量(W)はRMAP中の値を用いた。表 8.12は、浮力を考慮した場合の軌道パラメータを比較したもので、これによるとNロケット

表 8.11 Buoyancy Factor の変化

時間 (sec)	ρ [kg·s ² /m ⁴]	$\rho G K$ [kg]	BF
0.0	1.240496-1	131.7891	0.99854
38.19	7.298889-2	77.5427	0.99885
50.0	4.739497-2	50.3520	0.99921
80.0	9.802111-3	10.4137	0.99980
100.0	2.604291-3	2.7668	0.99994
120.0	5.637299-4	0.5989	0.999985

の場合、最大百数十 kg の浮力を受け、そのために高度で約 0.2 %、速度で約 0.7 % の増加が見られた。なお、通常の RMAP にはこの浮力ルーチンが入っていない。

8.3.6 RMAP の使用方法とシミュレーション結果

上述の制御系ゲインシミュレーションと若干のアルゴリズム変更により、一応満足いく結果が得られたので、次に RMAP の使用方法と出力結果について説明する。

先にも述べたように、入力データには 2 種類あり、内部データはすでにプログラム内に用意されているものとして、ここではカード入力データの取扱いについて説明する。データカードとしては、8.1 で記述したデータの他に、シミュレーションに関するコメント文、シミュレーション時間、数値積分刻み、中間結果出力間隔、出力項目等を用意する。カード入力データの一例を図 8.10 にカード・イメージで示すが、データの中には公表できな

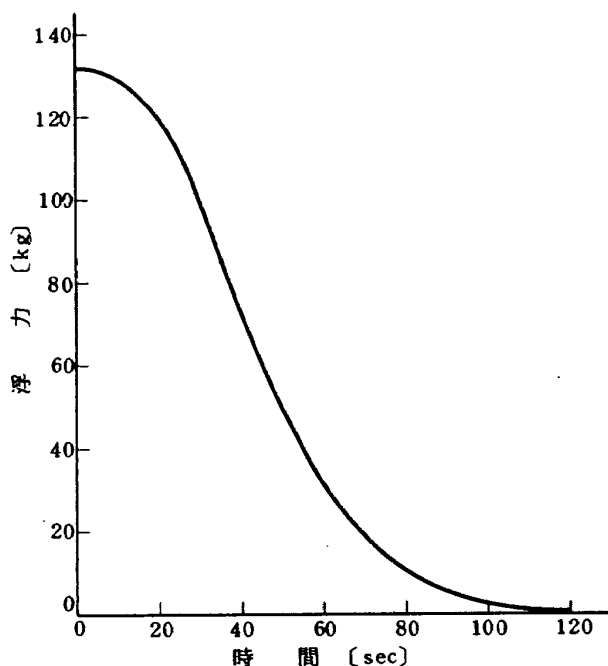


図 8.9 N-ロケットに作用する浮力

いものもあるので、その部分はデータの種類のみを示す。

次に、上記入力データに基づく出力結果について説明する。

結果の出力は、まず図 8.11 に示す表題に続いて、カードより入力した推力、重量変化率、重心位置、慣性モーメント、空力データ等がプリントされる。コモン領域調査用の ∇ INVES1 ∇ を CALL してある場合には、全てのコモン領域がプリントされる。図 8.12 に、初期設定直後の状態を一部示す。次に、発生したイベントについてその内容が出力される。イベント・メッセージは図 8.13 のようになっているが、現在イベントコマンドがコードナンバーで記されるのでややわかり難いため、この部分は今後改良する予定である。

図 8.14 に各項目をレポートライター形式で出力した結果を示す。出力項目の左下の番号は、カード入力で指定したコードナンバーである。また、図 8.15 にはグラフ形式の出力を示す。項目名の左側の数字が項目コードナンバーで「;」の次にあるのが項目マークである。また、時刻の右側にある「*」印は、ダブリデータを表わすマークである。グラフは通常、ラインプリンター用紙 1 頁につき 50 行の出力であるが、ダブリデータがある場合には、例のように 50 行にはならない。

以上、入力および出力について説明したが、最後に RMAP と MATS のシミュレーション結果の比較を、表 8.13 に示す。この中で、RMAP-1 は 8.3.4 で設定したゲイン、RMAP-2 は、FG のみをさらに 10 倍したものを使用した。これによると、RMAP-1 に比べて RMAP-2 の方が精度が良いのは、FG を大きくすることによって、より質点に近い応答を示しているものと思われる。更に出力を細かく検討すると、やはりレートコマンド変更時点で、飛しょう体の回転角加速度がやや大きく表われて、過渡応答が振動しているのが見られる。しかし、回転角速度はあまり大きくならないので、飛し

表 8.12 浮力による軌道パラメータへの影響

時間 [sec]	ケース	高度 [km]	速度 [m/s]	径路上下角 [deg]	径路方位角 [deg]	姿勢上下角 [deg]	姿勢方位角 [deg]
38.190	RMAP	5.2583	568.4264	34.1924	89.0104	77.3489	83.2790
	RMAPBF	5.2687	568.7264	34.2306	89.0099	77.3486	83.2790
80.0	RMAP	19.4718	780.7440	29.1919	87.5157	53.9275	83.9370
	RMAPBF	19.5065	781.2647	29.2281	87.5145	53.9273	83.9371
218.513	RMAP	133.8549	4451.1377	22.4483	85.9963	28.8518	85.4429
	RMAPBF	133.9822	4451.7552	22.4547	85.9965	28.8523	85.4432
461.970	RMAP	484.1957	6947.2114	11.4400	92.1267	9.5780	91.8847
	RMAPBF	484.5216	6947.6050	11.4474	92.1271	9.5787	91.8851

RMAPBF ; 浮力付加

コメント、シミュレーション・タイム、積分刻み、出力間隔の指定

COLUMN	0	1	2	3	4	5	6	7	8
	1234567890	1234567890	1234567890	1234567890	1234567890	1234567890	1234567890	1234567890	1234567890
1		RMAP INPUTDATA	1	N-ROCKET (MAIN1,2,3/SOB1*3/VE1/GASJET-R,P,Y/FC1)					
2			2	ETS-1 (ENGINEERING TEST SATELLITE I TYPE-ONE)					
3			3	RMAP01 ; F.C.S, MODEL-1					
4		RMAP HALT TIME	1	1250000	シミュレーション・タイム [m sec]				
5		IND. OF DTF	1	0	積分刻み [m sec]				
6			2	25					
7		IND. OF POOLING	3	000					
8			4	500000					
9			5	1200000					
10			6						
					コメント・フィールド				
COLUMN	1234567890	1234567890	1234567890	1234567890	1234567890	1234567890	1234567890	1234567890	1234567890

シミュレーションに関する
コメント(180文字以内)

(注) 中間結果出力間隔は

$$\left. \begin{array}{l} 0 \sim 500 \text{ sec} : \Delta t_F \times 400 = 10 \text{ sec} \\ 500 \sim 1200 \text{ sec} : \Delta t_F \times 1000 = 25 \text{ sec} \\ 1200 \sim 9900 \text{ sec} : \Delta t_F \times 400 = 10 \text{ sec} \end{array} \right\} \text{を示す例}$$

図8.10 データカード例 (1)

推力, 重量流率の定義

COLUMN	0	1	2	3	4	5	6	7	8
1	1234567890123456789012345678901234567890123456789012345678901234567890	1	2	3	4	5	6	7	8
2		THRUST INDICATION	TABLE NO=	1	2	3	4	5	6
3		USUAL THRUST		0000	1000	2000	3000	4000	5000
4		[初段]		6000	7000	8000	9000	10000	110000
5				11000	12000	13000	14000	15000	16000
6				17000	18000	19000	20000	21000	22000
7				23000	24000	25000	26000	27000	28000
8				29000	30000	31000	32000	33000	34000
9				35000	36000	36584	37000	38000	38190
10				38584	39000	40000	45000	50000	55000
11				60000	65000	70000	75000	80000	85000
12				90000	95000	100000	104000	105000	110000
13				115000	120000	125000	130000	140000	150000
14				160000	170000	180000	190000	200000	201000
15				202000	203000	204000	205000	206000	207000
16				208000	209000	210000	211000	212000	213000
17				214000	215000	216000	217000	218000	218513
18				300000					
19									
20									
21									
22									
23									
24									
25									
26									
27									
28									
29									
30									
31									
32									
33									
34									
35									
36									
37									
38									
39									
40									

COLUMN	1	2	3	4	5	6	7	8
1	1234567890123456789012345678901234567890123456789012345678901234567890	1	2	3	4	5	6	7
2		USUAL THRUST	TABLE NO=	2	0	1000000	1.0	
3		[2 段]		5440.0	5440.0			
4								
5								
6								
7								
8								
9								
10								
11								
12								
13								
14								
15								
16								
17								
18								
19								
20								
21								
22								
23								
24								
25								
26								
27								
28								
29								
30								
31								
32								
33								
34								
35								
36								
37								
38								
39								
40								

「初段推力データ」

コメント・フィールド

図 8.10 データカード例 (2)

COLUMN								
	0	1	2	3	4	5	6	7
	123456789012345678901234567890123456789012345678901234567890							
41					36584			
42					37000			
43					38000			
44					38190			
45					38584			
46					39000			
47					40000			
48					45000			
49					50000			
50					55000			
51					60000			
52					65000			
53					70000			
54					75000			
55					79999			
56					80000			
57					85000			
58					90000			
59					95000			
60					100000			
61					104000			
62					105000			
63					110000			
64					115000			
65					120000			
66					125000			
67					130000			
68					140000			
69					150000			
70					160000			
71					170000			
72					180000			
73					190000			
74					200000			
75					201000			
76					202000			
77					203000			
78					204000			
79					205000			
80					206000			
					時間データ (msec)	CGデータ	I _x データ	I _y データ
COLUMN	123456789012345678901234567890123456789012345678901234567890							

図 8.10 データカード例 (6)

COLUMN							
0	1	2	3	4	5	6	7
1234567890123456789012345678901234567890123456789012345678901234567890	1	2	3	4	5	6	7
コメント・フィールド							
81	MAIN 2 CG & I TABLE= 2			16	1.0	0	3
82	(2 段)					1	
83					0000		
84					14499		
85					14500		
86					40000		
87					70000		
88					80000		
89					100000		
90					120000		
91					140000		
92					160000		
93					180000		
94					200000		
95					220000		
96					233957		
97					250000		
98					10000000		
99					1.0	0	
100							
101							
102							
103							
104							
105							
106							
107							
108							
109							
110							
111							
112	MAIN 3 CG & I TABLE= 3			11	1.0	0	0
113	(3 段)						
114					0000		
115					5000		
116					10000		
117					15000		
118					20000		
119					30000		
120					25000		
					40000		
				時間データ (m sec)			
				CGデータ			
				I _x データ			
				I _y データ			
1234567890123456789012345678901234567890123456789012345678901234567890							
COLUMN							

図 8.10 データカード例 (7)

COLUMN	1	2	3	4	5	6	7	8
121	12345678901234567890123456789012345678901234567890	コメント・フィールド						
122	12345678901234567890123456789012345678901234567890							
123	12345678901234567890123456789012345678901234567890							
COLUMN	1	2	3	4	5	6	7	8
121	12345678901234567890123456789012345678901234567890	コメント・フィールド						
122	12345678901234567890123456789012345678901234567890							
123	12345678901234567890123456789012345678901234567890							

図 8.10 データカード例 (8)

空力係数の定義

COLUMN	1	2	3	4	5	6	7	8
1	12345678901234567890123456789012345678901234567890	カード入力指示コード						
2	12345678901234567890123456789012345678901234567890							
3	12345678901234567890123456789012345678901234567890							
4	12345678901234567890123456789012345678901234567890	空力計算限界高度 (m)						
5	12345678901234567890123456789012345678901234567890							
6	12345678901234567890123456789012345678901234567890							
7	12345678901234567890123456789012345678901234567890	空力計算限界高度 (m)						
8	12345678901234567890123456789012345678901234567890							
9	12345678901234567890123456789012345678901234567890							
10	12345678901234567890123456789012345678901234567890	空力計算限界高度 (m)						
11	12345678901234567890123456789012345678901234567890							
12	12345678901234567890123456789012345678901234567890							
13	12345678901234567890123456789012345678901234567890	空力計算限界高度 (m)						
14	12345678901234567890123456789012345678901234567890							
15	12345678901234567890123456789012345678901234567890							
16	12345678901234567890123456789012345678901234567890	空力計算限界高度 (m)						
17	12345678901234567890123456789012345678901234567890							
18	12345678901234567890123456789012345678901234567890							
19	12345678901234567890123456789012345678901234567890	空力計算限界高度 (m)						
20	12345678901234567890123456789012345678901234567890							
21	12345678901234567890123456789012345678901234567890							
22	12345678901234567890123456789012345678901234567890	空力計算限界高度 (m)						
23	12345678901234567890123456789012345678901234567890							
24	12345678901234567890123456789012345678901234567890							
25	12345678901234567890123456789012345678901234567890	空力計算限界高度 (m)						
26	12345678901234567890123456789012345678901234567890							
27	12345678901234567890123456789012345678901234567890							
28	12345678901234567890123456789012345678901234567890	空力計算限界高度 (m)						
29	12345678901234567890123456789012345678901234567890							
30	12345678901234567890123456789012345678901234567890							

COLUMN	31	32	33	34	35	36	37	38	39	40
	TABLE 2:DATA									
		2	25	CP	-4	CD	-3	CNA	-3	CMQ
										CUD
		1	0.000							
		2	0.250							
		3	0.500							
		4	0.600							
		5	0.700							
		6	0.750							
		7	0.800							
		8	0.850							
		9	0.900							
		マッハ数データ								
		コメント・フィールド								
		1234567890123456789012345678901234567890123456789012345678901234567890								
		Cp データ								
		Cd データ								
		CNa データ								

図8.10 データカード例 (9)

COLUMN	41	42	43	44	45	46	47	48	49	50	51	52	53	54	55	56	57	58	59	60	61	62	63	64	65	66	67
	TABLE 3:DATA																										
		0	1	2	3	4	5	6	7	8																	
		1234567890123456789012345678901234567890123456789012345678901234567890																									
		10	0.950																								
		11	1.000																								
		12	1.050																								
		13	1.100																								
		14	1.150																								
		15	1.200																								
		16	1.300																								
		17	1.400																								
		18	1.500																								
		19	1.600																								
		20	1.750																								
		21	2.000																								
		22	2.250																								
		23	2.500																								
		24	3.000																								
		25	30.000																								
			3	33	CP	-4	CD	-3	CNA	-3	CMQ																
			1	0.000																							
			2	0.250																							
			3	0.500																							
			4	0.600																							
			5	0.700																							
			6	0.750																							
			7	0.800																							
			8	0.850																							
			9	0.900																							
			10	0.950																							

グラフ出力項目, レポートライター出力項目指定

COLUMN	0	1	2	3	4	5	6	7	8
	12345678901234567890123456789012345678901234567890								

1	INDICATION TO	INTERIM RESULTS OF	---	RMAP---					
2	GRAPH LINE NUMBER	---	50	LINES PRINT---					
3	MAKE GRAPH	1			137	138	139	140	
4		2			26	27	28		
5		3			79	174			
6									

グラフ大見出し

出力項目コードNo.

7	END								
8	SUB COMMENT	TIME	DTF						
9	SUB COMMENT VALUE		0.025						
10	ITEM DIMENSION	1							
11		MARK NAME							
12		P							
13		Y							
14		R							
15		D							
16		X							
17		Y							
18		Z							
19		V							
20		O							
21		FIN							

項目別マークの指定

22	INDICATION TO	DEMONSTRATION BY N ROCKET(ETS-1)							
23	MAKE LIST		50	10					
24	RMAP LIST DATA	1	14	16	124	30	29	17	22
25		2	181	56	78	173	161	61	28
26		3	182	57	79	174	162	59	26
27		4	183	58	80	175	163	60	27
28		5	37	38	204	33	34	35	36
29		6	213	214	215	193	194	195	
30									

出力項目コードNo.

COLUMN	123456789012345678901234567890123456789012345678901234567890
--------	--

図8.10 データカード例(2)

プレプログラムコマンドの定義

COLUMN	0	1	2	3	4	5	6	7	8
	1234567890123456789012345678901234567890123456789012345678901234567890	1234567890123456789012345678901234567890123456789012345678901234567890	1234567890123456789012345678901234567890123456789012345678901234567890	1234567890123456789012345678901234567890123456789012345678901234567890	1234567890123456789012345678901234567890123456789012345678901234567890	1234567890123456789012345678901234567890123456789012345678901234567890	1234567890123456789012345678901234567890123456789012345678901234567890	1234567890123456789012345678901234567890123456789012345678901234567890	1234567890123456789012345678901234567890123456789012345678901234567890
1	PRE-PROGRAMED								
2	ROLL TIME(MS)								
3	COMMAND								
4	PITCH TIME(MS)								
5									
6									
7									
8	COMMAND								
9									
10									
11									
12	YAW TIME(MS)								
13	COMMAND								

図 8.10 データカード例 (13)

** RMAP ---> ROCKET MISSION ANALYSIS PROGRAM **

VEHICLE : N-ROCKET (MAIN1,2,3/SOB1*3/VE1/GASJET-R,P,Y/FC1)

MISSION : ETS-1 (ENGINEERING TEST SATELLITE TYPE-ONE)

DATA MODEL : RMAP01 I F.C.S. MODEL-1

DATE OF SIMULATION : 77-07-01/56933,978

-- COMPUTATION INTERVALS --

積分刻み

FROM 0.0 SEC TO 999999,000 SEC --- 0.025 SEC

-- PRINT OUT INTERVALS --

出力間隔

FROM 0.0 SEC TO 500,000 SEC --- 400*DTF SEC
500,000 SEC 1200,000 SEC --- 1000*DTF SEC
1200,000 SEC 999999,000 SEC --- 400*DTF SEC

図 8.11 シミュレーション出力例 (表題)

STATE OF COMMON DATA AREA INVESTIGATED TIME IS 1 DATE 77-06-29
INVESTIGATED CODE IS 0 PAGE 1

/FDCBK1/	Δt_F	Δt_F	0	0	0	0						
時間関係	25	25	2,500000000D-02	0.0	0.0	0.0						
/RKBK1/	DT	Y	Y0	DYDT	DY							
ルンゲ・クッタ	1	0.0	0.0	0.0	0.0							
関	2	0.0	0.0	0.0	0.0							
係	3	0.0	0.0	0.0	0.0							
	4	0.0	0.0	0.0	0.0							
	5	0.0	0.0	0.0	0.0							
	6	4.19693863D+01	0.0	0.0	0.0							
	7	3.99312037D+02	0.0	0.0	0.0							
	8	6.37284555D+06	0.0	0.0	0.0							
	9	2.28386366D+00	0.0	0.0	0.0							
	10	5.27645772D-01	0.0	0.0	0.0							
	11	1.56786997D+00	0.0	0.0	0.0							
	12	0.0	0.0	0.0	0.0							
	13	-1.46607657D+00	0.0	0.0	0.0							
	14	0.0	0.0	0.0	0.0							
	15	0.0	0.0	0.0	0.0							
	16	0.0	0.0	0.0	0.0							
	17	0.0	0.0	0.0	0.0							
	18	0.0	0.0	0.0	0.0							
	19	0.0	0.0	0.0	0.0							
	20	0.0	0.0	0.0	0.0							
NKODA			0									
/TRANS1/	座標変換	行列関係	1	2,92636080D+03	2	5,27645772D-01	3	2,28386366D+00	4	7,29211520D-05	5	0.0
			6	1,57079633D+00	7	5,33730696D-01	8	2,52195350D+00	9	1,60753145D+00	10	5,27645772D-01
			11	2,28386366D+00	12	0.0	13	0.0	14	2,36095645D-01	15	0.0
			16	0.0	17	1,56786997D+00	18	0.0	19	-1,46607657D+00	20	0.0
/TRANS2/			1,00000000D+00	0.0	0.0	-2,9263662D-03	0.0	1,00000000D+00	0.0	0.0		
			0.0	1,00000000D+00	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
			2,9263662D-03	0.0	9,99995718D-01	9,99995718D-01	0.0	0.0	0.0	1,00000000D+00		
			1,00000000D+00	0.0	0.0	0.0	-7,35717850D-20	1,00000000D+00	0.0	4,28746148D-20		
			0.0	1,00000000D+00	0.0	0.0	-5,03500697D-01	8,51530395D-20	0.0	-5,03500697D-01		
			0.0	0.0	1,00000000D+00	0.0	-9,99995718D-01	0.0	-8,63994819D-01	-8,63994819D-01		
			8,12283787D-02	9,96530973D-01	1,81099697D-02	2,01375248D-01	2,9263662D-03	-9,94517637D-01	1,04528016D-01	1,04528016D-01		
			9,75973219D-01	-8,52122876D-02	2,01375248D-01	-9,79346741D-01	0.0	1,04528016D-01	9,94521895D-01	9,94521895D-01		
			2,02183640D-01	1,31746055D-03	-9,79346741D-01	-9,99995718D-01	-2,91032568D-03	3,03887555D-04	3,03887555D-04	3,03887555D-04		
			-7,35717850D-20	1,00000000D+00	4,28746148D-20	-4,30897285D-20	1,04528016D-01	9,94521895D-01	9,94521895D-01	9,94521895D-01		
			8,63994819D-01	8,51530395D-20	-5,03500697D-01	-8,63994819D-01	5,08028698D-01	9,01576494D-02	9,01576494D-02	9,01576494D-02		
			-5,03500697D-01	0.0	-8,63994819D-01	8,62517697D-01	5,03254830D-01	-5,28942141D-02	-5,28942141D-02	-5,28942141D-02		
/TRANS3/			1	8,63994819D-01	2	5,03500697D-01	3	1,00000000D+00	4	0.0	5	8,60915079D-01
			6	5,08748687D-01	7	-5,167468595D-02	8	9,99325341D-01	9	-8,51530395D-20	10	1,00000000D+00

図 8.12 INVES 1 出力例 (1)

DATE 77-06-29
PAGE 2

STATE OF COMMON DATA AREA INVESTIGATED TIME IS 1
INVESTIGATED CODE IS 0

/FDA1/

フライト・ダイナミクス
関 係

OMB	OMBE	VB	VE	VO
0.0	0.0	0.0	-1.00288701D-17	0.0
0.0	0.0	4.19693863D+01	4.01511559D+02	0.0
0.0	0.0	3.99312037D+02	-2.18110984D-20	0.0
0.0	0.0	4.01511559D+02	0.0	0.0
VN	VL	VG	WA	VA
4.01511559D+02	0.0	0.0	0.0	0.0
2.55360197D-17	0.0	0.0	4.01511559D+02	0.0
5.0689776D-18	0.0	0.0	0.0	0.0
0.0	0.0	0.0	0.0	0.0

/FDA2/

FS	FB	BS	PB	GE
1.39076580D+03	1.39076580D+03	0.0	0.0	-1.38901381D-02
0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
0.0	0.0	0.0	0.0	9.81839774D+00
0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
GB	GN	FA	RA	UDFDA2
-9.81839633D+00	4.21981943D-19	0.0	0.0	0.0
-1.47607477D-02	-4.95557112D+00	0.0	0.0	0.0
1.55141710D-03	-8.47605109D+00	0.0	0.0	0.0
0.0	0.0	0.0	0.0	0.0

/FDA3/

OMBD	RATEG	AS	AB	AN
0.0	0.0	1.46609859D+01	0.0	0.0
0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
AG	RN	RG	R.RL.MSL.UDFDA3	UDFDA3
0.0	-2.73233298D-13	-1.28848513D+06	6.37284555D+06	0.0
0.0	5.20873218D+06	-8.59597262D+03	6.37276810D+06	0.0
0.0	5.50610554D+06	6.24122552D+06	7.94550000D+01	0.0
0.0	0.0	0.0	0.0	0.0

/VLPRK1/
飛しょう体
パラメータ関係

RMAS	PHASS	RIM(1)	RIM(2)	RIM(3)
9.21333539D+03	1.52100351D+00	4.99904000D+03	5.69972400D+05	3.69972400D+05
CS	CP	CD	CNA	CMO
2.15088800D+01	1.90309000D+01	5.53000000D-01	4.36000000D+00	0.0
CUD	FMACH	PA	RHO	A
0.0	0.0	9.90618464D-01	1.24049631D-01	3.39984694D+02
S	SL	UDVLP1(1)	UDVLP1(2)	UDVLP1(3)
4.67302300D+00	5.25705000D+01	0.0	0.0	0.0

/E0BK1/

エンジン振れ角
関 係

β_x	β_y	β_z
0.0	0.0	0.0
0.0	0.0	0.0
0.0	0.0	0.0
0.0	0.0	0.0

図8.12 INVES 1 出力例 (2)

DATE 77-06-29
PAGE 4

STATE OF COMMON DATA			AREA	INVESTIGATED	TIME	IS	AE (出口面積)		PD	DISR		
INVESTIGATED CODE IS			0									
/E000K2/ 関係												
EMAS (質量)			THCON (推力・M)									
1 1	7.1389708D+03	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	1.1161270D+00	0.0	0.0	0.0		
1 2	5.8120764D+02	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
1 3	8.5635768D+01	3.9509624D+03	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
1 4	8.6675880D+00	1.0000000D+01	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
2 1	1.3685965D+03	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	7.8586700D-01	0.0	0.0	0.0		
2 2	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
2 3	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
2 4	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
3 1	4.4865980D+00	9.0718486D+02	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	1.0000000D+00		
3 2	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
3 3	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
3 4	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
4 1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
4 2	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
4 3	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
4 4	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
5 1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
5 2	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
5 3	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
5 4	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
6 1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
6 2	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
6 3	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
6 4	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
7 1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
7 2	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
7 3	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
7 4	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
8 1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
8 2	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
8 3	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
8 4	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
9 1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
9 2	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
9 3	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
9 4	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
10 1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
10 2	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
10 3	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
10 4	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
11 1	2.6431044D+01	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
11 2	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
11 3	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
11 4	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
12 1	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
12 2	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
12 3	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		
12 4	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0		

↑ステージ・コード
↑メイン・コード

図 8.12 INVES 1 出力例 (3)

MESSAGE FROM EVE3 ROUTINE 1 段メイン・エンジン点火 使用待ちの状態から
 GENERATION OF EVENT AT 0MSEC COMMAND= 1 1 1 0 EQUIPMENT STATE 1 TO 2 通常推力発生可へ
 FROM HERE MASS OF ROCKET IS 9213,9959 HENCE OLD MASS WAS 0,0

MESSAGE FROM CGANDI ROUTINE
 TIME= 0MSEC NEXT PHASE= 1

空力データテーブル指定

** AERO *** PHASE = 1 TABLE NO = 1 JIKOKU = 0 THIS REGION START

MESSAGE FROM EVE3 ROUTINE SOB点火
 GENERATION OF EVENT AT 0MSEC COMMAND= 2 1 1 0 EQUIPMENT STATE 1 TO 2
 FROM HERE MASS OF ROCKET IS 9213,9959 HENCE OLD MASS WAS 9213,9959

MESSAGE FROM EVE3 ROUTINE パーニア・エンジン点火
 GENERATION OF EVENT AT 0MSEC COMMAND= 3 1 1 0 EQUIPMENT STATE 1 TO 2
 FROM HERE MASS OF ROCKET IS 9213,9959 HENCE OLD MASS WAS 9213,9959

MESSAGE FROM EVE3 ROUTINE ピッチプログラム開始
 GENERATION OF EVENT AT 7330MSEC COMMAND= 1 1 0 0 EQUIPMENT STATE 2 TO 2
 FROM HERE MASS OF ROCKET IS 8810,2269 HENCE OLD MASS WAS 8810,2269

MESSAGE FROM EVE3 ROUTINE SOB 燃焼終了 通常推力発生から使用待ちへ
 GENERATION OF EVENT AT 38190MSEC COMMAND= 2 1 2 0 EQUIPMENT STATE 2 TO 1
 FROM HERE MASS OF ROCKET IS 6865,5128 HENCE OLD MASS WAS 6865,5128

** AERO *** PHASE = 1 TABLE NO = 1 JIKOKU = 38190 THIS REGION WAS END

** AERO *** PHASE = 2 TABLE NO = 2 JIKOKU = 38190 THIS REGION START

MESSAGE FROM EVE3 ROUTINE SOB 切離し 使用待ちから装着せずへ
 GENERATION OF EVENT AT 80000MSEC COMMAND= 2 1 4 0 EQUIPMENT STATE 1 TO 0
 MASS OF THE DROP EQUIPMENT IS 222,1424KGR, HENCE INITIAL MASS WAS 1368,5965KGR
 FROM HERE MASS OF ROCKET IS 5339,6887 HENCE OLD MASS WAS 5561,8311

図 8.13 イベント・メッセージ出力例 (1)

MESSAGE FROM EVE3 ROUTINE メイン・エンジン燃焼停止 (MECO) 通常推力発生から残留推力発生へ
 GENERATION OF EVENT AT 218513MSEC COMMAND= 1 1 2 0 EQUIPMENT STATE 2 TO 3
 FROM HERE MASS OF ROCKET IS 1134,1811 HENCE OLD MASS WAS 1134,1811

MESSAGE FROM EVE3 ROUTINE メイン・エンジン燃焼終了 残留推力発生から使用待ちへ
 GENERATION OF EVENT AT 219513MSEC COMMAND= 1 1 3 0 EQUIPMENT STATE 3 TO 1
 FROM HERE MASS OF ROCKET IS 1130,8046 HENCE OLD MASS WAS 1130,8046

MESSAGE FROM EVE3 ROUTINE 1 段切離し 使用待ちから装着せずへ
 GENERATION OF EVENT AT 226013MSEC COMMAND= 1 1 4 0 EQUIPMENT STATE 1 TO 0
 MASS OF THE DROP EQUIPMENT IS 495,4487KGR, HENCE INITIAL MASS WAS 7138,9708KGR
 DROP 3- 1 -68,2051 4,4866
 TOTAL DROP MASS IS 427,2436 ONE TO ONE EVENT
 FROM HERE MASS OF ROCKET IS 701,9420 HENCE OLD MASS WAS 1129,1857

MESSAGE FROM EVE3 ROUTINE 2 段エンジン点火
 GENERATION OF EVENT AT 228013MSEC COMMAND= 1 2 1 0 EQUIPMENT STATE 1 TO 2
 FROM HERE MASS OF ROCKET IS 701,9420 HENCE OLD MASS WAS 701,9420

MESSAGE FROM CGANDI ROUTINE
 TIME= 228013MSEC NEXT PHASE= 2

MESSAGE FROM EVE3 ROUTINE ロール制御用ガスジェット制御可
 GENERATION OF EVENT AT 228013MSEC COMMAND= 5 1 1 0 EQUIPMENT STATE 1 TO 2
 FROM HERE MASS OF ROCKET IS 701,9420 HENCE OLD MASS WAS 701,9420

MESSAGE FROM EVE3 ROUTINE フェアリングカバー切離し
 GENERATION OF EVENT AT 242513MSEC COMMAND= 11 1 4 0 EQUIPMENT STATE 1 TO 0
 MASS OF THE DROP EQUIPMENT IS 26,4310KGR, HENCE INITIAL MASS WAS 26,4310KGR
 FROM HERE MASS OF ROCKET IS 647,6692 HENCE OLD MASS WAS 674,1002

図 8.13 イベント・メッセージ出力例 (2)

F/D DATE=77-07-01
SHEET 1= 2
THROPAGE= 7

*** SIMULATION RESULTS BY RMAP ***
DEMONSTRATION BY N ROCKET(EYS-1)

TIME (SEC)	R(CE TO ROC) M	H(SEA LEVEL) M	V(LR,B) M/S	FLIGHT PASS 30 DEG	AZIMUTH(E) 29 DEG	LATITUDE 17 DEG	LONGITUDE(E) 22 DEG
226.013	6.519204180*06	1.464994290*05	4.437232270*03	2.189742550*01	8.615346800*01	3.042112920*01	1.334421630*02
226.013	6.519204180*06	1.464994290*05	4.437232270*03	2.189742550*01	8.615346800*01	3.042112920*01	1.334421630*02
228.013	6.522500280*06	1.497970990*05	4.430259390*03	2.174476360*01	8.619820370*01	3.042595230*01	1.333175020*02
228.013	6.522500280*06	1.497970990*05	4.430259390*03	2.174476360*01	8.619820370*01	3.042595230*01	1.333175020*02
230.000	6.525753610*06	1.530539690*05	4.436687440*03	2.161940540*01	8.623888300*01	3.043069480*01	1.333924120*02
233.013	6.530669740*06	1.579704080*05	4.451698810*03	2.143197900*01	8.630076660*01	3.043780910*01	1.337063800*02
235.013	6.530669740*06	1.579704080*05	4.451698810*03	2.143197900*01	8.630076660*01	3.043780910*01	1.337063800*02
240.000	6.541966000*06	1.692719150*05	4.483014590*03	2.100393160*01	8.644520890*01	3.043594470*01	1.339724420*02
242.313	6.545993330*06	1.733031060*05	4.494688370*03	2.083136510*01	8.649748790*01	3.045962260*01	1.340687370*02
242.313	6.545993330*06	1.733031060*05	4.494688370*03	2.083136510*01	8.649748790*01	3.045962260*01	1.340687370*02
250.000	6.557901290*06	1.852144140*05	4.533241440*03	2.040557420*01	8.665406440*01	3.047614310*01	1.343577950*02
260.000	6.573582530*06	2.009025220*05	4.588020580*03	1.982161350*01	8.685588750*01	3.049726430*01	1.347489350*02
270.000	6.589021100*06	2.163475980*05	4.646620340*03	1.923126310*01	8.708933400*01	3.051726610*01	1.351462330*02
280.000	6.604228150*06	2.315607800*05	4.709247250*03	1.865903690*01	8.728936570*01	3.053610130*01	1.355499430*02
290.000	6.619213150*06	2.463535160*05	4.776053660*03	1.815340960*01	8.752135440*01	3.055718990*01	1.359604150*02
300.000	6.639993920*06	2.613376080*05	4.847230330*03	1.762681600*01	8.774077740*01	3.057006170*01	1.363779930*02
310.000	6.648576680*06	2.759252580*05	4.922991500*03	1.711563150*01	8.797672090*01	3.058506810*01	1.368030440*02
320.000	6.662976110*06	2.903291240*05	5.003578460*03	1.662027110*01	8.821048080*01	3.059867030*01	1.372359310*02
330.000	6.677205410*06	3.045623770*05	5.082639200*03	1.610990010*01	8.844856340*01	3.061079430*01	1.376771220*02
340.000	6.691273360*06	3.186387670*05	5.160357200*03	1.567808360*01	8.869118720*01	3.062179430*01	1.381269930*02
350.000	6.703209390*06	3.323727020*05	5.277210320*03	1.523178630*01	8.893858390*01	3.063027560*01	1.385860260*02
360.000	6.719013680*06	3.463793290*05	5.380229180*03	1.480229180*01	8.919100110*01	3.064274700*01	1.390347190*02
370.000	6.732707250*06	3.600748360*05	5.489868720*03	1.438973170*01	8.948703500*01	3.065421660*01	1.395336070*02
380.000	6.746570080*06	3.736753610*05	5.606671400*03	1.399427420*01	8.971176350*01	3.066411710*01	1.400232700*02
390.000	6.759831240*06	3.872001250*05	5.731256330*03	1.361592110*01	8.998112820*01	3.067369350*01	1.405243380*02
400.000	6.773299020*06	4.006673830*05	5.864350690*03	1.324704000*01	9.025649130*01	3.068638110*01	1.410375000*02
410.000	6.786731140*06	4.140986050*05	6.006811560*03	1.291057880*01	9.053844480*01	3.069429930*01	1.415635150*02
420.000	6.800149970*06	4.273154870*05	6.158657480*03	1.258343760*01	9.082738330*01	3.069703220*01	1.421032220*02
430.000	6.813579740*06	4.409424090*05	6.324110390*03	1.227509620*01	9.112376180*01	3.068289950*01	1.426575610*02
440.000	6.827046900*06	4.544057450*05	6.501651990*03	1.197927780*01	9.142808650*01	3.061657520*01	1.432275860*02
446.970	6.836470940*06	4.638265020*05	6.634089700*03	1.178405380*01	9.164520180*01	3.060650260*01	1.436348020*02
450.000	6.840580400*06	4.679343720*05	6.694113920*03	1.170359000*01	9.184520180*01	3.060650260*01	1.436348020*02
460.000	6.852331060*06	4.813790070*05	6.903939830*03	1.147851750*01	9.174092180*01	3.060160950*01	1.438144980*02
461.970	6.856941710*06	4.842883190*05	6.947561400*03	1.144162870*01	9.202725000*01	3.058311970*01	1.444196480*02
461.970	6.856941710*06	4.842883190*05	6.947561400*03	1.144162870*01	9.202725000*01	3.058311970*01	1.444196480*02
462.970	6.858316990*06	4.842883190*05	6.947561400*03	1.144162870*01	9.212726910*01	3.057903470*01	1.445411390*02
462.970	6.858316990*06	4.842883190*05	6.947561400*03	1.144162870*01	9.212726910*01	3.057903470*01	1.445411390*02
462.970	6.858316990*06	4.842883190*05	6.947561400*03	1.144162870*01	9.212726910*01	3.057903470*01	1.445411390*02
470.000	6.867952740*06	4.952934910*05	6.945880810*03	1.129972290*01	9.216094730*01	3.057690860*01	1.446029910*02
480.000	6.881509720*06	5.088422270*05	6.934133220*03	1.134761830*01	9.239721910*01	3.056102980*01	1.450369840*02
490.000	6.898893740*06	5.222169640*05	6.901351570*03	1.129293140*01	9.273181900*01	3.053570380*01	1.456518280*02
500.000	6.908101600*06	5.354170960*05	6.885314950*03	1.109407200*01	9.306448600*01	3.050719630*01	1.462637440*02
511.313	6.923097570*06	5.503974130*05	6.867143710*03	1.098816540*01	9.339573740*01	3.047554880*01	1.468727410*02
511.313	6.923097570*06	5.503974130*05	6.867143710*03	1.098816540*01	9.339573740*01	3.047554880*01	1.468727410*02
525.000	6.940372020*06	5.676548790*05	6.846240640*03	1.086685020*01	9.377468240*01	3.043252820*01	1.475027600*02
530.000	6.971348590*06	5.887933610*05	6.808621390*03	1.067900080*01	9.421347830*01	3.038298260*01	1.483825140*02
575.000	7.001615220*06	6.288201220*05	6.772462660*03	1.003570180*01	9.503597410*01	3.021763620*01	1.498742520*02
600.000	7.030570160*06	6.577276580*05	6.737707200*03	9.702170200*00	9.581421730*01	3.014217370*01	1.513484990*02
600.313	7.031152610*06	6.583090770*05	6.737060210*03	9.693248950*00	9.663974430*01	2.999196110*01	1.528044120*02
600.313	7.031152610*06	6.583090770*05	6.737060210*03	9.693248950*00	9.663974430*01	2.999196110*01	1.528044120*02
600.313	7.031152610*06	6.583090770*05	6.737060210*03	9.693248950*00	9.663974430*01	2.999196110*01	1.528044120*02

図 8.14 RMAP 出力例(2)

*** SIMULATION RESULTS BY RMAP *** DEMONSTRATION BY N ROCKET(ETS-1)														F/D	DATE=77-07-01		SHEET 2	1	THROPAGE=	2
X _B 軸変化量 姿勢角誤差 (ロール) コマンド・レート $\dot{\omega}_{Bx}$ $\dot{\omega}_{Bz}$ 操舵角 (ロール) ロール角																				
TIME (SEC)	SUV 1 181	DEG	STEER(ROLL) 56	DEG	DESIRED OMEGA 78	DEG/S	OMEGA(LB.B) X 173	DEG/S	OMEGA,D(LB.B) X 161	DEG/S**2	DEFLECTION BX 61	PHI(CE TO B) 28	DEG							
0.0	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-8.40000000D+01								
0.0	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-8.40000000D+01								
7.330	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-9.29617330D+01								
7.330	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-9.29617330D+01								
10.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-8.78378644D+00								
20.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-1.92698937D+00								
30.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-1.10133073D+00								
38.190	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-8.25100346D-01								
38.190	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-8.25100346D-01								
40.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-7.83057833D-01								
40.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-7.83057833D-01								
40.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-7.83057833D-01								
40.330	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-7.79405119D-01								
50.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-5.91459032D-01								
60.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-4.78503899D-01								
60.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-4.78503899D-01								
60.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-4.78503899D-01								
60.330	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-4.77130386D-01								
60.330	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-4.77130386D-01								
70.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-3.89981320D-01								
80.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-3.32614828D-01								
80.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-3.32614828D-01								
80.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-3.32614828D-01								
85.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-3.11815072D-01								
85.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-3.11815072D-01								
85.330	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-3.11327719D-01								
85.330	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-3.11327719D-01								
90.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-3.09014372D-01								
100.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-3.02881660D-01								
110.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-2.97345373D-01								
120.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-2.92442996D-01								
130.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-2.88146034D-01								
140.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-2.84411283D-01								
150.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-2.81208378D-01								
160.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-2.78406491D-01								
170.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-2.76012122D-01								
180.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-2.73991753D-01								
190.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-2.72305494D-01								
200.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-2.70916807D-01								
206.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-2.69999263D-01								
206.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-2.69999263D-01								
210.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-2.70780774D-01								
218.513	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-2.74175445D-01								
218.513	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-2.74175445D-01								
219.513	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-2.74574885D-01								
219.513	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-2.74574885D-01								
220.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-2.74769886D-01								
224.513	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-2.76575753D-01								
224.513	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0	-2.76575753D-01								

図 8.14 RMAP 出力例 (4)

*** SIMULATION RESULTS BY RMAP ***										DEMONSTRATION BY N ROCKET(ETS-1)				F/D DATE=77-07-01 SHEET 2= 2 THROPAGE= 8			
TIME (SEC)	SUV 1 181	DEG	STEER(ROLL) 56	DEG	DESIRED OMEGA 78	DEG/S	OMEGA(LB,B) X 173	DEG/S	OMEGA,D(LB,B) X 161	DEG/S**2	DEFLECTION BX 61	DEG	PHICE TO B) 28	DEG			
226.013	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.77177249D-01				
226.013	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.77177249D-01				
226.013	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.77980036D-01				
228.013	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.77980036D-01				
230.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.78776063D-01				
233.013	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.79987044D-01				
233.013	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.79987044D-01				
240.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.80136609D-01				
242.513	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.80194892D-01				
242.513	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.80194892D-01				
250.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.80393746D-01				
260.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.80717617D-01				
270.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.81106721D-01				
280.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.81595984D-01				
290.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.82074776D-01				
300.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.82650903D-01				
310.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.83286590D-01				
320.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.83980479D-01				
330.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.84731206D-01				
340.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.85537398D-01				
350.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.86397653D-01				
360.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.87310532D-01				
370.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.88274539D-01				
380.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.89288110D-01				
390.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.90349590D-01				
400.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.91457218D-01				
410.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.92609102D-01				
420.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.93803197D-01				
430.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.95037272D-01				
440.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.96308881D-01				
446.970	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.97215973D-01				
446.970	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.97215973D-01				
450.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-2.97948178D-01				
460.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-3.00378856D-01				
461.970	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-3.00858511D-01				
461.970	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-3.00858511D-01				
462.970	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-3.01102098D-01				
462.970	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-3.01102098D-01				
470.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-3.02816585D-01				
480.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-3.05261951D-01				
490.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-3.07715481D-01				
500.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-3.10177698D-01				
511.513	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-3.13023892D-01				
511.513	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-3.13023892D-01				
525.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-3.09882652D-01				
530.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-3.13897934D-01				
575.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-3.31425714D-01				
600.000	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-3.65932230D-01				
600.513	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-3.66898853D-01				
600.513	0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		0.0		-3.66898853D-01				

図8.14 RMAP 出力例(5)

*** SIMULATION RESULTS BY RMAP *** DEMONSTRATION BY N ROCKET(ETS-1)										F/D DATE=77-07-01 SHEET 2= 3 THROPAGE= 14	
TIME (SEC)	SUV 1 181	DEG	STEER(ROLL) %	DEG	DESIRED OMEGA 78 DEG/S	OMEGA(L.B.B) X 173 DEG/S	OMEGA.D(L.B.B) X 161 DEG/S**2	DEFLECTION BX 61 DEG	PHI(E TO B) 28 DEG		
601.513	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	-3.679931140-01		
601.513	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	-3.679931140-01		
625.000	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	-9.860196270+00		
650.000	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	-1.737718990+01		
675.000	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	-2.185105320+01		
700.000	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	-2.337432070+01		
700.513	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	-2.338037430+01		
700.513	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	-2.338037430+01		
725.000	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	-2.211546980+01		
750.000	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	-2.083508060+01		
775.000	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	-1.956129450+01		
800.000	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	-1.830191390+01		
825.000	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	-1.704838490+01		
850.000	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	-1.579959430+01		
875.000	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	-1.455502950+01		
900.000	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	-1.331748750+01		
925.000	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	-1.208835970+01		
950.000	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	-1.086371050+01		
975.000	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	-9.642312070+00		
1000.000	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	-8.423321140+00		
1025.000	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	-7.208977980+00		
1050.000	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	-5.998601300+00		
1075.000	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	-4.791009320+00		
1100.000	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	-3.584908780+00		
1125.000	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	-2.380410290+00		
1150.000	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	-1.177488880+00		
1175.000	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	2.459298620+02		
1195.513	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	1.010378490+00		
1195.513	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	1.010378490+00		
1200.000	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	1.226015050+00		
1208.513	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	1.635135560+00		
1208.513	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	1.635135560+00		
1210.000	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	1.706599580+00		
1220.000	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	2.187212130+00		
1230.000	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	2.667803500+00		
1240.000	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	3.148632660+00		
1249.513	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	3.601266000+00		
1249.513	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	3.601266000+00		
1250.000	0.0		0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	3.629496270+00		

図 8.14 RMAP 出力例 (6)

*** SIMULATION RESULTS BY RMAP ***

TIME (SEC)	SUV 2 102	DEG	STEER (PITCH) 57	DEG	DESIRED OMEGA2 79	DEG/S	OMEGA (LB/IN) Y 17A	DEG/S	OMEGA-D (LB/IN) Y 162	DEG/S**2	DEFLECTION BY 59	DEG	THETA TO B2 26
26.013	-6.38117991D+01	-9.01713298D-05	-9.01713298D-05	0.0	0.0	2.56245097D-05	2.56245097D-05	3.19682979D-06	-6.87358177D-06	2.91240684D+01			
28.013	-6.38117991D+01	-9.03041783D-05	-9.03041783D-05	0.0	0.0	2.56245097D-05	2.56245097D-05	3.19682979D-06	-6.87358177D-06	2.91240684D+01			
30.013	-6.38117478D+01	-1.41420079D-04	-1.41420079D-04	0.0	0.0	2.56245097D-05	2.56245097D-05	0.0	-6.87358177D-06	2.91964482D+01			
32.013	-6.38117539D+01	-1.41753198D-04	-1.41753198D-04	0.0	0.0	2.56245097D-05	2.56245097D-05	0.0	-1.02163170D-03	2.91964482D+01			
34.013	-6.38118752D+01	-1.75105429D-05	-1.75105429D-05	0.0	0.0	1.29424126D-04	1.29424126D-04	5.33142344D-04	-6.19205993D-05	2.926482246D+01			
36.013	-6.38118977D+01	-1.67890840D-05	-1.67890840D-05	-6.72000000D-02	-6.72000000D-02	-1.01819751D-03	-1.01819751D-03	-7.80049406D-02	-1.19858714D-02	2.93775475D+01			
38.013	-6.38118973D+01	-1.67226323D-05	-1.67226323D-05	-6.72000000D-02	-6.72000000D-02	-1.01819751D-03	-1.01819751D-03	-7.80049406D-02	-1.15619235D-02	2.93775475D+01			
40.013	-6.38118973D+01	-1.67226323D-05	-1.67226323D-05	-6.72000000D-02	-6.72000000D-02	-1.01819751D-03	-1.01819751D-03	-7.80049406D-02	-1.32020120D-04	2.86581938D+01			
42.513	-6.31310171D+01	-7.27093360D-03	-7.27093360D-03	-1.40000000D-01	-1.40000000D-01	-1.40094780D-01	-1.40094780D-01	-1.00476989D-04	-1.34388020D-03	2.83986397D+01			
42.513	-6.31310171D+01	-7.28228702D-03	-7.28228702D-03	-1.40000000D-01	-1.40000000D-01	-1.40094780D-01	-1.40094780D-01	-1.00476989D-04	-1.29806649D-02	2.83986397D+01			
42.513	-6.31310171D+01	-5.46227235D-03	-5.46227235D-03	-1.40000000D-01	-1.40000000D-01	-1.40094780D-01	-1.40094780D-01	-1.00476989D-04	-1.57596647D-02	2.83986397D+01			
46.000	-6.61862896D+01	-7.28001770D-03	-7.28001770D-03	-1.40000000D-01	-1.40000000D-01	-1.39999949D-01	-1.39999949D-01	-1.29810745D-06	-1.57596647D-02	2.76270337D+01			
46.000	-6.61862896D+01	-7.28000000D-03	-7.28000000D-03	-1.40000000D-01	-1.40000000D-01	-1.40000000D-01	-1.40000000D-01	-1.55691283D-12	-1.89058820D-13	2.66007223D+01			
48.000	-6.89862896D+01	-7.28000000D-03	-7.28000000D-03	-1.40000000D-01	-1.40000000D-01	-1.40000000D-01	-1.40000000D-01	-1.83798980D-15	-2.32227965D-16	2.53795390D+01			
50.000	-7.03862896D+01	-7.28000000D-03	-7.28000000D-03	-1.40000000D-01	-1.40000000D-01	-1.40000000D-01	-1.40000000D-01	-8.08070200D-16	-9.80209062D-17	2.45637369D+01			
50.000	-7.03862896D+01	-7.28000000D-03	-7.28000000D-03	-1.40000000D-01	-1.40000000D-01	-1.40000000D-01	-1.40000000D-01	-9.46644736D-16	-4.96644736D-16	2.35536318D+01			
50.000	-7.31862896D+01	-7.28000000D-03	-7.28000000D-03	-1.40000000D-01	-1.40000000D-01	-1.40000000D-01	-1.40000000D-01	-2.00683421D-15	-2.42220626D-16	2.25495184D+01			
50.000	-7.31862896D+01	-7.28000000D-03	-7.28000000D-03	-1.40000000D-01	-1.40000000D-01	-1.40000000D-01	-1.40000000D-01	-8.65231421D-16	-1.03102213D-16	2.15317169D+01			
50.000	-7.31862896D+01	-7.28000000D-03	-7.28000000D-03	-1.40000000D-01	-1.40000000D-01	-1.40000000D-01	-1.40000000D-01	-3.9					

图8.14 RMAP出力例(8)

*** SIMULATION RESULTS BY RMAP ***									
DEMONSTRATION BY N ROCKET(ETS-1)									
F/D DATE=77-07-01 SHEET 3= 3 THROPAGE= 15									
TIME (SEC)	SUV 2 182 DEG	STEER(PITCH) 57 DEG	DESIRED OMEGA2 79 DEG/S	OMEGA(LB.B) Y 174 DEG/S	OMEGA.D(LB.B)Y 162 DEG/S**2	DEFLECTION BY 59 DEG	THETA TO B) 26 DEG		
601.513	-1.4039503D+02	3.05008140D-01	0.0	6.21890415D-04	6.21890415D-01	0.0	-2.93583927D+01		
601.513	-1.4039503D+02	3.0502603D-01	0.0	6.21890415D-04	6.21890415D-01	0.0	-2.93583927D+01		
625.000	-1.40121595D+02	-1.07100760D-02	0.0	8.58208772D-02	0.0	0.0	-2.60999380D+01		
650.000	-1.40154827D+02	1.82466964D-02	0.0	-8.51989868D-02	0.0	0.0	-2.0282891D+01		
675.000	-1.40106436D+02	-2.58686549D-02	0.0	8.58208772D-02	0.0	0.0	-1.27232106D+01		
700.000	-1.40169208D+02	3.32109345D-02	0.0	-5.41044661D-02	6.21890415D-01	0.0	-4.68763494D+00		
700.513	-1.40140535D+02	7.20036793D-03	0.0	8.58208772D-02	0.0	0.0	-4.47564526D+00		
700.513	-1.40140535D+02	6.08469613D-03	0.0	8.58208772D-02	0.0	0.0	-4.47564526D+00		
725.000	-1.40096914D+02	-3.71404186D-02	0.0	8.08457539D-03	-6.21890415D-01	0.0	-4.1961731D+00		
750.000	-1.40169791D+02	3.65147274D-02	0.0	5.47263565D-02	6.21890415D-01	0.0	-4.02574193D+00		
775.000	-1.40105270D+02	-3.15045368D-02	0.0	-1.00746247D-01	-6.21890415D-01	0.0	-3.71730717D+00		
800.000	-1.40135799D+02	2.34938988D-02	0.0	8.58208772D-02	0.0	0.0	-3.49569762D+00		
825.000	-1.40121012D+02	1.55685949D-02	0.0	-8.51989868D-02	0.0	0.0	-3.19256742D+00		
850.000	-1.40141029D+02	8.72399945D-03	0.0	8.58208772D-02	0.0	0.0	-2.9577991D+00		
875.000	-1.40136539D+02	-2.13365127D-03	0.0	-8.51989868D-02	0.0	0.0	-2.70873299D+00		
900.000	-1.40126484D+02	5.65721640D-03	0.0	8.58208772D-02	0.0	0.0	-2.44846221D+00		
925.000	-1.40147442D+02	1.08617477D-02	0.0	-8.51989868D-02	0.0	0.0	-2.20303328D+00		
950.000	-1.40112266D+02	-2.00384322D-02	0.0	8.58208772D-02	0.0	0.0	-1.90200392D+00		
975.000	-1.40162890D+02	2.64090081D-02	0.0	-8.51989868D-02	0.0	0.0	-1.69506012D+00		
1000.000	-1.40099634D+02	-3.36422851D-02	0.0	3.91790961D-02	-6.21890415D-01	0.0	-1.38237846D+00		
1025.000	-1.40171540D+02	3.70977496D-02	0.0	8.08457539D-03	6.21890415D-01	0.0	-1.20018769D+00		
1050.000	-1.40098857D+02	-3.6751371D-02	0.0	-5.41044661D-02	-6.21890415D-01	0.0	-8.66324990D-01		
1075.000	-1.40161629D+02	2.95184602D-02	0.0	8.58208772D-02	-6.21890415D-01	0.0	-6.67112139D-01		
1100.000	-1.40114016D+02	-2.25648620D-02	0.0	-8.51989868D-02	0.0	0.0	-3.62471759D-01		
1125.000	-1.40147248D+02	1.49429036D-02	0.0	8.58208772D-02	0.0	0.0	-1.41169581D-01		
1150.000	-1.40129563D+02	-7.01760168D-03	0.0	-8.51989868D-02	0.0	0.0	1.32817167D-01		
1175.000	-1.40132478D+02	1.73006242D-04	0.0	8.58208772D-02	0.0	0.0	3.67605398D-01		
1195.513	-1.40100235D+02	-3.49715758D-02	0.0	-6.21890415D-02	-6.21890415D-01	0.0	6.30875965D-01		
1195.513	-1.40100235D+02	-3.42156680D-02	0.0	-6.21890415D-02	-6.21890415D-01	0.0	6.30875965D-01		
1200.000	-1.40100235D+02	-3.42156680D-02	0.0	0.0	0.0	0.0	6.77009226D-01		
1208.513	-1.40100235D+02	-3.42156680D-02	0.0	0.0	0.0	0.0	7.64510494D-01		
1208.513	-1.40100235D+02	-3.42156680D-02	0.0	0.0	0.0	0.0	7.64510494D-01		
1210.000	-1.40100235D+02	-3.42156680D-02	0.0	0.0	0.0	0.0	7.80153342D-01		
1220.000	-1.40100235D+02	-3.42156680D-02	0.0	0.0	0.0	0.0	9.03324441D-01		
1230.000	-1.40100235D+02	-3.42156680D-02	0.0	0.0	0.0	0.0	1.0698971D+00		
1240.000	-1.40100235D+02	-3.42156680D-02	0.0	0.0	0.0	0.0	1.28264785D+00		
1249.413	-1.40100235D+02	-3.42156680D-02	0.0	0.0	0.0	0.0	1.53921295D+00		
1249.413	-1.40100235D+02	-3.42156680D-02	0.0	0.0	0.0	0.0	1.53921295D+00		
1250.000	-1.40100235D+02	-3.42156680D-02	0.0	0.0	0.0	0.0	1.53727564D+00		

図8.14 RMAP 出力例(9)

F/D DATE=77-07-01
SHEET 4= 2
THROPAGE= 10

DEMONSTRATION BY N ROCKET(ETS-1)

*** SIMULATION RESULTS BY RMAP ***

TIME (SEC)	SUV 3 183 DEG	STEER(YAW) 58 DEG	DESIRED OMEGA3 80 DEG/S	OMEGA(LB,B) Z 175 DEG/S	OMEGA, D(LB,B) Z 163 DEG/S**2	DEFLECTION BZ 60 DEG	PSI(E TO B) 27 DEG
226.013	-1.70992596D-06	1.70364885D-06	0.0	-4.83241868D-07	-5.92251743D-08	1.29303165D-07	8.56008583D+01
226.013	-1.70992596D-06	1.70992596D-06	0.0	-4.83241868D-07	-5.92251743D-08	1.29303165D-07	8.56008583D+01
226.013	-2.67640570D-06	2.67640570D-06	0.0	-4.83241868D-07	0.0	1.29303165D-07	8.56428484D+01
228.013	-2.67640570D-06	2.67640570D-06	0.0	-4.83241868D-07	0.0	1.29303165D-07	8.56428484D+01
228.013	-2.72656730D-07	3.06026680D-07	0.0	2.43700020D-06	0.0	1.56663316D-06	8.56446058D+01
230.000	2.13280767D-08	-2.06104884D-08	0.0	6.31329188D-08	-1.00656165D-05	-1.76131544D-07	8.57481501D+01
233.013	2.13280767D-08	-2.13280767D-08	0.0	6.31329188D-08	-1.14627717D-06	-1.77150580D-07	8.57481501D+01
233.013	2.13280767D-08	-2.13280767D-08	0.0	7.10341691D-11	-1.93207350D-09	2.43268175D-10	8.59018253D+01
240.000	-3.44236782D-11	3.57067802D-11	0.0	-2.21918565D-11	5.31186751D-11	8.16196512D-12	8.59574517D+01
242.513	-2.46230271D-13	2.46230271D-13	0.0	-2.21918565D-11	5.31186751D-11	9.99747660D-12	8.59574517D+01
250.000	-3.50803922D-16	3.29807149D-16	0.0	-3.54345594D-16	2.28420273D-14	2.77266017D-15	8.61243049D+01
260.000	-6.5074842D-22	1.11007904D-21	0.0	1.84020590D-20	9.75127125D-21	1.18415922D-21	8.63499073D+01
270.000	1.4767271D-26	-1.4767271D-26	0.0	8.53560851D-27	-9.3605846D-25	-1.13683768D-25	8.65787885D+01
280.000	1.42376897D-32	-3.3132266D-32	0.0	-7.51102780D-31	3.77591619D-31	4.5802793D-32	8.68111083D+01
290.000	5.99012705D-37	6.03029425D-37	0.0	6.16188121D-37	3.64415473D-35	4.41510221D-36	8.70470257D+01
300.000	5.7858128D-43	1.3181313D-43	0.0	2.73810093D-41	-8.27856256D-41	-9.9932867D-42	8.72867194D+01
310.000	1.50602520D-47	-1.78285464D-47	0.0	-1.20138736D-46	-7.52538546D-46	-8.96759324D-47	8.75303690D+01
320.000	-2.9806024D-53	9.66466026D-53	0.0	2.16749870D-52	5.60878892D-51	6.61426290D-52	8.77781660D+01
330.000	3.8847009D-58	-3.90216316D-58	0.0	-3.77821276D-58	-2.46375193D-56	-2.87455247D-57	8.80305127D+01
340.000	-1.28852560D-63	1.38949507D-63	0.0	4.99296554D-62	7.63349409D-62	8.77574751D-63	8.82870236D+01
350.000	1.17666128D-69	-1.95036838D-69	0.0	-3.12121235D-68	-2.2474767665D-68	-2.54243630D-69	8.85485276D+01
360.000	7.65153546D-75	-7.65153546D-75	0.0	5.04285196D-75	-5.57559249D-73	-6.16795582D-74	8.88150689D+01
370.000	5.11099889D-76	-5.11099889D-76	0.0	-5.26393025D-75	0.0	0.0	8.90869101D+01
380.000	5.11099889D-76	-5.11099889D-76	0.0	-5.26393025D-75	0.0	0.0	8.93643343D+01
390.000	5.11099889D-76	-5.11099889D-76	0.0	-5.26393025D-75	0.0	0.0	8.96476488D+01
400.000	5.11099889D-76	-5.11099889D-76	0.0	-5.26393025D-75	0.0	0.0	8.99371887D+01
410.000	5.11099889D-76	-5.11099889D-76	0.0	-5.26393025D-75	0.0	0.0	9.02353216D+01
420.000	5.11099889D-76	-5.11099889D-76	0.0	-5.26393025D-75	0.0	0.0	9.05364542D+01
430.000	5.11099889D-76	-5.11099889D-76	0.0	-5.26393025D-75	0.0	0.0	9.08470392D+01
440.000	5.11099889D-76	-5.11099889D-76	0.0	-5.26393025D-75	0.0	0.0	9.11655853D+01
446.970	5.11099889D-76	-5.11099889D-76	0.0	-5.26393025D-75	0.0	0.0	9.13926241D+01
446.970	5.11099889D-76	-5.11099889D-76	0.0	-5.26393025D-75	0.0	0.0	9.13926241D+01
450.000	5.11099889D-76	-5.11099889D-76	0.0	-5.26393025D-75	0.0	0.0	9.14904599D+01
460.000	5.11099889D-76	-5.11099889D-76	0.0	-5.26393025D-75	0.0	0.0	9.18193147D+01
461.970	5.11099889D-76	-5.11099889D-76	0.0	-5.26393025D-75	0.0	0.0	9.18852324D+01
461.970	5.11099889D-76	-5.11099889D-76	0.0	-5.26393025D-75	0.0	0.0	9.18852324D+01
462.970	5.11099889D-76	-5.11099889D-76	0.0	-5.26393025D-75	0.0	0.0	9.19187821D+01
462.970	5.11099889D-76	-5.11099889D-76	0.0	-5.26393025D-75	0.0	0.0	9.19187821D+01
470.000	5.11099889D-76	-5.11099889D-76	0.0	-5.26393025D-75	0.0	0.0	9.21541459D+01
480.000	5.11099889D-76	-5.11099889D-76	0.0	-5.26393025D-75	0.0	0.0	9.24874504D+01
490.000	5.11099889D-76	-5.11099889D-76	0.0	-5.26393025D-75	0.0	0.0	9.28149769D+01
500.000	5.11099889D-76	-5.11099889D-76	0.0	-5.26393025D-75	0.0	0.0	9.31487011D+01
511.513	5.11099889D-76	-5.11099889D-76	0.0	-5.26393025D-75	0.0	0.0	9.35260504D+01
511.513	5.11099889D-76	-5.11099889D-76	0.0	-5.26393025D-75	0.0	0.0	9.35260504D+01
525.000	5.11099889D-76	-5.11099889D-76	0.0	-5.26393025D-75	0.0	0.0	9.40039700D+01
530.000	5.11099889D-76	-5.11099889D-76	0.0	-5.26393025D-75	0.0	0.0	9.48806628D+01
575.000	5.11099889D-76	-5.11099889D-76	0.0	-5.26393025D-75	0.0	0.0	9.57501528D+01
600.000	5.11099889D-76	-5.11099889D-76	0.0	-5.26393025D-75	0.0	0.0	9.66181298D+01
600.513	5.11099889D-76	-5.11099889D-76	0.0	-5.26393025D-75	0.0	0.0	9.66360552D+01
600.513	5.11099889D-76	-5.11099889D-76	0.0	-5.26393025D-75	0.0	0.0	9.66360552D+01

図 8.14 RMAP 出力例(1)

*** SIMULATION RESULTS BY RMAP ***										DEMONSTRATION BY N ROCKET(ETS-1)										F/D DATE=77-07-01 SHEET 4= 3 THROPAGE= 16									
TIME (SEC)	183	SUV 3 DEG	STEER(YAW) 58 DEG	DESIRED OMEGA3 80 DEG/S	OMEGA(LB,R) Z 175 DEG/S	OMEGA,D(LB,R)Z 163 DEG/S**2	DEFLECTION BZ 60 DEG	PSI(E TO B) 27 DEG		TIME (SEC)	183	SUV 3 DEG	STEER(YAW) 58 DEG	DESIRED OMEGA3 80 DEG/S	OMEGA(LB,R) Z 175 DEG/S	OMEGA,D(LB,R)Z 163 DEG/S**2	DEFLECTION BZ 60 DEG	PSI(E TO B) 27 DEG											
601.513	5.110998890	-76	9.450474360	-03	3.780189750	-01	0.0	9.666933890	+01	601.513	5.110998890	-76	9.450474360	-03	-5.263930250	-75	0.0	9.666933890	+01										
601.513	5.110998890	-76	9.450474360	-03	3.780189750	-01	0.0	9.666933890	+01	602.000	5.110998890	-76	9.450474360	-03	-5.263930250	-75	0.0	9.666933890	+01										
625.000	1.857789020	+01	-3.966890990	-02	7.875395300	-01	0.0	1.181458370	+02	625.000	1.857789020	+01	-3.966890990	-02	8.473254900	-01	0.0	1.181458370	+02										
650.000	3.822663210	+01	-1.904804320	-02	7.875395300	-01	0.0	1.394210640	+02	650.000	3.822663210	+01	-1.904804320	-02	8.861938410	-01	0.0	1.394210640	+02										
675.000	5.789780330	+01	-1.730969310	-03	7.875395300	-01	0.0	1.591645570	+02	675.000	5.789780330	+01	-1.730969310	-03	8.861938410	-01	0.0	1.591645570	+02										
700.000	7.756411590	+01	2.044462350	-02	7.875395300	-01	0.0	1.780861510	+02	700.000	7.756411590	+01	2.044462350	-02	8.861938410	-01	0.0	1.780861510	+02										
700.513	7.801870710	+01	-4.079936410	-02	4.095205560	-01	0.0	1.785061090	+02	700.513	7.801870710	+01	-4.079936410	-02	8.861938410	-01	0.0	1.785061090	+02										
725.000	7.799360900	+01	-5.229360910	-02	4.095205560	-01	0.0	1.785061090	+02	725.000	7.799360900	+01	-5.229360910	-02	8.861938410	-01	0.0	1.785061090	+02										
750.000	7.794896720	+01	-2.486342220	-02	0.0	0.0	0.0	1.790744320	+02	750.000	7.794896720	+01	-2.486342220	-02	9.328356220	-02	0.0	1.790744320	+02										
			2.177835890	-02	0.0	0.0	0.0	1.796716930	+02								0.0												
775.000	7.792199440	+01	4.373886420	-02	0.0	0.0	0.0	1.802327610	+02	775.000	7.792199440	+01	4.373886420	-02	-2.332089060	-02	0.0	1.802327610	+02										
800.000	7.796076540	+01	3.315987220	-03	0.0	0.0	0.0	1.808861070	+02	800.000	7.796076540	+01	3.315987220	-03	-9.328356220	-02	0.0	1.808861070	+02										
825.000	7.800604680	+01	-4.109087520	-02	0.0	0.0	0.0	1.815120110	+02	825.000	7.800604680	+01	-4.109087520	-02	-6.218904150	-02	0.0	1.815120110	+02										
850.000	7.799827520	+01	-2.952760030	-02	0.0	0.0	0.0	1.820966300	+02	850.000	7.799827520	+01	-2.952760030	-02	9.328356220	-02	0.0	1.820966300	+02										
875.000	7.795163140	+01	1.711418080	-02	0.0	0.0	0.0	1.826293090	+02	875.000	7.795163140	+01	1.711418080	-02	9.328356220	-02	0.0	1.826293090	+02										
900.000	7.792121710	+01	4.490490870	-02	0.0	0.0	0.0	1.831690280	+02	900.000	7.792121710	+01	4.490490870	-02	-7.773630190	-03	0.0	1.831690280	+02										
925.000	7.795610120	+01	7.980165330	-03	0.0	0.0	0.0	1.837719820	+02	925.000	7.795610120	+01	7.980165330	-03	-9.328356220	-02	0.0	1.837719820	+02										
950.000	7.800254870	+01	-3.798142310	-02	0.0	0.0	0.0	1.843679230	+02	950.000	7.800254870	+01	-3.798142310	-02	-7.773630190	-03	0.0	1.843679230	+02										
975.000	7.800254870	+01	-3.798142310	-02	0.0	0.0	0.0	1.849270190	+02	975.000	7.800254870	+01	-3.798142310	-02	-7.773630190	-03	0.0	1.849270190	+02										
1000.000	7.795629360	+01	1.245000270	-02	0.0	0.0	0.0	1.854142430	+02	1000.000	7.795629360	+01	1.245000270	-02	9.328356220	-02	0.0	1.854142430	+02										
1025.000	7.792121710	+01	4.529359020	-02	0.0	0.0	0.0	1.859247210	+02	1025.000	7.792121710	+01	4.529359020	-02	7.773630190	-03	0.0	1.859247210	+02										
1050.000	7.795143710	+01	1.264434340	-02	0.0	0.0	0.0	1.864746810	+02	1050.000	7.795143710	+01	1.264434340	-02	-9.328356220	-02	0.0	1.864746810	+02										
1075.000	7.799827520	+01	-3.409460810	-02	0.0	0.0	0.0	1.870485770	+02	1075.000	7.799827520	+01	-3.409460810	-02	-9.328356220	-02	0.0	1.870485770	+02										
1100.000	7.800604680	+01	-3.798142310	-02	0.0	0.0	0.0	1.875670240	+02	1100.000	7.800604680	+01	-3.798142310	-02	6.218904150	-02	0.0	1.875670240	+02										
1125.000	7.796095980	+01	7.785824570	-03	0.0	0.0	0.0	1.880310070	+02	1125.000	7.796095980	+01	7.785824570	-03	9.328356220	-02	0.0	1.880310070	+02										
1150.000	7.792199440	+01	4.490490870	-02	0.0	0.0	0.0	1.884516490	+02	1150.000	7.792199440	+01	4.490490870	-02	2.332089060	-02	0.0	1.884516490	+02										
1175.000	7.794677290	+01	1.730821510	-02	0.0	0.0	0.0	1.890098810	+02	1175.000	7.794677290	+01	1.730821510	-02	-9.328356220	-02	0.0	1.890098810	+02										
1195.513	7.793623180	+01	2.896896680	-02	0.0	0.0	0.0	1.893996780	+02	1195.513	7.793623180	+01	2.896896680	-02	-9.328356220	-02	0.0	1.893996780	+02										
1195.513	7.793623180	+01	3.018165310	-02	0.0	0.0	0.0	1.893996780	+02	1195.513	7.793623180	+01	3.018165310	-02	0.0	0.0	0.0	1.893996780	+02										
1200.000	7.793623180	+01	3.018165310	-02	0.0	0.0	0.0	1.894666400	+02	1200.000	7.793623180	+01	3.018165310	-02	0.0	0.0	0.0	1.894666400	+02										
1208.513	7.793623180	+01	3.018165310	-02	0.0	0.0	0.0	1.896310350	+02	1208.513	7.793623180	+01	3.018165310	-02	0.0	0.0	0.0	1.896310350	+02										
1208.513	7.793623180	+01	3.018165310	-02	0.0	0.0	0.0	1.896310350	+02	1208.513	7.793623180	+01	3.018165310	-02	0.0	0.0	0.0	1.896310350	+02										
1210.000	7.793623180	+01	3.018165310	-02	0.0	0.0	0.0	1.896796460	+02	1210.000	7.793623180	+01	3.018165310	-02	0.0	0.0	0.0	1.896796460	+02										
1220.000	7.793623180	+01	3.018165310	-02	0.0	0.0	0.0	1.898700370	+02	1220.000	7.793623180	+01	3.018165310	-02	0.0	0.0	0.0	1.898700370	+02										
1230.000	7.793623180	+01	3.018165310	-02	0.0	0.0	0.0	1.900566290	+02	1230.000	7.793623180	+01	3.018165310	-02	0.0	0.0	0.0	1.900566290	+02										
1240.000	7.793623180	+01	3.018165310	-02	0.0	0.0	0.0	1.902387130	+02	1240.000	7.793623180	+01	3.018165310	-02	0.0	0.0	0.0	1.902387130	+02										
1249.413	7.793623180	+01	3.018165310	-02	0.0	0.0	0.0	1.904051430	+02	1249.413	7.793623180	+01	3.018165310	-02	0.0	0.0	0.0	1.904051430	+02										
1249.413	7.793623180	+01	3.018165310	-02	0.0	0.0	0.0	1.904051430	+02	1249.413	7.793623180	+01	3.018165310	-02	0.0	0.0	0.0	1.904051430	+02										
1250.000	7.793623180	+01	3.018165310	-02	0.0	0.0	0.0	1.904513430	+02	1250.000	7.793623180	+01	3.018165310	-02	0.0	0.0	0.0	1.904513430	+02										

図8.14 RMAP 出力例②

*** SIMULATION RESULTS BY RMAP *** DEMONSTRATION BY N ROCKET(ETS-1)									
TIME (SEC)	WEIGHT 37 KG	重量	推薬減少量 PROP.DEC WT 38 KG	推力 F THRUST(B) 204 KG	M OF INERTIA X 33 KGMS**2	慣性モーメント M OF INERTIA Y 34 KGMS**2	M OF INERTIA Z 35 KGMS**2	重心位置 CENTER OF G 36 M	F/D DATE=77-07-01 SHEET 5= 1 THORPAGE= 5
0.0	0.0		0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	
0.0	9.035195550+04		1.295463670+01	1.350765800+05	4.999040000+03	3.699724000+05	3.699724000+05	2.150888000+01	
7.330	8.398811700+04		2.836610480+00	1.338643300+05	4.304030000+03	3.531479000+05	3.531479000+05	2.142373000+01	
7.330	8.398811700+04		1.134931370+00	1.338643300+05	4.304030000+03	3.531479000+05	3.531479000+05	2.142373000+01	
10.000	8.489508990+04		1.471758050+01	1.404442100+05	4.051083330+03	3.470303330+05	3.470303330+05	2.138921670+01	
20.000	7.864036630+04		1.614093880+01	1.598933270+05	3.081170000+03	3.240299000+05	3.240299000+05	2.124913000+01	
30.000	7.214360280+04		1.605743140+01	1.647129390+05	2.133000000+03	3.010299000+05	3.010299000+05	2.105926000+01	
38.190	6.732768080+04		4.614497380+00	8.320806990+04	1.380421050+03	2.823126320+05	2.823126320+05	2.085942110+01	
38.190	6.732614500+04		3.071643740+00	8.313217640+04	1.380000000+03	2.823000000+05	2.823000000+05	2.085912690+01	
40.000	6.677183800+04		7.676507860+00	8.349661630+04	1.360130000+03	2.815091000+05	2.815091000+05	2.089887000+01	
40.000	6.677183800+04		7.676507860+00	8.349661630+04	1.360130000+03	2.815091000+05	2.815091000+05	2.089887000+01	
40.000	6.677183800+04		7.676507860+00	8.349661630+04	1.360130000+03	2.815091000+05	2.815091000+05	2.089887000+01	
40.330	6.667051370+04		1.535148040+00	8.355339200+04	1.359976000+03	2.814956800+05	2.814956800+05	2.089907200+01	
40.330	6.667051370+04		1.535148040+00	8.355339200+04	1.359976000+03	2.814956800+05	2.814956800+05	2.089907200+01	
40.330	6.667051370+04		1.535148040+00	8.355339200+04	1.359976000+03	2.814956800+05	2.814956800+05	2.089907200+01	
50.000	6.370632940+04		7.648546680+00	8.483357390+04	1.340026000+03	2.777052000+05	2.777052000+05	2.097887000+01	
60.000	6.064874350+04		7.639442930+00	8.589742590+04	1.330013000+03	2.736052000+05	2.736052000+05	2.105887000+01	
60.000	6.064874350+04		7.639442930+00	8.589742590+04	1.330013000+03	2.736052000+05	2.736052000+05	2.105887000+01	
60.000	6.064874350+04		7.639442930+00	8.589742590+04	1.330013000+03	2.736052000+05	2.736052000+05	2.105887000+01	
60.330	6.054790730+04		1.527811090+00	8.592624190+04	1.329346000+03	2.734626600+05	2.734626600+05	2.106096200+01	
60.330	6.054790730+04		1.527811090+00	8.592624190+04	1.329346000+03	2.734626600+05	2.734626600+05	2.106096200+01	
70.000	5.759416360+04		7.638982370+00	8.664142470+04	1.310026000+03	2.695052000+05	2.695052000+05	2.110894800+01	
80.000	5.452931200+04		7.617382300+00	8.685640880+04	1.300012000+03	2.654048010+05	2.654048010+05	2.120888000+01	
80.000	5.452931200+04		7.617382300+00	8.685640880+04	1.300012000+03	2.654048010+05	2.654048010+05	2.120888000+01	
80.000	5.452931200+04		7.617382300+00	8.685640880+04	1.300012000+03	2.654048010+05	2.654048010+05	2.120888000+01	
85.000	5.088212730+04		7.608226640+00	8.688726640+04	6.250000000+02	2.440036400+05	2.440036400+05	2.086892200+01	
85.000	5.088212730+04		7.608226640+00	8.688726640+04	6.250000000+02	2.440036400+05	2.440036400+05	2.086892200+01	
85.000	5.088212730+04		7.608226640+00	8.688726640+04	6.250000000+02	2.440036400+05	2.440036400+05	2.086892200+01	
85.330	5.074173370+04		1.521011920+00	8.688726640+04	6.250000000+02	2.439019000+05	2.439019000+05	2.087063500+01	
85.330	5.074173370+04		1.521011920+00	8.688726640+04	6.250000000+02	2.439019000+05	2.439019000+05	2.087063500+01	
90.000	4.932209410+04		7.594526290+00	8.688799620+04	6.250000000+02	2.425039000+05	2.425039000+05	2.087070000+01	
100.000	4.628883490+04		7.571885410+00	8.681558990+04	6.250000000+02	2.390052000+05	2.390052000+05	2.089900000+01	
110.000	4.326369180+04		7.553877120+00	8.671338730+04	6.200000000+02	2.350052000+05	2.350052000+05	2.084910400+01	
120.000	4.024383800+04		7.535382870+00	8.653535190+04	6.100000000+02	2.315065000+05	2.315065000+05	2.078905200+01	
130.000	3.723350060+04		7.517247320+00	8.636997430+04	5.700320000+02	2.270078000+05	2.270078000+05	2.065918200+01	
140.000	3.423172280+04		7.500685210+00	8.619099430+04	5.400390000+02	2.235045300+05	2.235045300+05	2.050919500+01	
150.000	3.123564340+04		7.479758390+00	8.595133940+04	5.100390000+02	2.160097300+05	2.160097300+05	2.030926000+01	
160.000	2.824701710+04		7.463419910+00	8.576081390+04	5.200260000+02	2.080104000+05	2.080104000+05	2.009353100+01	
170.000	2.526663820+04		7.438526060+00	8.546435720+04	4.900390000+02	1.990117000+05	1.990117000+05	1.962953300+01	
180.000	2.229877360+04		7.410852160+00	8.513105840+04	4.700260000+02	1.870136000+05	1.870136000+05	1.908970200+01	
190.000	1.933557900+04		7.375210030+00	8.469758190+04	4.600130000+02	1.740169000+05	1.740169000+05	1.832000100+01	
200.000	1.639977850+04		7.323900410+00	8.406467310+04	4.500130000+02	1.560234000+05	1.560234000+05	1.782003520+01	
208.000	1.406709360+04		7.178404150+00	8.224815870+04	4.450000000+02	1.380390000+05	1.380390000+05	1.611134000+01	
208.000	1.406709360+04		7.178404150+00	8.224815870+04	4.450000000+02	1.380390000+05	1.380390000+05	1.611134000+01	
210.000	1.350387600+04		6.929146220+00	7.903084330+04	4.450000000+02	1.379640000+05	1.379640000+05	1.610484000+01	
218.513	1.112251810+04		3.689290740+00	8.112998810+04	4.350000000+02	1.330260000+05	1.330260000+05	1.579082000+01	
218.513	1.112251810+04		3.689290740+00	8.112998810+04	4.350000000+02	1.330260000+05	1.330260000+05	1.579082000+01	
219.513	1.108940450+04		4.304592240-01	9.525440860+03	4.350000000+02	1.030272900+05	1.030272900+05	1.379131970+01	
219.513	1.108940450+04		4.304592240-01	9.525440860+03	4.350000000+02	1.030272900+05	1.030272900+05	1.379131970+01	
220.000	1.108940450+04		4.304592240-01	9.525440860+03	4.350000000+02	1.030272900+05	1.030272900+05	1.379131970+01	
224.513	1.107352880+04		7.937670260-02	9.071848600+02	4.350000000+02	1.030272900+05	1.030272900+05	1.379131970+01	
224.513	1.107352880+04		7.937670260-02	9.071848600+02	4.350000000+02	1.030272900+05	1.030272900+05	1.379131970+01	
224.513	1.107352880+04		7.937670260-02	9.071848600+02	4.350000000+02	1.030272900+05	1.030272900+05	1.379131970+01	

図 8.14 RMAP 出力例(3)

F/D DATE=77-07-01
SHEET 5= 2
THROPAGE= 11

*** SIMULATION RESULTS BY RMAP *** DEMONSTRATION BY N ROCKET(ETS-1)

TIME (SEC)	WEIGHT KG	PROP.DEC WT KG	F THRUST(B) KG	M OF INERTIA X 33 KGMS**2	M OF INERTIA Y 34 KGMS**2	M OF INERTIA Z 35 KGMS**2	CENTER OF G 36 M
226.013	1.107352880+04	0.0	0.0	4.350000000+02	1.030272900+03	1.030272900+03	1.379131970+01
226.013	6.883699910+03	0.0	0.0	4.350000000+02	1.030272900+03	1.030272900+03	1.379131970+01
228.013	6.883699910+03	0.0	0.0	4.350000000+02	1.030272900+03	1.030272900+03	1.379131970+01
228.013	6.883586300+03	2.259599990-01	5.440000000+03	6.030000000+02	1.993000000+03	1.993000000+03	7.219000000+00
230.000	6.846284700+03	4.707499990-01	5.440000000+03	6.030000000+02	1.993000000+03	1.993000000+03	7.219000000+00
233.013	6.789349910+03	2.247899990-01	5.440000000+03	6.030000000+02	1.993000000+03	1.993000000+03	7.219000000+00
233.013	6.789349910+03	2.259599990-01	5.440000000+03	6.030000000+02	1.993000000+03	1.993000000+03	7.219000000+00
240.000	6.657984700+03	4.707499990-01	5.440000000+03	6.030000000+02	1.993000000+03	1.993000000+03	7.219000000+00
242.513	6.610864700+03	2.447899990-01	5.440000000+03	6.030000000+02	1.993000000+03	1.993000000+03	7.219000000+00
242.513	6.551351950+03	2.259599990-01	5.440000000+03	6.030000000+02	1.464998820+03	1.464998820+03	7.386002350+00
250.000	6.210484700+03	4.707499990-01	5.440000000+03	4.600000000+02	1.463334310+03	1.463334310+03	7.386930980+00
260.000	6.022184700+03	4.707499990-01	5.440000000+03	4.600000000+02	1.461573730+03	1.461573730+03	7.390852350+00
270.000	5.835884700+03	4.707499990-01	5.440000000+03	4.600000000+02	1.459868400+03	1.459868400+03	7.393871000+00
280.000	5.645384700+03	4.707499990-01	5.440000000+03	4.600000000+02	1.459201750+03	1.459201750+03	7.392004350+00
290.000	5.457284700+03	4.707499990-01	5.440000000+03	4.600000000+02	1.458235070+03	1.458235070+03	7.390337670+00
300.000	5.268984700+03	4.707499990-01	5.440000000+03	4.600000000+02	1.456026000+03	1.456026000+03	7.386039000+00
310.000	5.080684700+03	4.707499990-01	5.440000000+03	4.600000000+02	1.446716900+03	1.446716900+03	7.371532500+00
320.000	4.892384700+03	4.707499990-01	5.440000000+03	4.600000000+02	1.440216900+03	1.440216900+03	7.359032500+00
330.000	4.704084700+03	4.707499990-01	5.440000000+03	4.600000000+02	1.433322100+03	1.433322100+03	7.345032000+00
340.000	4.515784710+03	4.707499990-01	5.440000000+03	4.600000000+02	1.424822100+03	1.424822100+03	7.325032000+00
350.000	4.327484710+03	4.707499990-01	5.440000000+03	4.600000000+02	1.415236400+03	1.415236400+03	7.303374100+00
360.000	4.139484710+03	4.707499990-01	5.440000000+03	4.600000000+02	1.401236400+03	1.401236400+03	7.274741000+00
370.000	3.950884710+03	4.707499990-01	5.440000000+03	4.600000000+02	1.386345300+03	1.386345300+03	7.244794900+00
380.000	3.762284710+03	4.707499990-01	5.440000000+03	4.600000000+02	1.369045300+03	1.369045300+03	7.208294900+00
390.000	3.574284710+03	4.707499990-01	5.440000000+03	4.600000000+02	1.350065000+03	1.350065000+03	7.169130000+00
400.000	3.385784710+03	4.707499990-01	5.440000000+03	4.600000000+02	1.325065000+03	1.325065000+03	7.119130000+00
410.000	3.197684710+03	4.707499990-01	5.440000000+03	4.600000000+02	1.297397500+03	1.297397500+03	7.064195000+00
420.000	3.009384710+03	4.707499990-01	5.440000000+03	4.600000000+02	1.260075000+03	1.260075000+03	6.989195000+00
430.000	2.821084710+03	4.707499990-01	5.440000000+03	4.600000000+02	1.220228700+03	1.220228700+03	6.909260000+00
440.000	2.632784710+03	4.707499990-01	5.440000000+03	4.600000000+02	1.170728700+03	1.170728700+03	6.809260000+00
446.970	2.501339610+03	3.765999990-01	5.440000000+03	4.600000000+02	1.136212350+03	1.136212350+03	6.739330000+00
446.970	2.501492540+03	9.414999970-02	5.440000000+03	4.600000000+02	1.136152950+03	1.136152950+03	6.739410000+00
450.000	2.44484710+03	4.707499990-01	5.440000000+03	4.600000000+02	1.118836440+03	1.118836440+03	6.703541810+00
460.000	2.256184710+03	4.707499990-01	5.440000000+03	4.600000000+02	1.057218810+03	1.057218810+03	6.574574260+00
461.970	2.219089610+03	3.765999990-01	5.440000000+03	4.600000000+02	1.045061620+03	1.045061620+03	6.549128970+00
461.970	2.219089610+03	0.0	0.0	4.600000000+02	1.045061620+03	1.045061620+03	6.549128970+00
462.970	2.219089610+03	0.0	0.0	4.600000000+02	1.045061620+03	1.045061620+03	6.549128970+00
462.970	2.219089610+03	0.0	0.0	4.600000000+02	1.045061620+03	1.045061620+03	6.549128970+00
470.000	2.219089610+03	0.0	0.0	4.600000000+02	1.045061620+03	1.045061620+03	6.549128970+00
480.000	2.219089610+03	0.0	0.0	4.600000000+02	1.045061620+03	1.045061620+03	6.549128970+00
490.000	2.219089610+03	0.0	0.0	4.600000000+02	1.045061620+03	1.045061620+03	6.549128970+00
500.000	2.219089610+03	0.0	0.0	4.600000000+02	1.045061620+03	1.045061620+03	6.549128970+00
511.513	2.219089610+03	0.0	0.0	4.600000000+02	1.045061620+03	1.045061620+03	6.549128970+00
525.000	2.219089610+03	0.0	0.0	4.600000000+02	1.045061620+03	1.045061620+03	6.549128970+00
550.000	2.219089610+03	0.0	0.0	4.600000000+02	1.045061620+03	1.045061620+03	6.549128970+00
575.000	2.219089610+03	0.0	0.0	4.600000000+02	1.045061620+03	1.045061620+03	6.549128970+00
600.000	2.219089610+03	0.0	0.0	4.600000000+02	1.045061620+03	1.045061620+03	6.549128970+00
600.513	2.219089610+03	0.0	0.0	4.600000000+02	1.045061620+03	1.045061620+03	6.549128970+00
600.513	2.219089610+03	0.0	0.0	4.600000000+02	1.045061620+03	1.045061620+03	6.549128970+00

図 8.14 RMAP 出力例 04

F/D DATE=77-07-01
SHEET 3= 3
THROPAGE= 17

DEMONSTRATION BY N ROCKET(ETS-1)

TIME (SEC)	WEIGHT KG	PROP.DEC WT KG	F THRUST(B) KG	M OF INERTIA X 33 KGMS**2	M OF INERTIA Y 34 KGMS**2	M OF INERTIA Z 35 KGMS**2	CENTER OF G 36 M
601.513	2.21908961D+03	0.0	0.0	4.60000000D+02	1.04506162D+03	1.04506162D+03	6.54912897D+00
601.513	2.21908961D+03	0.0	0.0	4.60000000D+02	1.04506162D+03	1.04506162D+03	6.54912897D+00
625.000	2.21908961D+03	0.0	0.0	4.60000000D+02	1.04506162D+03	1.04506162D+03	6.54912897D+00
650.000	2.21908961D+03	0.0	0.0	4.60000000D+02	1.04506162D+03	1.04506162D+03	6.54912897D+00
675.000	2.21908961D+03	0.0	0.0	4.60000000D+02	1.04506162D+03	1.04506162D+03	6.54912897D+00
700.000	2.21908961D+03	0.0	0.0	4.60000000D+02	1.04506162D+03	1.04506162D+03	6.54912897D+00
700.513	2.21908961D+03	0.0	0.0	4.60000000D+02	1.04506162D+03	1.04506162D+03	6.54912897D+00
700.513	2.21908961D+03	0.0	0.0	4.60000000D+02	1.04506162D+03	1.04506162D+03	6.54912897D+00
725.000	2.21908961D+03	0.0	0.0	4.60000000D+02	1.04506162D+03	1.04506162D+03	6.54912897D+00
750.000	2.21908961D+03	0.0	0.0	4.60000000D+02	1.04506162D+03	1.04506162D+03	6.54912897D+00
775.000	2.21908961D+03	0.0	0.0	4.60000000D+02	1.04506162D+03	1.04506162D+03	6.54912897D+00
800.000	2.21908961D+03	0.0	0.0	4.60000000D+02	1.04506162D+03	1.04506162D+03	6.54912897D+00
825.000	2.21908961D+03	0.0	0.0	4.60000000D+02	1.04506162D+03	1.04506162D+03	6.54912897D+00
850.000	2.21908961D+03	0.0	0.0	4.60000000D+02	1.04506162D+03	1.04506162D+03	6.54912897D+00
875.000	2.21908961D+03	0.0	0.0	4.60000000D+02	1.04506162D+03	1.04506162D+03	6.54912897D+00
900.000	2.21908961D+03	0.0	0.0	4.60000000D+02	1.04506162D+03	1.04506162D+03	6.54912897D+00
925.000	2.21908961D+03	0.0	0.0	4.60000000D+02	1.04506162D+03	1.04506162D+03	6.54912897D+00
950.000	2.21908961D+03	0.0	0.0	4.60000000D+02	1.04506162D+03	1.04506162D+03	6.54912897D+00
975.000	2.21908961D+03	0.0	0.0	4.60000000D+02	1.04506162D+03	1.04506162D+03	6.54912897D+00
1000.000	2.21908961D+03	0.0	0.0	4.60000000D+02	1.04506162D+03	1.04506162D+03	6.54912897D+00
1025.000	2.21908961D+03	0.0	0.0	4.60000000D+02	1.04506162D+03	1.04506162D+03	6.54912897D+00
1050.000	2.21908961D+03	0.0	0.0	4.60000000D+02	1.04506162D+03	1.04506162D+03	6.54912897D+00
1075.000	2.21908961D+03	0.0	0.0	4.60000000D+02	1.04506162D+03	1.04506162D+03	6.54912897D+00
1100.000	2.21908961D+03	0.0	0.0	4.60000000D+02	1.04506162D+03	1.04506162D+03	6.54912897D+00
1125.000	2.21908961D+03	0.0	0.0	4.60000000D+02	1.04506162D+03	1.04506162D+03	6.54912897D+00
1150.000	2.21908961D+03	0.0	0.0	4.60000000D+02	1.04506162D+03	1.04506162D+03	6.54912897D+00
1175.000	2.21908961D+03	0.0	0.0	4.60000000D+02	1.04506162D+03	1.04506162D+03	6.54912897D+00
1195.513	2.21908961D+03	0.0	0.0	4.60000000D+02	1.04506162D+03	1.04506162D+03	6.54912897D+00
1195.513	2.21908961D+03	0.0	0.0	4.60000000D+02	1.04506162D+03	1.04506162D+03	6.54912897D+00
1200.000	2.21908961D+03	0.0	0.0	4.60000000D+02	1.04506162D+03	1.04506162D+03	6.54912897D+00
1208.513	9.24800006D+02	0.0	0.0	4.60000000D+02	1.04506162D+03	1.04506162D+03	6.54912897D+00
1208.513	9.24717327D+02	1.65357300D-01	3.95096243D+03	1.18992560D+01	1.19995200D+01	1.19995200D+01	4.48900600D+00
1210.000	9.04309481D+02	3.4494376D-01	3.95096243D+03	1.17172240D+01	1.18820800D+01	1.18820800D+01	4.49047400D+00
1220.000	7.66511730D+02	3.4494376D-01	3.95096243D+03	1.03995360D+01	1.09967040D+01	1.09967040D+01	4.49611560D+00
1230.000	6.28713980D+02	3.4494376D-01	3.95096243D+03	8.95973800D+00	9.78037400D+00	9.78037400D+00	4.48384100D+00
1240.000	4.90916230D+02	3.4494376D-01	3.95096243D+03	7.49364000D+00	8.17784000D+00	8.17784000D+00	4.43745080D+00
1249.513	3.61207208D+02	1.79137075D-01	3.95096243D+03	6.30065254D+00	6.70110339D+00	6.70110339D+00	4.37905339D+00
1249.513	3.61207208D+02	0.0	0.0	6.30065254D+00	6.70110339D+00	6.70110339D+00	4.37905339D+00
1250.000	3.61207208D+02	0.0	0.0	6.30065254D+00	6.70110339D+00	6.70110339D+00	4.37905339D+00

図 8.14 RMAP 出力例⑬

F/D DATE=77-07-01
SHEET 6= 1
THROPAGE= 6

*** SIMULATION RESULTS BY RMAP *** DEMONSTRATION BY N ROCKET(ETS=1)

併進力

TIME (SEC)	FORCE(B) X KG	FORCE(B) Y KG	FORCE(B) Z KG	RM PB X KG-M	回転モーメント RM PB Y KG-M	RM PB Z KG-M
0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
0.0	1.35076580D+03	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
7.330	4.72233279D+04	-1.34097969D+02	-1.40185560D+02	-9.93223130D+02	1.50225930D-03	1.48961144D-03
10.000	5.26185080D+04	-1.34089517D+02	-1.39465114D+02	-9.93223130D+02	1.50225930D-03	1.48961144D-03
20.000	5.26185080D+04	-1.34089517D+02	-1.39465114D+02	-9.93223130D+02	1.50225930D-03	1.48961144D-03
30.000	6.81907971D+04	-1.13780418D+02	-1.21222360D+03	-1.08268240D+02	-4.51847042D-03	1.08604330D-02
38.190	3.25194681D+03	-1.05002470D+02	1.58636144D+04	9.93133985D+00	-9.43119050D-02	-9.48961081D-02
38.190	1.14285590D+03	-1.05008157D+02	1.58632942D+04	8.73178817D+02	-9.48961081D-02	-9.48961081D-02
40.000	2.95854463D+03	-1.05427942D+02	1.65308362D+04	-5.15748688D+00	1.11389856D-01	1.11389856D-01
40.000	2.95854463D+03	-1.05427942D+02	1.65308362D+04	-5.15748688D+00	1.11389856D-01	1.11389856D-01
40.000	2.98222138D+03	-1.05432302D+02	1.66965498D+04	-5.15748688D+00	1.11389856D-01	1.11389856D-01
40.330	3.26457650D+03	-1.05487071D+02	1.72715801D+04	7.5863470D+03	-7.47134269D-02	-7.47134269D-02
50.000	3.27600480D+03	-1.05483765D+02	1.72624540D+04	7.50386498D+03	-7.68362811D-02	-7.68362811D-02
60.000	2.19189707D+04	-1.07076980D+02	2.08057217D+04	-6.09374535D+01	-1.18384533D-02	-1.18384533D-02
60.000	2.19189707D+04	-1.08608357D+02	2.37185599D+04	3.67577350D+01	-1.12738688D-03	-1.12738688D-03
60.000	2.19189707D+04	-1.08608357D+02	2.37185599D+04	3.67577350D+01	-1.12738688D-03	-1.12738688D-03
60.000	2.19421147D+04	-1.08611830D+02	2.39217474D+04	1.77527480D+03	-1.20635707D-03	-1.20635707D-03
60.330	2.22056723D+04	-1.08662651D+02	2.46078143D+04	8.71813374D+03	-2.07170159D-03	-2.07170159D-03
60.330	2.22132767D+04	-1.08665898D+02	2.45896633D+04	8.60782028D+03	-1.96843695D-03	-1.96843695D-03
70.000	3.12360185D+04	-1.09400165D+02	2.82320407D+04	-1.45806329D+02	-1.60677440D-03	-1.60677440D-03
80.000	3.94382323D+04	-1.09495359D+02	3.17979362D+04	4.73901866D+01	2.93641014D-04	2.93641014D-04
80.000	3.94382323D+04	-1.09495359D+02	3.17979362D+04	4.73901866D+01	2.93641014D-04	2.93641014D-04
80.000	4.25584439D+04	-1.05153210D+02	3.05777158D+04	3.69416288D+02	-2.94893262D-01	-2.94893262D-01
85.000	4.60847620D+04	-1.04769430D+02	3.18373362D+04	-1.40083153D+01	-7.14761183D-03	-7.14761183D-03
85.000	4.62243831D+04	-1.04746459D+02	3.21234312D+04	2.38062384D+03	-4.84925594D-03	-4.84925594D-03
85.330	4.62279114D+04	-1.04741332D+02	3.30395861D+04	1.16051041D+04	1.31905453D-02	1.31905453D-02
90.000	4.80678964D+04	-1.04198420D+02	3.03148918D+04	1.13961391D+04	1.30376423D-02	1.30376423D-02
100.000	5.18194420D+04	-1.01932143D+02	2.88981617D+04	-4.32297800D+02	6.11011881D-04	6.11011881D-04
110.000	5.53188702D+04	-9.82521494D+01	2.81111742D+04	-6.03119300D+01	1.54143396D-03	1.54143396D-03
120.000	5.84879768D+04	-9.35783866D+01	2.73688838D+04	-6.43888566D+01	4.59822564D-03	4.59822564D-03
130.000	6.14268809D+04	-8.82406403D+01	2.64288602D+04	1.35770065D+01	3.89304912D-05	3.89304912D-05
140.000	6.48297370D+04	-8.25562204D+01	2.52050308D+04	-8.78524181D-02	6.52619467D-04	6.52619467D-04
150.000	6.67019434D+04	-7.66298824D+01	2.37240890D+04	-9.50180480D+01	4.04765917D-03	4.04765917D-03
160.000	6.91113262D+04	-7.03380281D+01	2.20525779D+04	9.60939318D+02	-1.57042825D-04	-1.57042825D-04
170.000	7.12324160D+04	-6.37840941D+01	2.03006574D+04	1.13303719D+01	-6.05740043D-04	-6.05740043D-04
180.000	7.31886294D+04	-5.71461791D+01	1.81792034D+04	3.43050232D+02	-2.32111713D-04	-2.32111713D-04
190.000	7.43864671D+04	-5.03959160D+01	1.60274297D+04	7.99555618D+03	-8.04876034D-05	-8.04876034D-05
200.000	7.61368068D+04	-4.34430331D+01	1.37813678D+04	4.43215463D-04	-5.64327791D-06	-5.64327791D-06
208.000	7.57641132D+04	-3.77277330D+01	1.19354090D+04	7.09526875D+05	-1.20569002D-06	-1.20569002D-06
208.000	7.57641132D+04	-3.77098932D+01	1.19799454D+04	7.02859612D+02	-1.40486320D-06	-1.40486320D-06
210.000	7.28015662D+04	-3.63240456D+01	1.14449160D+04	5.06127849D+01	-6.38667396D-07	-6.38667396D-07
218.513	7.59735350D+04	-3.02739616D+01	9.33740342D+03	4.69908398D+03	-3.48014296D-07	-3.48014296D-07
218.513	4.56971059D+03	-3.02689134D+01	9.33557902D+03	9.32130632D+03	-1.70548014D-04	-1.70548014D-04
219.513	4.31170190D+03	-3.02194831D+01	9.32005823D+03	-7.38644359D+03	1.43739517D-04	1.43739517D-04
219.513	-4.26486160D+03	-3.02193456D+01	9.31973685D+03	8.94559213D+03	-1.72898754D-04	-1.72898754D-04
220.000	-4.23728046D+03	-3.02337732D+01	9.31475947D+03	8.62827861D+03	-1.64243010D-04	-1.64243010D-04
224.513	-4.24516360D+03	-3.03730930D+01	9.26630429D+03	6.2162480D+03	-1.16601396D-04	-1.16601396D-04
224.513	-5.13238071D+03	-3.03755540D+01	9.26618310D+03	6.21700357D+03	-1.18508038D-04	-1.18508038D-04

図8.14 RMAP 出力例図

F/D DATE=77-07-01
SHEET 6= 2
THROPAGE= 12

*** SIMULATION RESULTS BY RMAP *** DEMONSTRATION BY N ROCKET(ETS=1)

TIME (SEC)	FORCE(R) X 213 KG	FORCE(R) Y 214 KG	FORCE(R) Z 215 KG	RM PB X 193 KG-M	RM PB Y 194 KG-M	RM PB Z 195 KG-M
226.013	-5.157170760+03	-3.043472220+01	9.254322930+03	0.0	5.748428850+03	-1.070361110+04
226.013	-3.205903820+03	-1.891960330+01	5.752753800+03	0.0	0.0	0.0
228.013	-3.205889290+03	-1.896869340+01	5.742953730+03	0.0	0.0	0.0
228.013	-2.250137320+03	-1.897053440+01	5.742698530+03	0.0	-2.312765100+01	4.366631090+03
230.000	2.243518430+03	-1.891460560+01	5.702287750+03	0.0	-1.854514730+02	3.501265500+04
233.013	2.264048900+03	-1.883044410+01	5.639194320+03	0.0	-2.713353990+00	-3.981257730+03
233.013	2.264137600+03	-1.883011430+01	5.638976680+03	0.0	-2.617382810+00	-4.010323850+03
240.000	2.403446570+03	-1.862979490+01	5.550460000+03	0.0	2.989387320+02	5.507093660+08
242.513	2.555885800+03	-1.855542280+01	5.517729670+03	0.0	2.495032970+03	1.847701880+09
242.513	2.573137220+03	-1.782753630+01	5.502457860+03	0.0	2.731979000+00	2.106600860+09
250.000	2.716356560+03	-1.759324590+01	5.202125160+03	0.0	-3.313620240+05	5.834652320+13
260.000	2.903902270+03	-1.726474350+01	5.066638230+03	0.0	-3.971571600+11	2.487478480+19
270.000	3.080260030+03	-1.691950290+01	4.928084920+03	0.0	-4.683107980+14	-2.385031330+23
280.000	3.251475770+03	-1.653795880+01	4.786639030+03	0.0	-2.051983060+14	9.616456030+30
290.000	3.415972500+03	-1.618053740+01	4.642473110+03	0.0	1.043508820+13	9.276647430+34
300.000	3.572674270+03	-1.578764800+01	4.495758350+03	0.0	5.098569520+14	-2.103785380+39
310.000	3.722758890+03	-1.537968650+01	4.346664370+03	0.0	-2.184707020+14	-1.900208310+44
320.000	3.865905700+03	-1.495703640+01	4.193560150+03	0.0	-1.004501230+13	1.409854730+49
330.000	4.002172000+03	-1.452007070+01	4.042012010+03	0.0	-8.949212740+14	-6.163368600+55
340.000	4.131618100+03	-1.406915240+01	3.886785340+03	0.0	3.670161440+14	1.898284860+60
350.000	4.254307480+03	-1.360463690+01	3.729844350+03	0.0	-5.436352770+15	-5.551881540+67
360.000	4.370307090+03	-1.312687200+01	3.571351210+03	0.0	-2.157596330+15	-1.5363577420+71
370.000	4.476687590+03	-1.263620030+01	3.411466010+03	0.0	-4.530412750+14	0.0
380.000	4.582323630+03	-1.213296070+01	3.250347690+03	0.0	1.174011460+13	0.0
390.000	4.678894120+03	-1.161748780+01	3.088153210+03	0.0	1.075440820+13	0.0
400.000	4.768882590+03	-1.109011580+01	2.925037860+03	0.0	-1.648729610+13	0.0
410.000	4.852573520+03	-1.053117870+01	2.761154230+03	0.0	4.826249320+14	0.0
420.000	4.930072760+03	-1.000101190+01	2.596654270+03	0.0	-1.582195410+13	0.0
430.000	5.001467990+03	-9.439954300+00	2.431887020+03	0.0	-1.744010390+14	0.0
440.000	5.066869250+03	-8.868349650+00	2.266399830+03	0.0	6.532606230+14	0.0
446.970	5.108991830+03	-8.463757300+00	2.151515060+03	0.0	1.358972450+00	0.0
446.970	5.109088890+03	-8.463067460+00	2.153146000+03	0.0	6.630168710+00	0.0
450.000	5.111093100+03	-8.286494220+00	2.098584060+03	0.0	-4.708543160+02	0.0
460.000	5.118918090+03	-7.694633990+00	1.926222930+03	0.0	1.197353070+11	0.0
461.970	5.120755410+03	-7.576754920+00	1.892394520+03	0.0	-6.032512590+14	0.0
461.970	-3.192324950+02	-7.576200570+00	1.892212400+03	0.0	0.0	0.0
462.970	-3.209658460+02	-7.580531860+00	1.891156470+03	0.0	0.0	0.0
462.970	-3.210007890+02	-7.580620180+00	1.891134920+03	0.0	0.0	0.0
470.000	-3.331824300+02	-7.611318480+00	1.883853600+03	0.0	0.0	0.0
480.000	-3.503773440+02	-7.654362930+00	1.872803340+03	0.0	0.0	0.0
490.000	-3.673474030+02	-7.6965111780+00	1.862017780+03	0.0	0.0	0.0
500.000	-3.840975330+02	-7.737787370+00	1.851230120+03	0.0	0.0	0.0
511.513	-4.031355480+02	-7.784302730+00	1.838796920+03	0.0	0.0	0.0
511.513	-4.031566630+02	-7.784354610+00	1.838782900+03	0.0	0.0	0.0
525.000	-1.987084640+02	-7.838105260+00	1.862551860+03	0.0	0.0	0.0
530.000	1.794571770+02	-7.934073610+00	1.847718640+03	0.0	0.0	0.0
575.000	5.450966370+02	-8.025306040+00	1.757938740+03	0.0	0.0	0.0
600.000	8.808876600+02	-8.112086630+00	1.598777600+03	0.0	0.0	0.0
600.513	8.876977330+02	-8.113864010+00	1.594531400+03	0.0	1.134313570+01	0.0
600.513	8.878923570+02	-8.113907730+00	1.594536030+03	0.0	0.0	0.0

図8.14 RMAP 出力例(17)

F/D DATE=77-07-01
SHEET 6= 3
THROPAGE= 18

DEMONSTRATION BY N ROCKET(E75-1)

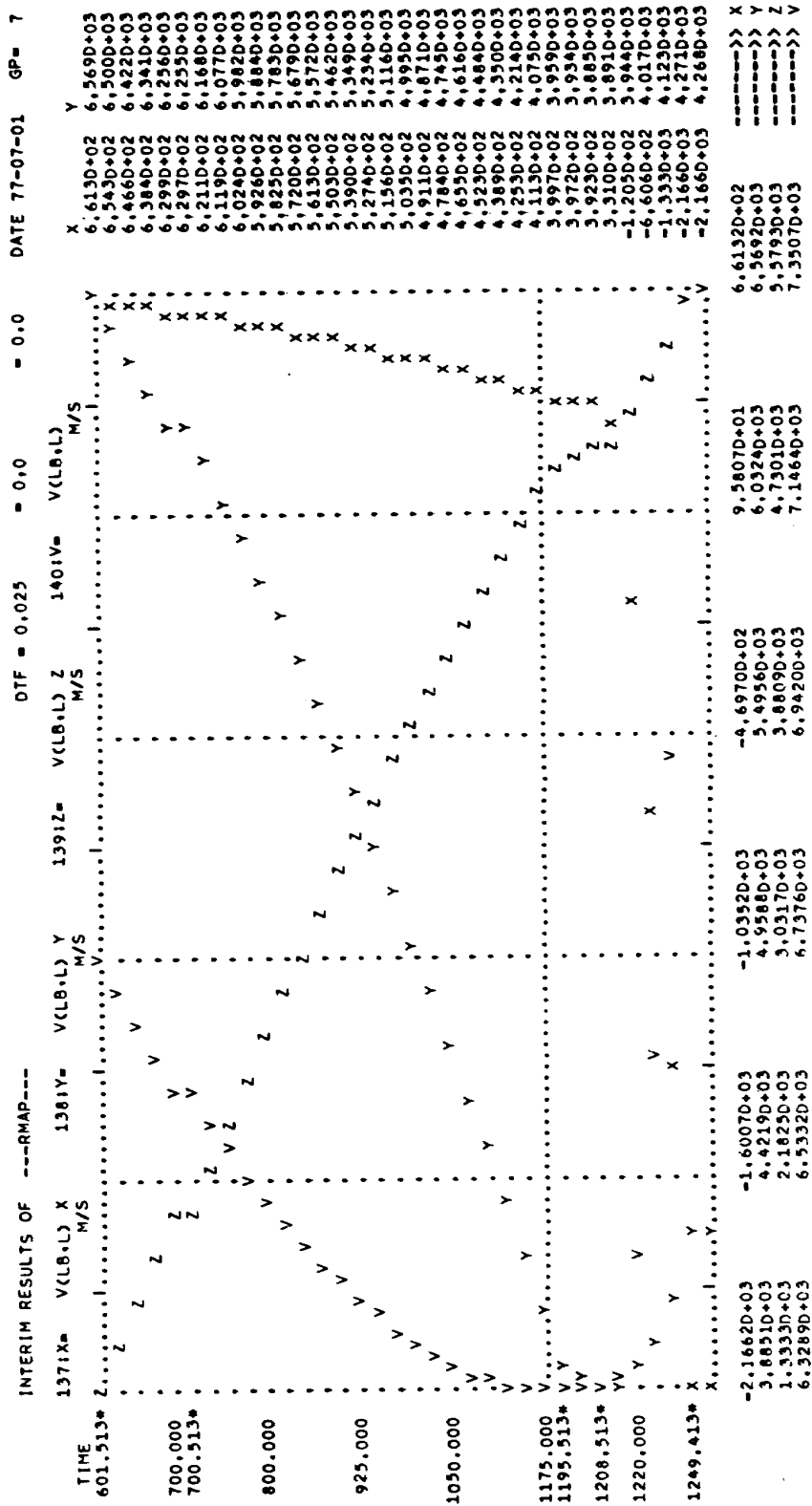
*** SIMULATION RESULTS BY RMAP ***

TIME (SEC)	FORCE(R) X 213 KG	FORCE(R) Y 214 KG	FORCE(R) Z 215 KG	RM PB X 193 KG-M	RM PB Y 194 KG-M	RM PB Z 195 KG-M
601.513	8.94736679D+02	-8.11722109D+00	1.59003965D+03	0.0	1.13431357D+01	0.0
601.513	8.94714663D+02	-8.11726429D+00	1.59004328D+03	0.0	1.13431357D+01	0.0
625.000	7.97829330D+02	-2.7635034D+02	1.60219582D+03	0.0	0.0	-5.67156786D+00
650.000	6.24708050D+02	-5.01899440D+02	1.60893175D+03	0.0	0.0	0.0
675.000	3.92184595D+02	-6.46398912D+02	1.61575512D+03	0.0	0.0	0.0
700.000	1.47032746D+02	-7.00672351D+02	1.62153142D+03	0.0	1.13431357D+01	0.0
700.513	1.40417926D+02	-7.00980624D+02	1.62153306D+03	0.0	0.0	-5.67156786D+00
700.513	1.40241162D+02	-7.00987460D+02	1.62153869D+03	0.0	0.0	-5.67156786D+00
725.000	1.30812843D+02	-6.61101761D+02	1.62682744D+03	0.0	-1.13431357D+01	0.0
750.000	1.24816325D+02	-6.20901253D+02	1.63145626D+03	0.0	1.13431357D+01	0.0
775.000	1.14594200D+02	-5.81323734D+02	1.63591255D+03	0.0	-1.13431357D+01	5.67156786D+00
800.000	1.07378744D+02	-5.42405044D+02	1.63966957D+03	0.0	0.0	0.0
825.000	9.76008184D+01	-5.03979347D+02	1.64318282D+03	0.0	0.0	-5.67156786D+00
850.000	9.02345203D+01	-4.65921574D+02	1.64619148D+03	0.0	0.0	0.0
875.000	8.23010485D+01	-4.28236594D+02	1.64888370D+03	0.0	0.0	0.0
900.000	7.43345790D+01	-3.90995335D+02	1.65121920D+03	0.0	0.0	5.67156786D+00
925.000	6.66520981D+01	-3.54215948D+02	1.65319741D+03	0.0	0.0	0.0
950.000	5.76722086D+01	-3.17767119D+02	1.65491674D+03	0.0	0.0	0.0
975.000	5.12971592D+01	-2.81570191D+02	1.65626263D+03	0.0	0.0	-5.67156786D+00
1000.000	4.20819418D+01	-2.45622811D+02	1.65741744D+03	0.0	-1.13431357D+01	0.0
1025.000	3.65961158D+01	-2.09943809D+02	1.65820482D+03	0.0	1.13431357D+01	5.67156786D+00
1050.000	2.67335194D+01	-1.74520879D+02	1.65882155D+03	0.0	-1.13431357D+01	0.0
1075.000	2.09748903D+01	-1.39282362D+02	1.65911811D+03	0.0	-1.13431357D+01	-5.67156786D+00
1100.000	1.19595184D+01	-1.04183563D+02	1.65921419D+03	0.0	0.0	-5.67156786D+00
1125.000	5.63191311D+00	-6.92086212D+01	1.65905080D+03	0.0	0.0	0.0
1150.000	-2.45611774D+00	-3.43424475D+01	1.65866152D+03	0.0	0.0	0.0
1175.000	-9.72863440D+00	4.52347899D+01	1.65804097D+03	0.0	0.0	5.67156786D+00
1195.513	-1.68710070D+01	2.89801703D+01	1.65735020D+03	0.0	-1.13431357D+01	0.0
1195.513	-7.02370929D+00	1.20847927D+01	6.90696413D+02	0.0	0.0	0.0
1200.000	-7.37847916D+00	1.46686646D+01	6.90625908D+02	0.0	0.0	0.0
1208.513	-8.63827326D+00	1.96048990D+01	6.90482768D+02	0.0	0.0	0.0
1208.513	3.94252353D+03	1.96106728D+01	6.90420811D+02	0.0	0.0	0.0
1210.000	3.94235048D+03	2.00094402D+01	6.75287070D+02	0.0	0.0	0.0
1220.000	3.94239139D+03	2.17608685D+01	5.72244599D+02	0.0	0.0	0.0
1230.000	3.94257940D+03	2.17864375D+01	4.69231241D+02	0.0	0.0	0.0
1240.000	3.943051120D+03	2.00859650D+01	3.66256129D+02	0.0	0.0	0.0
1249.413	3.94392966D+03	1.69089559D+01	2.69312407D+02	0.0	0.0	0.0
1249.413	-7.03291743D+00	1.69036996D+01	2.69245412D+02	0.0	0.0	0.0
1250.000	-7.11435690D+00	1.70325810D+01	2.69255458D+02	0.0	0.0	0.0

図 8.14 RMAP 出力例 (8)

[illegible]

図8.15 グラフ出力例(1)



INTERIM RESULTS OF ---RMAP---

DTF = 0.025 = 0.0 = 0.0 GP= 2

DATE 77-07-01

TIME	261P-THETA(E TO B) DEG	271Y= PSI(E TO B) DEG	281R= PHI(E TO B) DEG	P	Y
0.0					
7.330*	R				
30.000					
38.190*					
40.000*					
40.530*					
60.000*					
60.330*					
80.000*					
85.000*					
85.330*					
130.000					
180.000					
208.000*					
218.513*					
219.513*					
224.513*					
2.8503D+01					
-8.9463D+00					
-9.2982D+01					
4.0769D+01					
9.9568D+00					
-7.4423D+01					
5.3035D+01					
2.8860D+01					
-5.5885D+01					
6.5300D+01					
4.7763D+01					
-3.7547D+01					
7.7566D+01					
6.6666D+01					
-1.8808D+01					
8.9832D+01					
8.5569D+01					
-2.7000D+01					
8.983D+01					
-8.946D+00					
8.88D+01					
8.481D+01					
8.071D+01					
7.734D+01					
7.660D+01					
7.653D+01					
7.176D+01					
6.677D+01					
6.669D+01					
6.045D+01					
5.392D+01					
5.066D+01					
5.056D+01					
4.980D+01					
4.793D+01					
4.604D+01					
4.416D+01					
4.230D+01					
4.045D+01					
3.863D+01					
3.682D+01					
3.503D+01					
3.327D+01					
3.154D+01					
2.984D+01					
2.850D+01					
2.856D+01					
2.883D+01					
2.889D+01					
2.891D+01					
2.907D+01					
8.9832D+01					
8.5569D+01					
-2.7000D+01					

図 8.15 グラフ出力例(4)

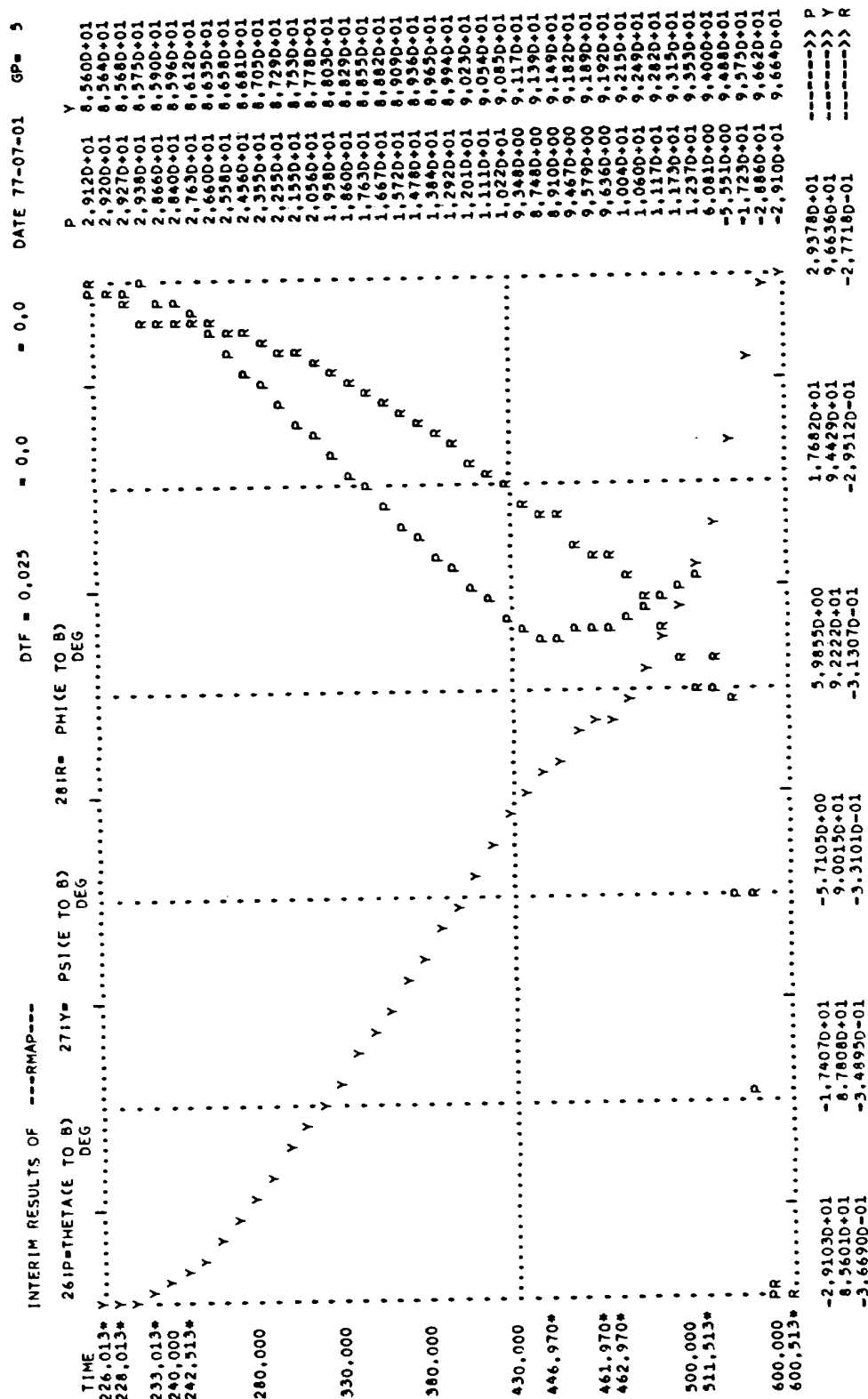


図8.15 グラフ出力例(5)

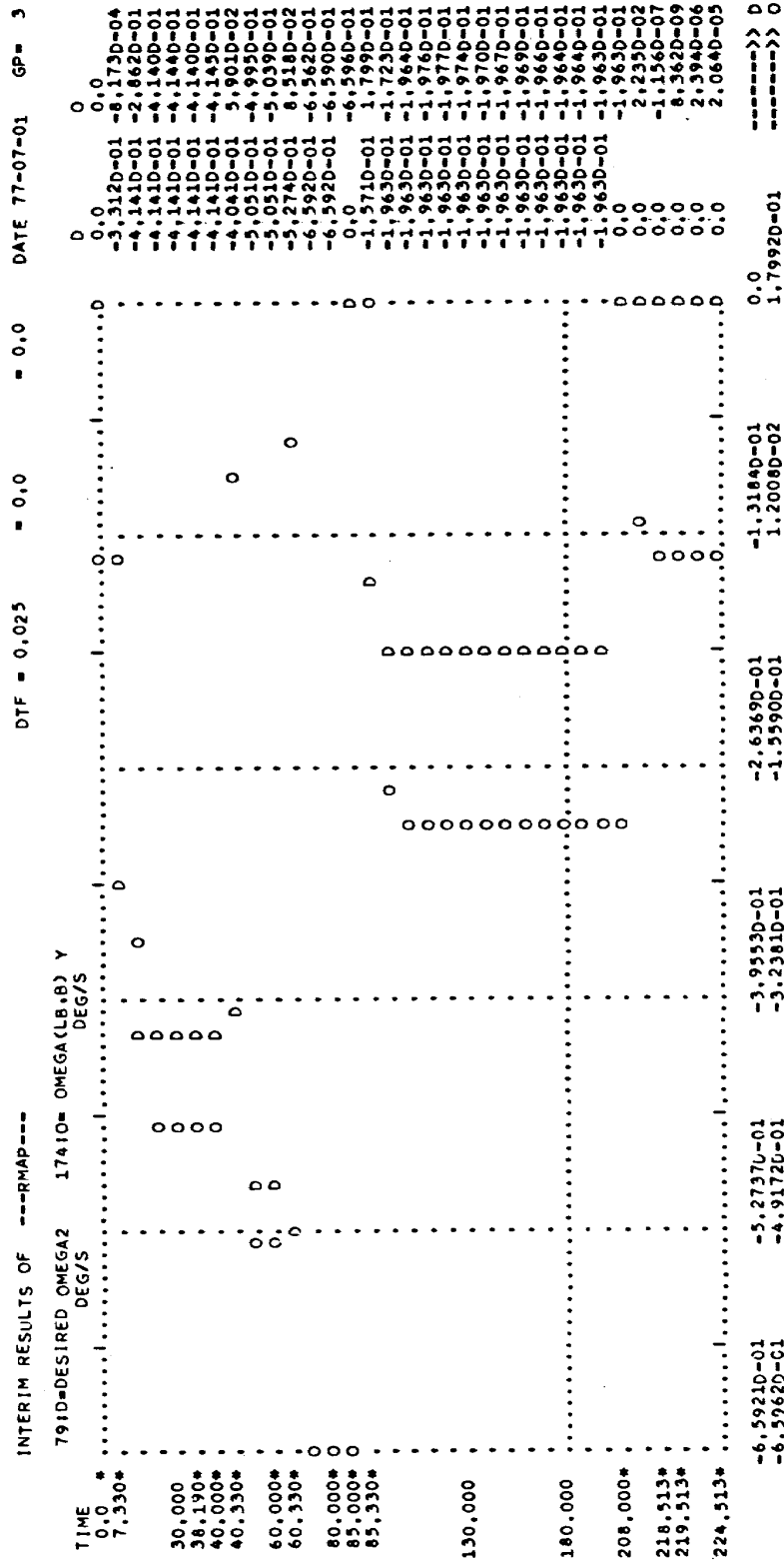
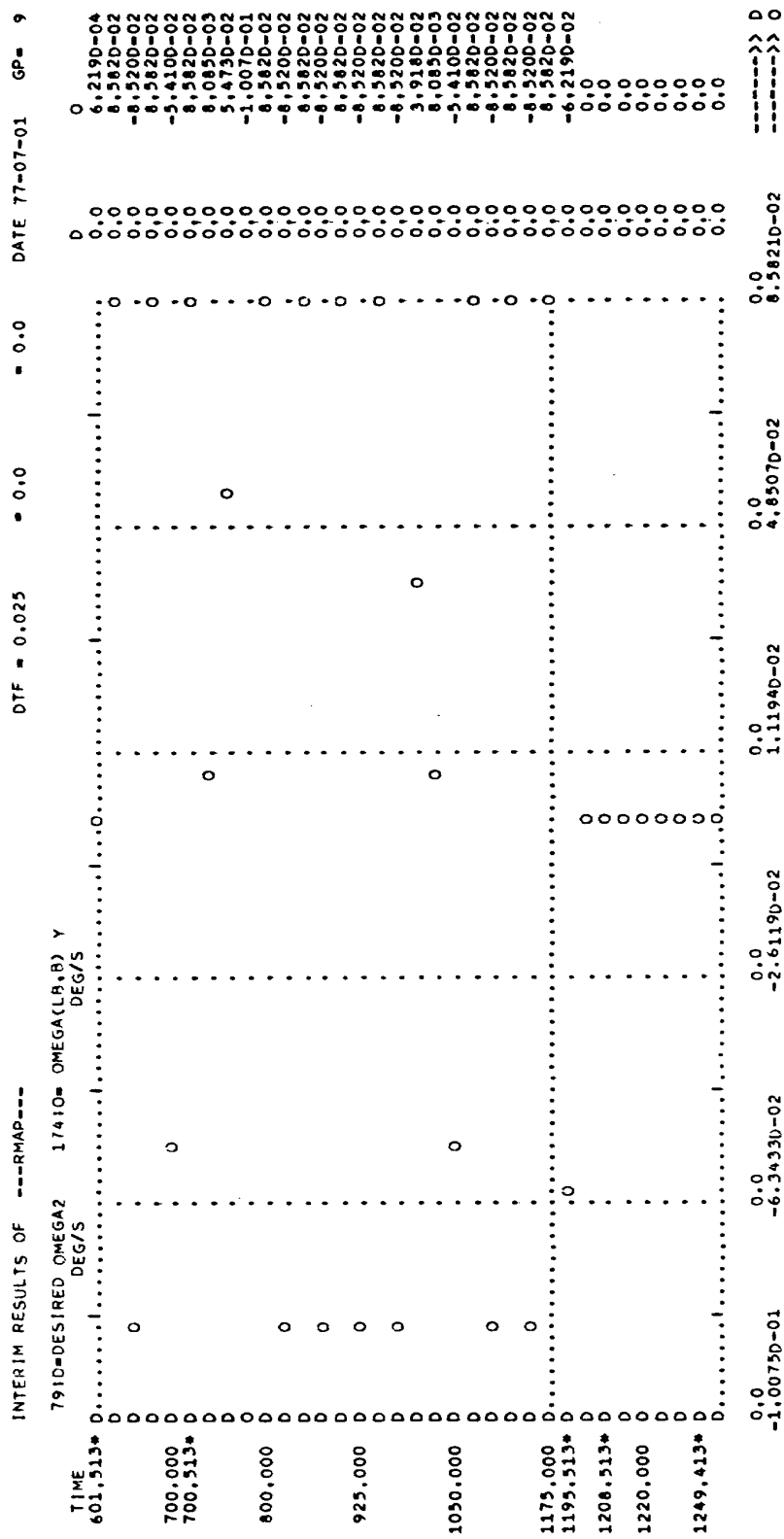


図 8.15 グラフ出力例 (7)



☒ 8.15 グラフ出力例(9)

表 8.13 RMAP シミュレーション結果

時刻 〔SEC〕	PROGRAM	高度 〔km〕	速度 〔m/s〕	経路上下角 〔deg〕	経路方位角 〔deg〕	姿勢上下角 〔deg〕	姿勢方位角 〔deg〕	地心緯度 〔deg〕	地心経度 〔deg〕
38.19 (SOB B.O)	MATS RMAP-1 -2	5.2560 5.2677 5.2678	568.5991 568.6119 568.5781	34.1901 34.2082 34.2115	89.0087 89.0097 89.0101	77.3469 77.3437 77.3549	83.2785 83.2793 83.2780	30.2326 30.2327 30.2327	130.9776 130.9775 130.9775
80.0 (SOB drop)	MATS RMAP-1 -2	19.4710 19.4908 19.4914	781.0836 781.0247 780.9872	29.1801 29.2008 29.2026	87.5135 87.5148 87.5149	53.9026 53.9192 53.9175	83.9374 83.9371 83.9372	30.2389 30.2389 30.2389	131.0431 131.0430 131.0430
218.513 (MECO)	MATS RMAP-1 -2	133.8325 133.9000 133.8462	4451.9894 4451.5091 4451.7990	22.4403 22.4483 22.4398	85.9968 85.9965 85.9967	28.8528 28.8522 28.8527	85.4436 85.4432 85.4435	30.4026 30.4025 30.4026	133.1598 133.1591 133.1596
228.013 (SEIG)	MATS RMAP-1 -2	149.7262 149.7971 149.7386	4430.7504 4430.2594 4430.5607	21.7369 21.7448 21.7363	86.1986 86.1982 86.1985	29.1970 29.1964 29.1970	85.6433 85.6428 85.6432	30.4260 30.4260 30.4260	133.5183 133.5175 133.5181
461.970 (SECO)	MATS RMAP-1 -2	484.1272 484.2883 484.1336	6948.2640 6947.5614 6948.0406	11.4383 11.4416 11.4384	92.1287 92.1273 92.1283	9.5814 9.5790 9.5807	91.8867 91.8852 91.8863	30.5789 30.5790 30.5790	144.5439 144.5411 144.5432
601.513 (Yaw start)	MATS RMAP-1 -2	659.2266 659.4409 659.2538	6736.5136 6735.7037 6736.2271	9.6800 9.6817 9.6795	96.6530 96.6508 96.6524	-29.0497 -29.3584 -29.3559	96.6690 96.6693 96.6708	29.9852 29.9857 29.9854	152.8961 152.8920 152.8950
700.513 (Yaw stop)	MATS RMAP-1 -2	762.2747 762.4886 762.2880	6613.6704 6612.8613 6613.4037	8.2878 8.2886 8.2870	99.6319 99.6297 99.6315	-4.4928 -4.4756 -4.4750	178.4589 178.5061 178.5076	29.2371 29.2383 29.2377	158.4915 158.4865 158.4901
1208.513 (TEIG)	MATS RMAP-1 -2	1003.9028 1003.9597 1003.8014	6329.4751 6328.8686 6329.3701	0.005309 0.000238 0.002570	111.7246 111.7220 111.7243	0.7279 0.7645 0.7658	189.6831 189.6510 189.6534	22.1904 22.1937 22.1914	183.6860 183.6781 183.6841
1249.413 (TECO)	MATS RMAP-1 -2	1003.1134 1003.1775 1003.0314	7350.1963 7350.7248 7351.1793	0.003742 0.012715 0.015410	133.0342 133.0276 133.0285	1.5017 1.5392 1.5405	190.4358 190.4051 190.4075	21.0850 21.0885 21.0861	185.4525 185.4446 185.4507

よう体の運動には問題ないと言える。

また、SECO時以降の飛しょう体の姿勢角の精度がやや悪いのは、ガスジェット装置のモデルに問題があると思われるので、制御系とあわせて今後改良する予定である。

9. む す び

8章におけるシミュレーションによって、一応満足のできる結果を得た。特にRMAPは慣性誘導システムの実時間シミュレーションにおいて、飛しょう体の運動をシミュレートするために用いられるのであるが、それにも充分対処し得ることが確認された。

しかしながら、RMAP単体として考えると、まだいくつかの検討事項が残っているので、ここに列举しておく。

- (1) ロール・プログラムまたは外乱によるロール制御の動作確認。
- (2) 各エンジン制御系およびガスジェット装置制御系の実機モデルの組込みによるシミュレーション。
- (3) 局地的な風のデータを考慮したシミュレーション。
- (4) 人工衛星軌道要素発生プログラムの組込み。

RMAPは、その名が示すようにいろいろなミッション解析に使用できるように設計してあるので、将来は惑星間飛行プログラム、さらには回収用プログラム等と結合して、打上げから回収までのシミュレーションを行ないたいと考えている。

最後に、本プログラムを作成するにあたって、SEとして多大なる努力を払われた大興ファコム・データ・セ

ンター谷宗行氏、海老沢正広氏に深く感謝する次第である。また、プログラムの論理構成の検討に際しては、河崎俊夫宇宙研究グループ総合研究官（現航空宇宙技術研究所々長）、毛利浩計算センター長（現大分工業大学教授）には、数々の御意見および御教示をいただいた。さらにRMAPの検証にあたり、種々のデータを提供していただいた宇宙開発事業団・誘導設計グループおよびロケット設計グループの方々に厚くお礼を述べる。

参 考 文 献

1. 毛利浩；ロケットの三次元の運動の方程式およびHITAC 5020による軌道計算のためのプログラム，航技研TM-137，1968年5月
2. 奥石肇・中正夫・森英彦，その他；誘導制御を含んだロケットの運動のハイブリッドシミュレーション，航技研TR-189，1970年1月
3. 森英彦・奥石肇；液体燃料ロケットを用いた衛星打上げ用飛しょう体の初段に関する制御系構成，航技研TR-264，1972年1月
4. 秋葉鍬二郎・松尾弘毅・佐伯信吾；L-3H-1, 2, 3およびL-4S-1, 2の性能計算——三次元6自由度のロケット軌道計算——，東大宇宙研報告，Vol 13, No.1 (1967)
5. A. L. Greensite；Analysis and Design of Space Vehicle Flight Control Systems, Vol 2, NASA CR-824
6. 速藤宏二，他；ロケット工学，日刊工業新聞社
7. 日本航空宇宙学会編；航空宇宙工学便覧，丸善

航空宇宙技術研究所資料 341 号

昭和 52 年 12 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 共 進
東京都杉並区久我山 1-4-7(羽田ビル)
