

UDC 533.6.013

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-137

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

毛 利 浩

1968 年 5 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-92	リフトジェットエンジン試験設備(Ⅰ) —台上運転設備—	1966年10月	大山耕一, 吉田晃 中山晋, 菅原昇 五味光男
TM-94	J-3 ジェットエンジン用ターピン動翼の固有振動特性	1966年11月	武内澄夫, 宮地敏雄 星谷昌二
TM-95	超軽量軸流圧縮機動翼の固有振動特性	1966年11月	武内澄夫, 宮地敏雄 星谷昌二
TM-96	2024-T4および7075-T6有孔平板の曲げ疲労試験と2024-T4平滑丸棒の軸荷重疲労試験	1966年11月	佐野政明, 萩岡一洋
TM-97	高マッハ数風胴について(Ⅱ)	1967年1月	吉永崇, 井上建二 広田正行, 楠篤志
TM-98	40kWプラズマ発生装置の諸特性	1967年1月	野村茂昭, 相原康彦
TM-99	搭載機器用環境試験装置の特性	1967年2月	大月正男, 鈴木孝雄 田畠淨治, 円居繁治
TM-100	二連型リフトエンジンの吸込み抵抗	1967年3月	近藤博, 大城章一郎
TM-101	低圧環境下における固体ロケットモータの性能	1967年3月	望月昌, 斎藤信 五代富文, 伊藤克弥 湯沢克宜
TM-102	弾性支持片持板の振動	1967年3月	塙武敏, 築地恒夫 越出慎一, 林洋一
TM-103	結合梁の振動について	1967年3月	築地恒夫, 林洋一
TM-104	平板翼模型の固有振動モードの測定	1967年4月	中井暁一, 森田甫之
TM-105	非定常境界層方程式を含む放物型微積分方程式の数値解法	1967年4月	関口清子
TM-106	動安定微係数測定用風胴天秤について	1967年5月	高島一明, 榊原盛三 原直利, 北出大三 金成正好
TM-107	プロペラ後流偏向型 STOL 機の風胴試験(Ⅱ)	1967年6月	犬丸矩夫, 岡部祐二郎 北村清美, 川幡長勝 高橋伸, 木村友昭
TM-108	インダクタンス型小型圧力変換器の製作とその応用	1967年7月	長洲秀夫, 柳沢三憲
TM-109	ロケットの飛翔weg路計算のためのプログラム	1967年7月	戸川隼人, 石黒登美子
TM-110	二次元スラットおよびスロッテッドフラップの実験的研究(Ⅰ)	1967年8月	犬丸矩夫, 北村清美 川幡長勝
TM-111	リフトジェット VTOL 機の離陸weg路に関する近似解	1967年8月	西村博史
TM-112	極超音速風胴用ペブル加熱器の特性	1967年8月	橋爪宏, 橋本登
TM-113	リフトジェットエンジン試験設備(Ⅱ)	1967年9月	森田光男, 岩部柱相 関根静雄, 武田克己
TM-114	五段遷音速軸流圧縮機の空力設計	1967年9月	藤井昭一, 松木正勝 五味光男
TM-115	燃料蒸発管に関する研究(Ⅰ)	1967年9月	大塚貞吉, 鈴木邦男 田丸卓, 乙幡安雄
TM-116	高負荷燃焼器の空気孔からの流れについて(Ⅰ)	1967年9月	鈴木邦男, 相波哲朗
TM-117	ロケット用テレメータ機上装置の集積回路化	1967年9月	新田慶治, 松崎良継
TM-118	操縦桿レート信号によるアイアンバード制御の安定効果とパイロットのモデルについて	1967年9月	村上力, 真柳光美
TM-119	ベーン型気流方向検出器の特性	1967年11月	田畠淨治, 松島弘一 成田健一, 瑞木憲男

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*

毛 利 浩**

A Three-Dimensional Trajectory Simulation of a Launched Vehicle
and FORTRAN Programs for the HITAC 5020 Computer

By Hiroshi MOORI

Equations are presented for a three-dimensional trajectory simulation of a launched vehicle assuming a spherical earth. These equations were programmed in FORTRAN for HITAC 5020 computer at N.A.L..

The program "FPR" will be used in computing the flight path of an arbitrary unguided rocket vehicle. In this program the vehicle can be treated either as a particle or as a rigid body with or without wind effect, and the number of degreee of freedom is given by the input data. "TSP" and "TS 3 D" are the programs for estimating the trajectory of a satelltie with guidance and control. The former is applied for particle motion, and the latter for rigid-body motion.

まえがき

これまでロケットの運動には、在来の飛行機に関する運動の方程式^{1),2)} がそのまま用いられてきた。飛行機の場合には、対気運動が主な問題になるので、運動の方程式は風軸に関する速度成分について導かれている。しかし、ロケットの場合には地面もしくは地球そのものに対する運動が主になるので、地面（または空間）に対する速度とその方向（上下角と方位角）を直接変数にして取り扱った方が都合がよい。これによってこれまで省略されてきた地球の丸みも考慮に入れることができ、さらに対地速度から空間速度への切り替えも円滑に行なうことができる。したがってこの方程式を利用することにより、観測ロケットのように近距離に落下するものから、人工衛星として地球のまわりを廻るようなものまで同じ方法で軌道計算を行なうことができる。

とくに、大気圏を通り抜けた後では、地球の引力以外に力が働くかないものとみなすと、Keplerの法則が適用でき、そのあとの軌道は簡単に求められる。しかし

教科書³⁾の公式のままではすぐ計算に使えないで、上の運動の方程式の解と関連させて公式を整理した。

実際にこれらの関係式を使って、HITAC 5020 用に作成されたプログラムについて、3章で概要と使用法について説明し、巻末にその全文を掲げる。なお、このプログラムは誘導制御のない一般のロケット用と誘導制御のある人工衛星用とに分れているが、いずれも質点運動と仮定した簡単な軌道計算から風の影響まで考慮に入れた三次元の剛体運動としての取り扱いまで任意に使い分けることができる。

1. 6 自由度の運動の方程式

1.1 座標軸系

座標軸系にはすべて右手系の直交座標軸系をとり、角およびモーメントは軸の正の方向をみて時計まわりを正とする。

まず、固定座標軸系として、つぎの二つが考えられる。

(1) 基準軸系 $O-x_0y_0z_0$

基準になる座標軸系として、射点におけるロケットの重心位置 O を原点とする地球に固定された座標軸系 $O-x_0y_0z_0$ をとる。発射方向に向って、 x_0 軸を水平前

* 昭和43年2月20日受付

** 空気力学第一部

方, z_0 軸を鉛直下方にとると, y_0 軸は右向きの水平な線で与えられる。

(2) 測地軸系 O-xyz

ロケットの飛しょう経路は地球の表面を基準にして測られるが, 地球の表面は丸いので, ロケットの位置を表わす座標軸系もそれに合せる必要がある。しかしロケットの運動方向が x_0z_0 面からあまりそれないとすると, y_0 軸方向の丸みの影響はほとんどあらわれな

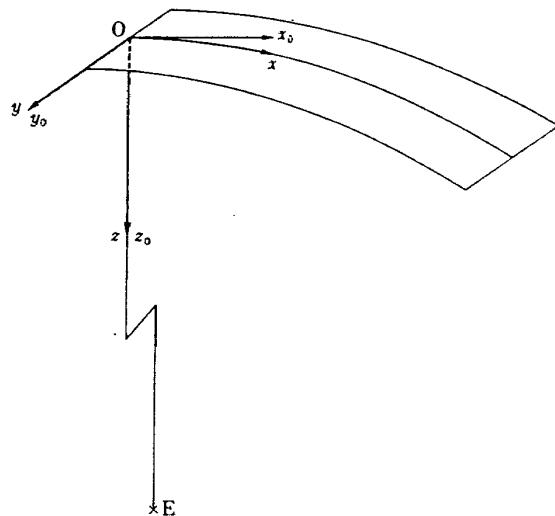


図 1 固定座標系

いので, 地球の表面を円筒でおきかえて考えることができる。すなわち, 固定座標軸系の y_0 軸および z_0 軸をそのまま y 軸および z 軸とし, x_0 軸の代りに x_0z_0 面と地球との交線(大円)を x 軸とする直交曲線座標軸系 O-xyz を考えればよい(図 1 参照)。なおこの場合, z の符号を変えたものが高度 h になる。

つぎに, 原点がロケットとともに移動する運動座標軸系として, つぎの三つが考えられる。これらはいずれもロケットの重心 G を原点とする。

(1) 地面軸系 G-x_{EVEZE}

これは地球の表面を基準とした座標軸系で, 添字 E をつけてあらわす。 x_E 軸は x_0z_0 面に平行に水平前方に, y_E 軸は y_0 軸に平行に右向きに, また z_E 軸は地球の中心に向う線であらわされる。

(2) 機体軸系 G-x_{BYBZB}

機体に固定された座標軸系で, 添字 B をつけてあらわす。 x_B 軸にはロケットの機軸そのものをとり, 頭の方向を正とする。 y_B 軸は通常ロケットの発射直前のランチャ上での y_0 軸の方向がそのままとられ, z_B 軸はこの二つの軸に直角な方向としておのずから決定される。

(3) 速度軸系* G-x_{VYVZV}

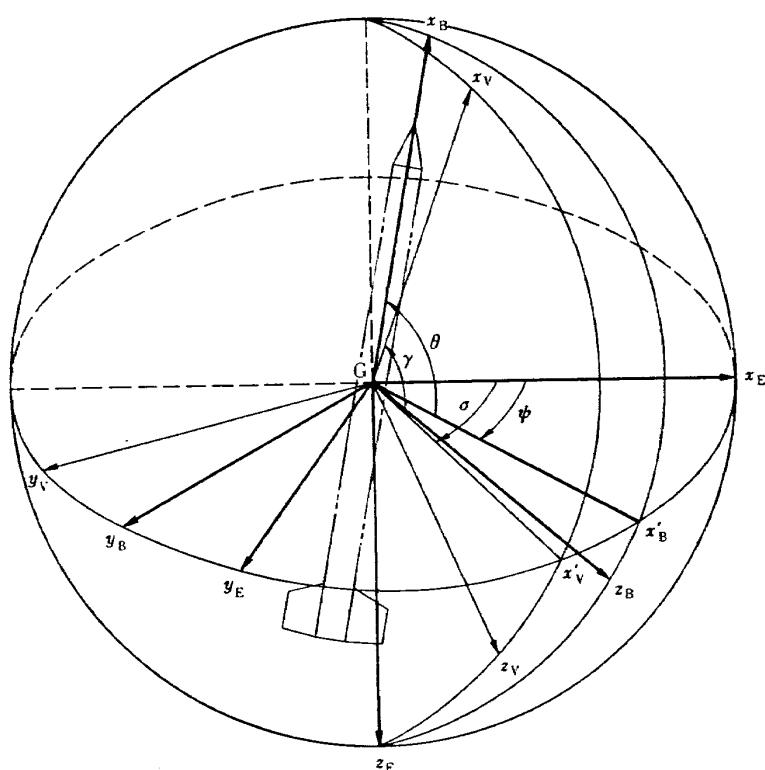


図 2 座標軸系間の相対関係

* 無風時には風軸と一致するが, 一般に風軸とは別である。

ロケットの進行方向をあらわす座標軸系で、添字 v をつけてあらわす。ロケットの速度ベクトルの方向を x_v 軸とし、これに垂直な右向きの水平線を y_v 軸、この二つに直角な方向を z_v 軸とする。

1.2 座標軸系間の関係

1.2.1 座標変換

機軸の $xEyE$ 面への投影が x_E 軸となす角（偏擺角）を ψ 、機軸が $xEyE$ 面となす角（上下角）を θ 、ロケット自身の機軸まわりの回転角を ϕ とする。これより、地面軸系を z_E 軸まわりに ϕ まわし、ついで y_E 軸まわりに θ まわし、最後に x_E 軸まわりに ψ まわると機体軸系に重なることになる。

(x_B, y_B, z_B) 座標から (x_E, y_E, z_E) 座標への変換は行列で書くと

$$\begin{bmatrix} x_E \\ y_E \\ z_E \end{bmatrix} = [L_B] \begin{bmatrix} x_B \\ y_B \\ z_B \end{bmatrix} \quad (1.1)$$

ここに

$[L_B]$

$$= \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & -\cos \phi \sin \psi & \sin \phi \sin \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \cos \phi \cos \psi & -\sin \phi \cos \psi \\ -\sin \theta & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (1.2)$$

である。逆に (x_E, y_E, z_E) 座標から (x_B, y_B, z_B) 座標への変換は

$$\begin{bmatrix} x_B \\ y_B \\ z_B \end{bmatrix} = [tL_B] \begin{bmatrix} x_E \\ y_E \\ z_E \end{bmatrix} \quad (1.3)$$

となる。ここに $[tL_B]$ は $[L_B]$ の転置行列である。

つぎに、速度ベクトルの $xEyE$ 面への投影が x_E 軸となす角（飛しょうの方位角）を σ 、速度ベクトルが $xEyE$ 面となす角（上昇角）を γ とすると、地面軸系を z_E 軸まわりに σ まわし、ついで y_E 軸まわりに γ まわると速度軸系に重なることになる。

(x_v, y_v, z_v) 座標から (x_E, y_E, z_E) 座標への変換は

$$\begin{bmatrix} x_E \\ y_E \\ z_E \end{bmatrix} = [L_v] \begin{bmatrix} x_v \\ y_v \\ z_v \end{bmatrix} \quad (1.4)$$

ここに

$$[L_v] = \begin{bmatrix} \cos \gamma \cos \sigma & -\sin \sigma & \sin \gamma \cos \sigma \\ \cos \gamma \sin \sigma & \cos \sigma & \sin \gamma \sin \sigma \\ -\sin \gamma & 0 & \cos \gamma \end{bmatrix} \quad (1.5)$$

である。逆に (x_E, y_E, z_E) 座標から (x_v, y_v, z_v)

座標への変換は

$$\begin{bmatrix} x_v \\ y_v \\ z_v \end{bmatrix} = [tL_v] \begin{bmatrix} x_E \\ y_E \\ z_E \end{bmatrix} \quad (1.6)$$

である。ここに $[tL_v]$ は $[L_v]$ の転置行列である。

(x_B, y_B, z_B) 座標から (x_v, y_v, z_v) 座標への変換またはその逆はこれらの関係式を組み合わせることにより得られる。

1.2.2 座標軸系の回転角速度

まず、地面軸系と機体軸系との相対運動について考える。この二つの座標軸系は ψ , θ および ϕ の三つの角で結ばれている。 ψ , θ および ϕ を時間 t で微分したものを $\dot{\psi}$, $\dot{\theta}$ および $\dot{\phi}$ とあらわす。 ψ , θ および ϕ は地面軸系を基準にして決められている。したがって ψ , θ および ϕ の変化に伴って機体軸系は地面軸系に対して回転運動をすることになる。この運動の x_B , y_B および z_B の各軸まわりの角速度を p_B' , q_B' および r_B' とする。 p_B' は $\dot{\psi}$, $\dot{\theta}$ および $\dot{\phi}$ の x_B 軸まわりの成分の和であるから

$$p_B' = \dot{\psi} - \dot{\phi} \sin \theta \quad (1.7a)$$

と与えられる。同様に q_B' および r_B' は y_B 軸まわりおよび z_B 軸まわりの成分をとることにより

$$q_B' = \dot{\theta} \cos \phi + \dot{\phi} \sin \phi \cos \theta \quad (1.7b)$$

$$r_B' = -\dot{\theta} \sin \phi + \dot{\phi} \cos \phi \cos \theta \quad (1.7c)$$

となる。

同様に速度軸系の地面軸系に対する x_v , y_v および z_v の各軸のまわりの相対回転角速度を p_v' , q_v' および r_v' とすると $\dot{\sigma}$ および $\dot{\gamma}$ のそれぞれの軸のまわりの成分を考えることにより

$$\left. \begin{array}{l} p_v' = -\dot{\sigma} \sin \gamma \\ q_v' = \dot{\gamma} \\ r_v' = \dot{\sigma} \cos \gamma \end{array} \right\} \quad (1.8)$$

を得る。

一方、地面軸系は G が地球の移動するにつれて地球に固定された基準座標軸系に対して y_E 軸まわりに

$$q_E = -\frac{1}{R} \frac{dx}{dt} \quad (1.9)$$

という角速度で回転している。ただし、ここに R は地球の半径、 x は重心 G の $O-xyz$ 軸系での座標である。

q_E を機体軸系の各軸まわりの成分に分けて(1.7a)～(1.7c)式に加えることにより、機体軸系の基準座標軸系に対する x_B , y_B および z_B の各軸まわりの回転角速度 p_B , q_B および r_B はつきのように与えられる。

$$\left. \begin{aligned} p_B &= p_{B'} - \cos \theta \sin \phi \frac{1}{R} \frac{dx}{dt} \\ q_B &= q_{B'} - (\cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \theta \sin \psi) \frac{1}{R} \frac{dx}{dt} \\ r_B &= r_{B'} - (-\sin \phi \cos \psi + \cos \phi \sin \theta \sin \psi) \frac{1}{R} \frac{dx}{dt} \end{aligned} \right\} \quad (1.10)$$

同様に速度軸系の基準座標軸系に対する x_V, y_V および z_V の各軸まわりの回転速度 p_V, q_V および r_V は

$$\left. \begin{aligned} p_V &= -\dot{\sigma} \sin \gamma - \cos \gamma \sin \sigma \frac{1}{R} \frac{dx}{dt} \\ q_V &= \dot{\tau} - \cos \sigma \frac{1}{R} \frac{dx}{dt} \\ r_V &= \dot{\sigma} \cos \gamma - \sin \sin \sigma \frac{1}{R} \frac{dx}{dt} \end{aligned} \right\} \quad (1.11)$$

となる。なお、ロケットの高度を h とすると

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \gamma \cos \sigma \frac{R}{R+h} \quad (1.12)$$

である*。

1.3 運動の方程式

1.3.1 並進運動の方程式

ロケットの x_V, y_V, z_V 軸方向の速度成分を u, v, w とし、そのときロケットに働く力の合力のこの 3 軸方向の成分を X, Y, Z とすると、各軸方向の運動の方程式は

$$\left. \begin{aligned} m \left(\frac{du}{dt} + q_V w - r_V v \right) &= X \\ m \left(\frac{dv}{dt} + r_V u - p_V w \right) &= Y \\ m \left(\frac{dw}{dt} + p_V v - q_V u \right) &= Z \end{aligned} \right\} \quad (1.13)$$

である。ただし m はロケットの質量である。

いま、ロケットの飛しょう速度を V とすると、定義により

$$\left. \begin{aligned} x &= V \\ v &= 0 \\ w &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (1.14)$$

である。(1.13) 式に (1.11), (1.12) および (1.14) 式を代入すると

* V として地球の自転速度を加えた空間速度を用いれば、(1.10) および (1.11) 式はそのまま慣性空間に対する角速度となる。

$$\left. \begin{aligned} m \frac{dV}{dt} &= X \\ m \left(\cos \gamma \frac{d\sigma}{dt} - \frac{V \sin \gamma \cos \gamma \sin \sigma \cos \sigma}{R+h} \right) V &= Y \\ m \left(-\frac{d\gamma}{dt} + \frac{V \cos \gamma \cos^2 \sigma}{R+h} \right) V &= Z \end{aligned} \right\} \quad (1.15)$$

を得る。

1.3.2 回転運動の方程式

ロケットに働く力としては、重力、推力、空気力などが考えられるが、重力以外の力の方向はすべてロケットの姿勢に関係がある。そこでその姿勢を求めるために、機体軸まわりの回転運動について考える。いま、 x_B, y_B および z_B 軸まわりの角運動量をそれぞれ H_x, H_y および H_z 、また各軸まわりの外力のモーメントをそれぞれ L, M および N とすると

$$\left. \begin{aligned} \frac{dH_x}{dt} + q_B H_z - r_B H_y &= L \\ \frac{dH_y}{dt} + r_B H_x - p_B H_z &= M \\ \frac{dH_z}{dt} + p_B H_y - q_B H_x &= N \end{aligned} \right\} \quad (1.16)$$

という関係が成り立つ。そして一般に

$$\left. \begin{aligned} H_x &= I_x p_B - I_{xy} q_B - I_{xz} r_B \\ H_t &= -I_{yx} p_B + I_{yy} q_B - I_{yz} r_B \\ H_s &= -I_{zx} p_B - I_{zy} q_B + I_{zz} r_B \end{aligned} \right\} \quad (1.17)$$

と書ける。ただし I_x, I_y および I_z は各軸まわりの主慣性モーメント、 I_{xy}, I_{yz}, I_{zx} は慣性乗積である。たいていのロケットでは完全に軸対称でないにしても、 $x_B z_B$ 面および $x_B y_B$ 面に関してほとんど対称に質量が分布しているとみなしうるので、慣性乗積は無視してよく、結局 (1.16) 式は

$$\left. \begin{aligned} I_x \dot{p}_B + (I_z - I_y) q_B r_B &= L \\ I_y \dot{q}_B + (I_x - I_z) r_B p_B &= M \\ I_z \dot{r}_B + (I_y - I_x) p_B q_B &= N \end{aligned} \right\} \quad (1.18)$$

となる。

1.3.3 回転体の運動の方程式

さて、これまでの議論ではすべて機体軸はロケットに固定されているものとして取り扱った。しかしながらロケットでは飛行機と異なり、機軸に関してほとんど軸対称で、かつ飛行機のように上下左右の区別をつける必要がないので、運動を論ずる上では、 y_B および z_B 軸は機体に固定とはせず、 y_B 軸まわりに自由であるとしても一般性を失わない。そこで機体がいくら回転しても、 y_B 軸は常に水平に保たれ、 z_B 軸はこれと垂直の位置を保つものとする。これにより常に

$$\phi=0$$

とみなすことができる。これと

$$I_y = I_z$$

という関係を入れると (1.18) 式は単純化されて

$$\left. \begin{aligned} I_x \frac{dp_B}{dt} &= L \\ I_y \frac{dq_B}{dt} + (I_x - I_y) r_B p_B &= M \\ I_z \frac{dr_B}{dt} + (I_y - I_x) p_B q_B &= N \end{aligned} \right\} \quad (1.19)$$

ただし

$$q_B = \frac{d\theta}{dt} - \cos \phi \frac{V \cos \gamma \cos \sigma}{R+h}$$

$$r_B = \cos \theta \frac{d\phi}{dt} - \sin \theta \sin \phi \frac{V \cos \gamma \cos \sigma}{R+h}$$

と書ける。

とくに、ロケットが完全に軸対称な場合には、横揺れモーメント L は 0 と考えられる。さらに初期値は当然 0 であることから

$$p_B = 0$$

とみなすことができる。これを代入すると (1.19) 式は

$$\left. \begin{aligned} \frac{d}{dt} \left(\frac{d\theta}{dt} - \cos \phi \frac{V \cos \gamma \cos \sigma}{R+h} \right) &= \frac{M}{I_y} \\ \frac{d}{dt} \left(\cos \theta \frac{d\phi}{dt} - \sin \theta \sin \phi \frac{V \cos \gamma \cos \sigma}{R+h} \right) &= \frac{N}{I_y} \end{aligned} \right\} \quad (1.20)$$

となる。これはいわゆるスピンのないときの方程式であって、(1.15) 式とともに 5-自由度の運動の方程式を形成する。

しかし、現実には工作上の不整などのために、飛しょう中に予期しない横揺れモーメントを生ずることが少なくなく、 I_x の値の小さいことと関連してかなりの回転運動となってあらわれることも珍しくない。また、時には方向安定を高める目的で、人工的に横揺れモーメントを発生させる場合も考えられる。このような場合には、 x_B 軸まわりの運動の方程式だけを切り離して取り扱うことにより容易に p_B の値が決定できる。これについてはすでに文献⁴⁾ があるので、それに譲ることとし、ここではかりにその解が時間の関数として

$$p_B = f(t) \quad (1.21)$$

で与えられるものとする。この場合には、(1.19) 式の第 1 式を (1.21) 式でおきかえることにより 6-自由度の運動の方程式が導かれる。なお、ここで

$$\phi = 0$$

とおいたことと、 p_B が値をもつ、もたないという問

題とは全然因果関係がないことに留意されたい。

1.4 ロケットに働く力

(1.13) 式の X , Y および Z は速度軸系に関する成分であることを念頭において、まず機体軸系で与えられている力を地面軸系に変換し、地面軸系からさらに速度軸系に変換する方法をとると

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = [tL_V] \left\{ \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} + [L_B] \begin{bmatrix} T-D \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} \right\} \quad (1.22)$$

と与えられる。ここに g は重力の加速度、 T は推力、 D は空気力の軸力成分、 F_y および F_z は空気による法線力の y_B および z_B 方向の成分であって

$$\left. \begin{aligned} D &= \frac{1}{2} C_A \rho V_A^2 S \\ F_y &= \frac{1}{2} C_{N_a} \rho V_A^2 S \sin^{-1} \frac{V_y}{V_A} \\ F_z &= \frac{1}{2} C_{N_a} \rho V_A^2 S \tan^{-1} \frac{V_z}{V_x} \end{aligned} \right\} \quad (1.13)$$

である。ただし C_{N_a} は空気力による法線力係数の傾斜で、 V_A はロケットの空気に対する相対速度、 V_x , V_y および V_z は V_A の x_B , y_B および z_B 方向成分であって、風の地面軸系に関する成分を w_x , w_y および w_z とすると

$$\begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} = [tL_B] \left\{ [L_V] \begin{bmatrix} V \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} w_x \\ w_y \\ w_z \end{bmatrix} \right\} \quad (1.24)$$

$$V_A = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2} \quad (1.25)$$

である。

つぎに、回転モーメント L , M , N は機体軸について定義されているので直接計算できる。

回転モーメントを与えるものには空力的なものほかに、補助ロケットのような付加的なもの、ジェット・ダンピング¹⁾のような二次的なものなどいろいろ含まれるが、力の大きさ、着力点および力の方向から容易にモーメントが計算できる。ここでは代表的な例として空気力によるものだけについて考える。特別な場合のほかは x_B 軸まわりのモーメントは生じないので、 y_B および z_B 軸まわりのモーメントだけを考えればよく、

$$\left. \begin{aligned} M &= F_z d + \frac{1}{2} C_{mq} \rho V_A^2 S l \left(\frac{q_B' l}{2 V_A} \right) \\ N &= -F_y d + \frac{1}{2} C_{mq} \rho V_A^2 S l \left(\frac{r_B' l}{2 V_A} \right) \end{aligned} \right\} \quad (1.26)$$

と与えられる。ここに d は重心から圧力中心までの距離で、重心が前にあるときは正とする。また、 C_{mq} は空気力による縦揺れ減衰モーメント係数、 l はロケ

ットの基準長さである。これに (1.7) 式を代入し、かつ $\phi=0$ とおくと

$$\left. \begin{aligned} M &= F_z d + \frac{1}{4} C_{mq} \rho V_A S l^2 \dot{\theta} \\ N &= -F_y d + \frac{1}{4} C_{mq} \rho V_A S l^2 \dot{\phi} \cos \theta \end{aligned} \right\} \quad (1.27)$$

を得る。

1.5 飛しょう径路の式

運動の方程式の解が得られれば、飛しょう径路は O-xyz 座標軸系で速度 V の成分を積分することによって得られる。

$$\left. \begin{aligned} h &= -z = \int_0^t V \sin \gamma dt \\ y &= \int_0^t V \cos \gamma \sin \sigma \frac{R}{R+h} dt \\ x &= \int_0^t V \cos \gamma \cos \sigma \frac{R}{R+h} dt \end{aligned} \right\} \quad (1.28)$$

しかし、電子計算機で実際に計算するには、運動の方程式と同様に微分方程式の形にしておいて、Runge-Kutta の方法で連立にして解を求めるのが賢明である。この場合

$$\left. \begin{aligned} \frac{dh}{dt} &= V \sin \gamma \\ \frac{dy}{dt} &= V \cos \gamma \sin \sigma \frac{R}{R+h} \\ \frac{dx}{dt} &= V \cos \gamma \cos \sigma \frac{R}{R+h} \end{aligned} \right\} \quad (1.29)$$

となる。

2. 人工衛星の軌道

2.1 だ円軌道

衛星はもちろん、コースティング中のロケットでも作用する力を地球の引力だけとみなすと Kepler の法則により、地球の中心を焦点の一つとする円すい曲線をえがくことが知られている。とくにいまの場合には曲線は円またはだ円と考えてよい。

いま、地球の中心 E を原点とし、地球の中心と発射時の発射地点の位置 L とを結ぶ線を原線とする極座標 (r, η) であらわすとだ円の式は

$$r = \frac{l}{1 - e \cos(\eta - \eta_0)} \quad (2.1)$$

で与えられる。ここに l は半直弦、 e は離心率、 η_0 は発射点 L から遠地点までの地球の中心角である。

最終段の燃焼終了時のビーグルの高度を h 、空間速度を V 、飛しょう方向の上下角を γ とする。これらの値から l 、 e および η_0 が決定されれば軌道が決まり、したがって遠地点および近地点の高さ、地球を一周する時間はもちろん、時々刻々のビーグルの位置も知ることができる。

まず、だ円の長半軸を a 、短半軸を b 、中心からの遠地点距離を r_a 、近地点距離を r_p とすると、幾何学的関係から

$$r_a = a(1+e) \quad (2.2)$$

$$r_p = a(1-e) \quad (2.3)$$

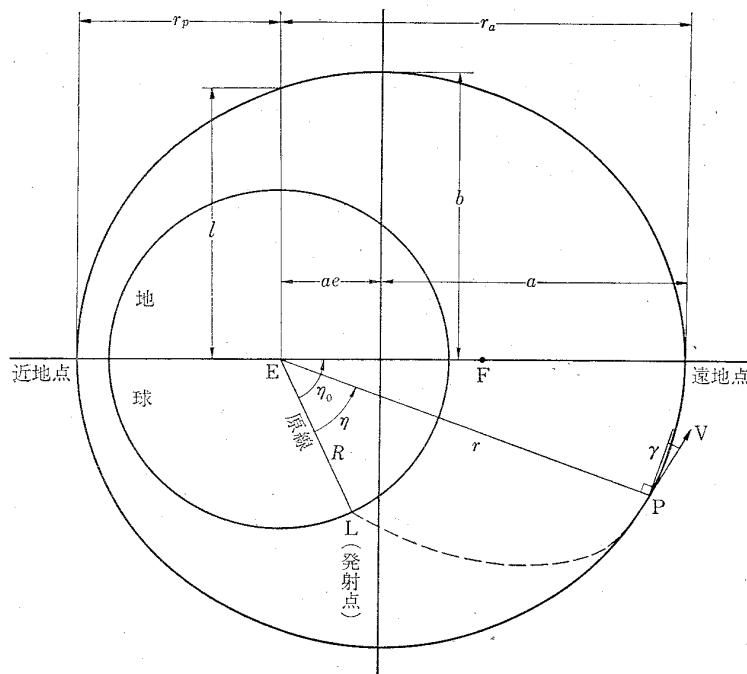


図 3 だ円軌道と地球との関係

$$b=a\sqrt{1-e^2} \quad (2.3)$$

$$l=r_a(1-e)=a(1-e^2) \quad (2.5)$$

$$e=\sqrt{1-\frac{l}{a}} \quad (2.6)$$

などの関係が成立する。

一方、万有引力の法則から、地球の引力定数を μ 、ピークルのもつ全エネルギーを E とすると、長半軸 a は

$$a=-\frac{\mu m}{2E} \quad (2.7)$$

で与えられる。しかるに全エネルギー E は

$$E=\frac{1}{2}mV^2-\frac{\mu m}{r} \quad (2.8)$$

ただし

$$r=R+h \quad (2.9)$$

であるから、(2.8) を (2.7) に代入することにより

$$a=\frac{r\mu}{2\mu-rV^2} \quad (2.10)$$

によって a の値が計算できる。なお μ の値⁵⁾は

$$\mu=3.986032\times10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$$

である。つぎに角運動量を K とすると

$$l=\frac{K^2}{m^2\mu} \quad (2.11)$$

という関係がある。しかるに K は

$$K=mrV\cos\gamma$$

であるから、これを (2.11) 式に代入すると

$$l=\frac{(rV\cos\gamma)^2}{\mu} \quad (2.12)$$

が得られる。 a と l との値を (2.6) 式に代入することにより e が決定される。さらに (2.1) 式から

$$\eta_0=\eta-\cos^{-1}\left(\frac{r-l}{er}\right) \quad (2.13)$$

により遠地点の位置がわかる。

最後に地球を一周する周期は

$$T=2\pi\sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (2.14)$$

で与えられる。

2.2 人工衛星の軌道の地球表面への投影

運動の方程式を解いた結果では、ピークルの位置は射点を原点とする直交座標で与えられる。この場合、 x 軸として直線ではなく、地球の表面に沿う円弧をとることにより地球の丸みを考慮に入れた座標が得られるが、それでも飛しょう距離が長くなるにつれて、地図の上で線を引くような方法で位置を出すわけにゆかなくなる。すなわち、たとえば北緯 30° の地点から真東に向けて発射された場合を考えると、ピークルは緯度線に沿うて運動するのではなく、大円に沿って運動するため、地球を $1/4$ 周後に赤道を越え、 $1/2$ 周した

ところで南緯 30° の点を通って再び北に向う結果になる。そこでピークルの位置を経度および緯度であらわすことを考える。

まず、ここでは東経および北緯を正とし、西経および南緯を負であらわすものとし、また発射点の経度を σ_0 、緯度を λ_0 とする。

ピークルの位置は発射点を起点とした地球の中心角と射点からの方向で決まる。位置が(1.28)式で与えられているときは、中心角 η は

$$\eta=\frac{\sqrt{x^2+y^2}}{R} \quad (2.15)$$

であり、発射点からの方向は

$$\sigma=\sigma_0+\tan^{-1}\frac{y}{x} \quad (2.16)$$

で与えられる。

ピークルが軌道に乗ったのちは、位置を直接時間の関数で与えることは困難であるが、図から

$$\frac{d\eta}{dt}=\frac{V\cos\gamma}{r} \quad (2.17)$$

という関係が得られるので、これを利用して、定められた時間間隔 Δt に対する $\Delta\eta$ を歩一步法で求めることができる。実際には V 、 γ および r はいずれも η の関数であるから、精度の高い結果を得るにはさらに逐次近似の方法によるほかはない。これについての説明は省略するが、詳細はプログラム TS 3 Dについてみられたい。なお、軌道面の方向は地球の中心と発射点とを結ぶ線と、発射点を通りピークルが大気圏を通り抜けたときの飛しょう方向に平行に引いた線とが作る平面と一致するものとみなす。

いま、地球の中心 E を原点とし、地球の中心から発射点に向う方向を x_T 軸とし、飛しょう面を x_Ty_T 面とする座標軸系を考えると、ピークルの座標は

$$\left. \begin{array}{l} x_T=r\cos\eta \\ y_T=r\sin\eta \\ z_T=0 \end{array} \right\} \quad (2.18)$$

で与えられる。

一方、経度および緯度は、地球の中心 E を原点にとり赤道面の東経 0° の方向を x_G 軸、同じく東経 90° の方向を y_G 軸、北極の方向を z_G 軸としたときの球極座標に相当する。すなわち経度 κ および緯度 λ と直交座標との間には

$$\left. \begin{array}{l} \kappa=\tan^{-1}(y_G/x_G) \\ \lambda=\tan^{-1}(z_G/\sqrt{x_G^2+y_G^2}) \end{array} \right\} \quad (2.19)$$

という関係がある。そこで、E- $x_Ty_Tz_T$ 座標を E- $x_Gy_Gz_G$ 座標に変換することにより容易に κ および λ

が決定できる。この場合、オイラー角が κ_0 , $-\lambda_0$, $(\frac{\pi}{2} - \sigma)$ に相当するから結局

$$\left. \begin{aligned} x_G &= r(\cos \kappa_0 \cos \lambda_0 \cos \eta - \sin \kappa_0 \sin \sigma \sin \eta) \\ y_G &= r(\sin \kappa_0 \cos \lambda_0 \cos \eta + \cos \kappa_0 \sin \sigma \sin \eta) \\ z_G &= r(\sin \lambda_0 \cos \eta - \cos \lambda_0 \cos \sigma \sin \eta) \end{aligned} \right\} \quad (2.20)$$

を得る。これを (2.19) 式に代入すれば直ちにピールの投影点の経度および緯度が計算される。ただし、経度に対しては地球の自転に対する修正を加える必要があり、実際の経度は上記の計算値から飛しょう中の自転分をさし引いたものとなる。

3. HITAC 5020 のためのプログラム

3.1 プログラムの分類

1 章の運動の方程式の応用として、人工衛星打ち上げ用を含むすべてのロケットに対して、HITAC 5020 によっていつでも飛しよう計算 (flight simulation) ができるように、FORTRAN によるプログラムを準備した。あらゆる場合に対するものを一つのプログラムにまとめることが不可能ではないが、使用上の便宜を考えて、つぎの三つに分けることにした。

プログラム名	計算の対象
FPR (Flight path of Rockets)	誘導制御のないすべてのロケットについて飛しよう径路を計算するプログラムで、質点運動、剛体運動および風の影響を入れた場合のいずれにも適用できる。
TSP (Trajectories of Satellites as Particle motion)	人工衛星打ち上げ用ロケットを質点運動として取り扱うことにより衛星の軌道を求める。(制御方式については 3.3.1 を参照のこと)
ST 3 D (Trajectories of Satellites as 3-Dimensional motion)	人工衛星打ち上げ用ロケットを風の影響をも含めた三次元運動として取り扱う。ただし誘導制御の方式は別項(3.4.2) のとおりであるが、最終的なものでないので設計の進行に応じて実機に即して手直しすることが望ましい。

これらのプログラムは複製カードが計算センターに用意されている。

なお、これらのプログラムを母体として、推力のミス・アラインメントやスピンドルがあるときのプログラムから XY-プロッタを使って自動的に結果をプロット

させるもの、さらにこれとは逆に例えば単段ロケットの質点運動だけ取り扱うプログラムのように单能化したものまで、いくつおりかのプログラムも作られている。

3.2 プログラム “FPR”

3.2.1 “FPR” の概要

これは主として、観測ロケットのように誘導制御のないロケットについて、発射から着水までの間の飛しよう径路を計算するプログラムで、地球の自転の影響は重力の項に含まれている。

計算条件としては、質点運動として取り扱う場合、剛体運動として飛しよう面での姿勢の変化を考慮に入れる場合、さらには風による横の運動を加えて三次元運動として取り扱う場合などが考えられる。しかしこれらは別々のものではなく、最初の質点運動につきつぎと新しい運動の自由度が加わったものとみることができる。そこで、このプログラムでは、変数の数を入力データとして与えることにより運動の自由度を指定し、質点運動から三次元の剛体運動まで任意に使い分ける方法をとっている。詳しいことは付録に説明があるのでここでは省略し、計算条件と変数の数の関係だけをあげると

質点運動に対しては $N = 6$

平面内の剛体運動に対しては $N = 8$

三次元の剛体運動に対しては $N = 12$

である。

このプログラムは主および副プログラムから成るが、そのデック名はつぎのとおりである。

“FPR” (主プログラム)

“RUNGEFPR” (副プログラム)

“FUNFPR” (副プログラム)

実際に計算機にかけるときには、“ID カード”, “HIJOB” カードのつぎにこれらの主、副プログラムのデックをおき、その後に後述のデータ・カードを重ね、最後に “EOF” カードをつければよい。

とくに主プログラムについて、わかり易いために、フロー・チャートを書くと付図 1 のようになる。このように主プログラムではデータの入出力および初期条件の設定ならびに全体の制御を行ない、実際の演算は副プログラムで行なっている。すなわち Runge-Kutta 法の演算を行なうデックが “RUNGEFPR” (サブ・ルーチン名は RUNGEK) であり、この副プログラムの中で必要な関数および導関数を計算するためのデックが “FUNFPR” (サブ・ルーチン名は FUNC) である。

なお、風の影響としては、発射直後から落下するまで引き続き考慮に入れるべきであるが、コースティング中の風による経路の偏りはきわめてわずかであることが理論的に確かめられている⁶⁾ので、最終段の燃焼終了後じゅうぶん時間が経過した後は風の影響を無視することができる。それだけでなく、姿勢の変化が問題になるのは推力が働いている間だけであって、燃焼終了後は質点運動として取り扱っても誤差はほとんど生じない。この方が当然計算時間がうんと短縮されるので、このプログラムでは原則として最終段燃焼終了後の適当な時期に、風の影響を打ち切るだけでなく、 $N=6$ とおきかえて、質点運動として計算することとした。もちろん入力データの与え方で、全領域を剛体運動として取り扱うこともできる。

計算所要時間は Runge-Kutta 法の計算間隔の刻み方によって左右されるので、適確に表示できないが、全飛しょう時間が 300 秒前後のロケットについて HITAC 5020 を使って計算した例では、1 ケース当たり質点計算で 1~2 分、風を入れた剛体運動としての計算で発射の 20 秒後に質点運動に切り換えるやり方で 3~5 分程度であった。計算機を 5020F にした場合は計算時間はこれらの約 1/4 になるものと思われる。

3.2.2 “FPR” の使用法

(1) 入力データの与え方

フロー・チャートからも知られるように、入力としては、始めに 1 機分の必要なデータをひとまとめにして読み込んだ後、その中の NK で指定された回数だけ発射条件を変えて計算をくり返す。計算が終るとプログラムの最初に戻り、引き続きつきの機種に関するデータの読み込みにかかる。そしてデータがそろっている限り自動的に計算を続行し、何機分でもくり返し計算する。計算機を停止させるには、NK のところへ 0 を入れておけばよい。（入力カードがなくなつても停止するが error の信号ができる）

入力データの内容および順序はフロー・チャートからもることはできるが、改めて DATA SHEET の形にして示すと付図 2 のようになる。この図でゴシック文字は整数、それ以外は実数をあらわす。ただし最初の “NAME” および “DATE” は数値ではなく文字で、ロケットの名前または日付を英字、数字および記号の任意の組み合せにしたもののが書かれる。“NAME” を始め、すべての入力に対する 1 語分の割り当て桁数は 10 桁で、整数は 1 位の数字を最後の桁にそろえて書く必要があるが、実数は固定小数点の形にして、小数点を間違ひなくつけておきさえすれば、

“NAME” と同様、与えられたわく内のどこへ書いてもさしつかえない。

入力だけでなく、プログラム中の名前には原則として、航空工学において慣用されている記号をそのまま大文字にしたものを使い、同じ意味のものでプログラム上区別する必要があるときは、語尾に数字の 0, 1 などをつける方法をとった。また、各段ごとで入れ換えになるデータには添字つきの配列を用いた。この場合、添字の I が各段の通し番号に相当する。

さらに、推力曲線、空力特性係数、風の分布などはなるべくもとの曲線に近い折線で近似しておいて、その頂点の座標を数表の形で各変数ごとの配列にして読み込ませる。配列は読み込み前にその個数を与えてやる必要があるが、NT, NM, NW などがそれである。このプログラムでは、これらの点の数を最大 24 個としたが、そのほかは全く無制限で、横座標の間隔のとり方も自由でよい。

入力データの個々の定義については付録に一覧表があるのでここでは省略し、特殊なものについてだけ説明を補足する。

まず、付図 2 の 2 行目の R1~R3, H1~H4 および 3 行目の P1~P4 についてであるが、これらは Runge-Kutta 法の計算の間隔と印刷のピッチを指定するためのものである。Runge-Kutta 法では、計算の間隔が細か過ぎても不経済であるが、あら過ぎると誤差が大きくなるばかりでなく、計算値が発散するおそれがある。いまの場合、始めは細かくとり、次第に間隔をあらくしてゆくことが望ましい。また、印刷間隔を適当にとるために、P 回計算したのち 1 回印刷することとし、計算間隔に応じて P の値を選ぶこととした。そこで発射後の経過時間と計算の間隔および印刷ピッチの関係をつぎのように定義する。

時間の範囲	計算の間隔	印刷の間の計算回数
0 ~ R 1	H 1	P 1
R 1 ~ R 2	H 2	P 2
R 2 ~ R 3	H 3	P 3
R 3 以後	H 4	P 4

大体の目安としては、最終段の燃焼終了の少しあとの値を R3 にとり、0 と R3 との間に R2 を、0 と R2 との間に R1 をとる。計算の間隔は

$N=6$ のときは

$$H1=0.05, H2=0.1, H3=0.2, H4=0.5$$

$N=8$ または 12 のときは

$$H1=0.01, H2=0.02, H3=0.05, H4=0.5$$

ととれば十分である。

また、P は通常 1 秒ごとに 1 回印刷するように選べばよからう。

つぎに、N は変数の数であることはすでに述べたとおりであるが、この DATA SHEET の 1 行目の N はデータの読み込みを質点として取り扱うか剛体として取り扱うか（重心位置や慣性モーメントなどのデータを省略するかしないか）を判断するのに用いられ、実際の運動の自由度は発射条件のところの N で指定される。

最後に、TL はどこで計算を打ち切るかを指定するためのもので、これに十分大きい数値が与えられているときは、ロケットが着水したところで計算が終了する。

(2) 出力形式

このプログラムでは、ラインプリンタで、始めに与えられた計算条件およびロケットの特性値を印刷した後計算に移り、指定された時間間隔で逐次結果を印字する。

まず $N=6$ に対してはつぎの 11 個のものが 1 行に書かれる。

T, V, DVDT, GAMMA, X, Z,

W, THRUST, DRAG, Q, M

$N=8$ に対しては上の 11 個のほかに、2 行目につぎの 4 個の結果が追加される。

ALPHA, FBZ, THETA, DTHETA

さらに $N=12$ に対してはこの 2 行目の続きにつぎの 7 個のものがプリントされる。

LX, LY, SIGMA, PSI, DPSI, BETA, FBY

これらの意味その他については、入力データと同様に巻末に解説があるので参考されたい。

3.3 プログラム “TSP”

3.3.1 “TSP” の概要

人工衛星打ち上げ用ロケットのような大きなロケットでは、径路角の変化に対する姿勢角の変化の応答がはなはだ遅いために、質点運動として取り扱ったのでは正確なシミュレーションは得られない。しかし、設計の初期において、ロケットの能力を調べ、衛星の軌道高度の見当をつけるにはこれで十分である。観測ロケットでは与えられた発射角に対して飛しょう径路を求めるだけよいが、人工衛星の場合には最終的に地球を廻る円または円に近い円軌道に乗せることを要求されるので、試行錯誤をくり返す必要があり、最初からくわしい特性を入れて計算するのは賢明でない。この意味で、制御の方式も骨組みだけを取り入れて、簡略化して取り扱う。すなわち発射方法を含め、1 段目

から最終段までの各段で考えられる制御の方式に番号をつけつぎのように規定する。

0 : 別に制御をせず飛しょう中は gravity turn するに任せる。段間の切り離しは入力データで指定する。斜め発射はこの中に含まれる。

1 : 鉛直に打ち上げ、時間 t_0 経過したところで Kick turn させる。その後の取り扱いは “0” と全く同じ。

2 : 通常最終段の一つ前の段に適用される。すなわち、ここでは空気力は働かないか、あってもきわめて小さいものとみなし、サイド・ジェットなどによる定ピッチレートの姿勢制御を想定する。そのレートは燃焼終了と同時に制御を完了し、姿勢が水平になるように自動的に選ばれる。切り離しは最終段の燃焼中の径路角の変化分を見越した γ_0 という角を与え、径路角がこの値に達したとき切り離す。

3 : 最終段を意味する。実際にはスピンドル安定がとられることが多いが、計算上は姿勢角を一定に保つことでこの条件が取り入れられていることになる。

実際にどの段でどのような制御を行なうかは入力データで指示される。

なお、“TSP” を構成するデックはつぎの三つである。

“TSP” (主プログラム)

“RUNGETSP” (副プログラム)

“FUNTSP” (副プログラム)

計算の際には、これらのデックのあとにデータ・カードを続ければよいことは “FPR” の場合と全く同様である。

3.3.2 “TSP” 使用法

(1) 入力データの与え方

“TSP” の入力データを DATA SHEET の形に書くと付図 3 のようになる。最初にロケットの特性値などの計算に必要なデータをひとまとめに読み込んだ後、発射条件を NK 回変えて計算し、再びプログラムの最初に戻ることは “FPR” の場合と全く同じである。“FPR” と異なる点は、各段のデータの最初のところに制御の種類を指定する欄 CONTR(I) があり、ここへ前項の 0~3 のうちの該当する番号が記入される。

(2) 出力形式

出力形式は “FPR” と全く同様に、始めにロケットの発射条件および特性値を印刷し、その後につぎ

の計算結果を指定された時間間隔で逐次プリントする。

T, V, DVDT, GAMMA, THETA, X, Z,
W, THRUST, DRAG, Q, M

なお、最終段の切り離しが行なわれたところで、切り離し点の射点からの仰角を印刷し、さらに最終段では、燃焼終了予定の 10 秒前から 1 秒ごとに、そこで燃料カット・オフが行なわれたと仮定したときの遠地点高度、近地点高度、軌道の長半軸、離心率および周期を印刷する。

3.4 プログラム “TS3D”

3.4.1 “TS3D” の概要

このプログラムでは、ロケットの運動を三次元の剛体運動として取り扱い、慣性モーメントの変化や重心の移動はもちろん、風の影響も考慮に入れ、さらに姿勢制御も極力実際に近い形でとり入れる。もっとも姿勢制御のやり方はいくつおりもあり、われわれの計画ではどの方式をとるべきかまだ最終的に決定されていないので、いまのところ一試案の段階であって、計画の進行とともに手を加えてゆく必要がある。ともあれ、このプログラムで採用されている方式はつぎのとおりである。

- (1) 発射は垂直発射でも斜め発射でも任意に選ぶことができる。
- (2) 各段での制御条件は “TSP” と同様 CONTR (I) の欄に 0~4 のうちのどれを選ぶかによってつぎのように規定される。
 - 0 : 制御は行なわず gravity turn するに任せられる。
 - 1 または 2 : あらかじめ姿勢の上下角の予定値を時間の関数として与えておき、比例制御方式で姿勢制御を行なう。また、横方向に対しては姿勢の方位角の真東からのずれに比例して制御を働かせることができる。
ただし、いずれの場合も発射直後の t_{NO} の期間は制御は働かないものとする。
 - 3 : まず与えられたピッチレートになるまでサイド・ジェットを吹かせたのち、そのまま定ピッチで姿勢変化をさせる。そして姿勢が水平に近くなったところで今度は逆向きにサイド・ジェットを吹いてピッチを止める。逆向きジェットを吹き始める姿勢角 θ_F もやはり入力データで与える。
 - 4 : 最終段を意味する。最終段は径路角が γ_c になったところで切り離されることは

“TSP” の場合と同じ、また、ここではスピン安定が働いているものとみなし、慣性空間に対して機軸の方向が不変であるとして取り扱う。

(3) 段間の切り離し条件は同じく CONTR (I) の値によりつぎのように区分される。

0 または 1 : 燃焼終了後、与えられたコースティング時間が経過したところで切り離される。

2 または 3 : 燃焼終了後で、かつ径路角があらかじめ定められた値以下になったところで切り離される。

なお、このプログラムでは、大気圏内(高度 100 km 以下) では地面との相対速度を用い、それ以上では地球の自転による速度成分を加えた空間速度で演算を進める。

“TS3D” を構成するデックはつぎの四つである。

“TS3D”	(主プログラム)
“RUNGETS3D”	(副プログラム)
“FUNTS3D”	(副プログラム)
“SITUATION”	(副プログラム)

このうち “SITUATION” はサブルーチン名を SITUAT と呼び、測地軸系でのロケットの座標を地球上の緯度、経度に換算するプログラムである。

3.4.2 “TS3D” の使用法

(1) 入力データの与え方

“TS3D” もデータの与え方は “FPR” と全く同様であって、これを DATA SHEET の形に書くと付図 4 のようになる。(個々の名前の定義については付録をみられたい)。

(2) 出力形式

印刷形式も “FPR” と全く同じであるが、中間の計算結果の印刷はつぎのようになる。まず 1 行目に T, V, DVDT, GAMMA, SIGMA, X, Z, W, THRUST, DTHETA, THETA, THETAG が印刷される。このうち速度は大気圏内では対地速度をとり、大気圏外では空間速度をとっていて、これを区別するために、見出しのところを、対地速度の場合には、V(RELAT)、空間速度の場合には V(ABS) と表示する。対地速度から空間速度への切り換え点で、見かけ上、速度だけでなく径路角 GAMMA にも不連続を生ずる。しかし水平飛しょう距離 X は常に地球の表面に沿うて測られた値を示す。また、THETA および GAMMA はその地点での水平線を基準にした値であるが、ジャイロに示される姿勢角 THETAG は

射点における発射の瞬間の水平線の方向を基準にした角度をあらわす。

大気圏外では空気力は働くないので、省略されるが、大気圏内ではつぎの計算値が 2 行目に印刷される。

$N=8$ に対しては

DRAG, Q, M, ALPHA, FBZ

$N=12$ に対しては、これに続けてさらに

LX, LY, PSI, DPSI, BETA, FBY

が印刷される。

この他、最終段に限り、燃焼終了 10 秒前から 1 秒ごとに、燃料カット・オフを仮定したときの遠地点高度、近地点高度、軌道の長半軸、離心率および周期が印刷されることとは “TSP” の場合と同じである。さらに最終段燃焼終了後の軌道については、2 章の公式を用いて時々刻々の位置が計算できるが、これらを含め、発射の瞬間から TL までの間の時間 DT ごとの衛星の位置（地球の緯度・経度であらわしたもの）、速度、飛しょう方向などを表示して計算を終了する。

4. む す び

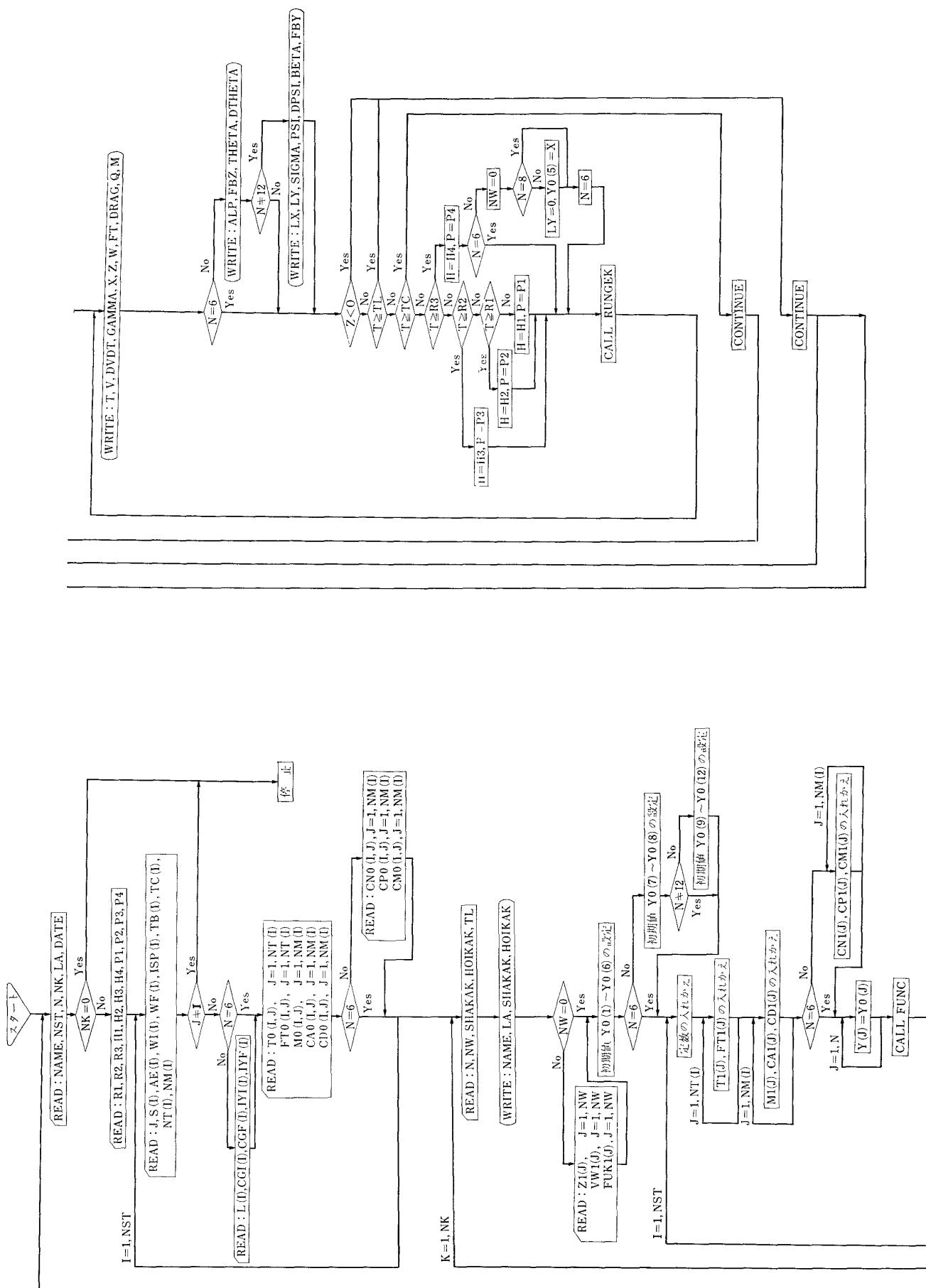
ここで導かれた運動の方程式には変数としてロケットの速度と飛しょう方向（上昇角と方位角）とが選ばれているので、ロケットの飛しょう径路を計算するのに都合がよいばかりでなく、地球の丸みも完全に取り入れられていて、力学的にはコリオリの力が省略されている以外、ほとんど完全なものということができる。

この方程式から HITAC 5020 用のプログラムを作製するに当って、まずすべてのロケットを誘導制御のない一般ロケットと人工衛星ロケット（誘導制御を含む）とに分け、後者をさらに質点運動と剛体運動とに分けることにより、ほとんどあらゆる場合のロケットの軌道を計算するのに必要なプログラムが得られた。これにより観測ロケットの場合は質点運動と仮定した簡単な径路計算から、風の影響を考慮した三次元の運動まで任意に求めることができる。また、人工衛星ロケット場合には、風の影響はもちろん、制御のキキ、補助エンジンの容量の算定から誘導方式の決定などの種々の目的に使用することができよう。

これらのプログラムはいつでも使用できるように、計算センターに複製カードが準備されている。3 章にこれらのプログラムの使用法が説明されているほか、付録にさらに詳しい解説とプログラム“FPR”的全文および“TS3D”的主要部分が示されている。

文 献

- 1) Robert L. James, Jr.; A Three-Dimensional Trajectory Simulation Using Six Degrees of Freedom with Arbitrary Wind, NASA TN D-641 (1961)
- 2) Coutland D. Perkins and Robert E. Hage; Airplane Performance, Stability and Control. John Wiley & Sons, Inc., (1949) pp. 374~380.
- 3) 柿内賢信訳；スレイター・フランク 力学，丸善（昭35）pp. 47~59.
- 4) Martz C. William; An approximate Method for Solving the Single-Degree-of-Freedom Roll Equation with Time-Dependent Coefficients, NASA TN D-3158 (1965)
- 5) C.A. Wagner; The Drift of a 24-Hour Equatorial Satellite Due to an Earth Gravity Field Through 4th Order, NASA TN D-2103 (1964)
- 6) 毛利 浩；風があるときのロケットの運動の近似解析およびランチャ角修正法，航技研報告 TR-131 (1967) p. 21.
- 7) C.W. Besserer; Missile Engineering Handbook, D. Van Nostrand Co. Inc., (1958)
- 8) 黒田泰弘；ロケット・エンジン，山海堂（昭33）pp. 14~16.



付図 1 “FPR” の主プログラムのフロー・チャート

DATA SHEET								航空宇宙技術研究所	
受付年月日 受付番号		題目 F P R				部 氏名 研究室		電話	
1	10	20	30	40	50	60	70	80	
NAME	NST	N	NK	LA	DATE				
R1	R2	R3	J	H1	H2	H3	H4		
P1	P2	P3	P4						
I	S(I)	AE(I)	WI(I)	WF(I)	ISP(I)	TB(I)	TC(I)		
NT(I)	NM(I)								
L(I)	CGI(I)	CGF(I)	IYI(I)	IYF(I)	(ただしN=6のときは不要)				
T0(I, 1)	T0(I, 2)		T0(I, J)		(J=NT(I)までつづける)				
FT0(I, 1)	FT0(I, 2)		FT0(I, J)		(同 上)				
M0(I, 1)	M0(I, 2)		M0(I, J)		(J=NM(I)までつづける)				
CA0(I, 1)	CA0(I, 2)		CA0(I, J)		(同 上)				
CD0(I, 1)	CD0(I, 2)		CD0(I, J)		(同 上)				
CN0(I, 1)	CN0(I, 2)		CN0(I, J)		(同 上)				
CP0(I, 1)	CP0(I, 2)		CP0(I, J)		(同 上)				
CM0(I, 1)	CM0(I, 2)		CM0(I, J)		(同 上)				
[] 内を1段目から最終段までくり返す									
N	NW	SHAKAK	HOIKAK	TL					
Z1(1)	Z1(2)		Z1(J)		(J=NWまでつづける)				
VW1(1)	VW1(2)		VW1(J)		(同 上)				
FUK1(1)	FUK1(2)		FUK1(J)		(同 上)				
[] 内をNK回くり返す									
8	合計	枚数	記入者	監査者	監査者	監査者	監査者	監査者	監査者

付図 2 “FPR” の入力データ

DATA SHEET								航空宇宙技術研究所	
受付年月日 受付番号		題目 T S P				部 氏名		電話	
1	10	20	30	40	50	60	70	80	
NAME	NST	NK	WPAYL	DATE					
R1	R2	R3							
I	CONTR(I)	S(I)	AE(I)	WI(I)	WP(I)	ISP(I)	TB(I)		
TC0(I)	NT(I)	NM(I)							
T0(I, 1)	T0(I, 2)		T0(I, J)			(J=NT(I)までつづける)			
FT0(I, 1)	FT0(I, 2)		FT0(I, J)			(同 上)			
M0(I, 1)	M0(I, 2)		M0(I, J)			(J=NM(I)までつづける)			
CA0(I, 1)	CA0(I, 2)		CA0(I, J)			(同 上)			
CD0(I, 1)	CD0(I, 2)		CD0(I, J)			(同 上)			
[] 内を1段目から最終段までくり返す									
○	SHAKAK	LA	KICKAN	TV	GAMMAC	TL			
○をNK回くり返す									

付図 3 “TSP” の入力データ

DATA SHEET									
TS 3 D									
愛称番号									
1	10	20	30	40	50	60	70	80	90
NAME	NST	NK	NTG	WPAYL	DATE				
R1	R2	R3	TG (J)					
TG (1)	TG (2)	TH1 (J)	(J=NTGまでつづける)	(NTG=0のときは不要)			
TH1 (1)	TH1 (2)	TH1 (J)	(同 上)				
I	CONTR(I)	S (I)	AE (I)	WI (I)	WP (I)	ISP (I)	TB (I)		
L (I)	CGI (I)	CGF (I)	IYI (I)	IYF (I)	FS (I)	WG (I)	ISPG (I)		
TCO (I)	NT (I)	NM (I)							
TO (I, 1)	TO (I, 2)	TO (I, J)	(J=NT (I)までつづける)				
FT0 (I, 1)	FT0 (I, 2)	FT0 (I, J)	(同 上)				
M0 (I, 1)	M0 (I, 2)	M0 (I, J)	(J=NM (I)までつづける)				
CA0 (I, 1)	CA0 (I, 2)	CA0 (I, J)	(同 上)				
CD0 (I, 1)	CD0 (I, 2)	CD0 (I, J)	(同 上)				
CN0 (I, 1)	CN0 (I, 2)	CN0 (I, J)	(同 上)				
CP0 (I, 1)	CP0 (I, 2)	CP0 (I, J)	(同 上)				
CM0 (I, 1)	CM0 (I, 2)	CM0 (I, J)	(同 上)				
[] 内をロケットの1段目から最終段までくり返す									
1	10	20	30	40	50	60	70	80	90
N	NW	WPAYL	SHAKAK	HOIKAK	LA	TNC	PITCHI		
THE TAF	GAMMAC	ASOB1	SENS1	SENS2	SENS3	SENS4	ASOB2		
DT	TL								
Z1 (1)	Z1 (2)	Z1 (J)	(J=NWまで、ただしNW=0のときは不要)				
VW1 (1)	VW1 (2)	VW1 (J)	(同 上)				
FUK1 (1)	FUK1 (2)	FUK1 (J)	(同 上)				
[] 内をNK回くり返す									

付図 4 “TS 3 D” の入力データ

付録 1. プログラム解説

1. プログラム中の名前の説明

(1) 入力データ

(a) “FPR”に関するもの

NAME: ロケットの名称 (例えば NAL 25-31)

N S T: ロケットの段数 (最大 8 段まで) (整数)

N: 変数の数, 質点として取り扱うか, 剛体として取り扱うかにより, 6, 8 または 12 のいずれかを書く。 (整数)

N K: 発射条件を変えてくり返される計算予定回数 (整数)

L A: ランチャの有効長さ (m)

D A T E: データ作成の日付 (例えば S 34-1-18)

R 1 ~ R 3: Runge-Kutta 法の積分間隔のあらさを変える境界値 (s) (9 ページ参照)

H 1 ~ H 4: Runge-Kutta 法の積分間隔 (s)

P 1 ~ P 4: 1 回の印刷の間の計算回数 (整数)

I: 各段の通し番号 (整数)

S: 各段の基準面積 (通常各段の最大断面積をとる) (m^2)

A E: ノズルの有効出口面積 (m^2)

W I: 燃焼前の重量 (kg)

W F: 燃焼終了後の重量 (kg)

I S P: 比推力 (s)

T B: 燃焼持続秒時 (s)

T C: 発射から切り離しまでの秒時 (s)

N T: 推力分布を与える点の数 (整数)

N M: 空力係数を与える点の数 (整数)

L: ロケットの長さ (m)

C G I: 燃焼前の重心位置の前端からの百分率 (無次元)

C G F: 燃焼終了後の重心位置の前端からの百分率 (無次元)

I Y I: 燃焼前の横軸まわりの主慣性モーメント ($kgms^2$)

I Y F: 燃焼終了後の横軸まわりの主慣性モーメント ($kgms^2$)

T: 時間 (s)

F T: 推力 (kg)

M: マッハ数 (無次元)

C A: 底面抵抗を含まない軸力係数 (燃焼中の抵抗係数に相当する) (無次元)

C D: 底面抵抗を含む軸力係数 (燃焼終了後の抵抗係数に相当する) (無次元)

C N: 法線力係数の傾斜 (C_{N_a} の略) (無次元)

C P: 前端から圧力中心までの距離の全長に対する比率 (無次元)

C M: 縦搖れ減衰モーメント係数 (C_{mq} の略) (無次元)

N W: 風の分布データの数 (整数)

S H A K A K: ランチャの上下角 (°)

H O I K A K: ランチャの方位角 (°)

T L: 計算を途中で打ち切りたいときの予定秒時 (s). 落下するまで計算するときは十分大きい数値, 例えば 1000.0 を入れておくこと。

Z: 高度 (m)

V W: 風速 (m/s)

F U K: 風向 (°)

(b) “TSP”に関するもの (重複するものを除く)

W P A Y L: ベイロードの重量 (kg)

W I: ベイロートを除く全重量 (kg)

W P: プロペラントの重量 (kg)

T C O: コースティングの時間 (s)

K I C K A N: キック・アングル (°)

T V: 垂直上昇時間 (s)

G A M M A C: 最終段切り離しをする上昇角 (°)

(c) “TS 3 D”に関するもの

N T G: 姿勢制御のためのプレ・プログラムのデータの個数 (整数)

T G: 同上の時間 (s)

T H 1: 同上の姿勢角 (°)

F S: 姿勢制御用のサイドジェットの基準出力 (kg)

W G: 同上の動力源のガスの全重量 (kg)

I S P G: 同上の比推力 (s)

T N C: 発射直後の制御系の働かない時間 (s)

P I T C H I: 姿勢制御のための予定のピッチ・レート (°/s)

T H E T A F: 姿勢変化を止めるために, 逆方向にガス・ジェットを吹き始める姿勢角 (°)

A S O B 1: プレ・プログラムによる姿勢制御の際の姿勢角検知器の不感帯の幅 (°)

S E N S 1: 同上のピッチ角制御回路の定数 (1/°)

S E N S 2: 同上の角速度に関係する定数 (s/°)

S E N S 3: 姿勢制御のヨー角に関係する制御回路の定数 (1/°)

S E N S 4: 同上の角速度に関係する定数 (s/°)

A S O B 2: 定ピッチ制御における検知器の不感帯の

幅 ($^{\circ}/s$)

DT : 衛星の地球上への投影点の位置を計算する時間間隔 (s)

(2) 出力データ

T : 発射後の経過時間 (s)

V : 速度 (m/s)

DVD T : 加速度 (m/s^2)GAMMA : 上昇角 ($^{\circ}$)

X : 水平飛しょう距離 (m)

Z : 高度 (m)

W : 海面上に換算した重量 (kg)

THRUST : 実際に働く推力 (kg)

D R A G : 空気抵抗 (kg)

Q : 動圧 (kg/m^2)

M : マッハ数

ALPHA : 迎角に相当する角 ($^{\circ}$)

F B Z : 機体軸の Z 軸方向に働く力 (kg)

THETA : 機軸の上下角 ($^{\circ}$)DT H E T A : 機軸の上下振動の角速度 ($^{\circ}/s$)

L X : 水平飛しょう距離の発射方向の成分 (m)

L Y : 水平飛しょう距離の発射と直角な方向の成分 (m)

S I G M A : 運動方向の方位角 ($^{\circ}$)P S I : 機軸の投影の方位角 ($^{\circ}$)D P S I : 同上の変動する角速度 ($^{\circ}$)B E T A : 横すべり角に相当する角 ($^{\circ}$)

F B Y : 機体軸の y 軸方向に働く力 (kg)

DE L T A : 最終段切り離し点の射点からの仰角 ($^{\circ}$)

A P O G : 遠地点高度 (m または km)

P E R I G : 近地点高度 (m または km)

A : 軌道の半長軸 (m または km)

E P S : 離心率 (無次元)

S H U K I : 衛星が地球を周る周期 (s または min)

T H E T A G : 発射点における水平線を基準にとった姿勢角 ($^{\circ}$)

T I M E : 発射後の経過時間 (s)

K E I D O : 経度 (東経を正とする) ($^{\circ}$)I D O : 緯度 (北緯を正とする) ($^{\circ}$)H O I : 径路の投影が子午線となす角 ($^{\circ}$)

K O D O : 高度 (km)

G A M : 衛星の飛しょう方向が局所水平線となす角 ($^{\circ}$)

V E L : 衛星の空間速度 (m/s)

2. 変数の取り扱い

ロケットの運動の取り扱いとしては、質点運動、縦

の姿勢の変化を考慮に入れた剛体運動、さらにこれに横の運動を加えた三次元運動などがある。しかしこれらはもともと一つのものであって、質点運動につぎつぎと新しい運動の自由度を加えたものが最後の三次元運動になるということができる。自由度が増せば変数の数も増すことから、逆に変数の数を選ぶことにより自由度を指定することができる。

さて、Runge-Kutta 法を適用するために、運動の方程式などはすべて一階の微分方程式に変換して取り扱われる。この場合、独立変数はもちろん時間 t であるが、便宜上

$$t = t$$

とおき、時間も従属変数の一つとして取り扱う。そしてプログラム上では従属変数に逐次番号をつけて添字つき変数 $Y(J)$ であらわし、またそれらの t に関する導関数も同様に添字つきにして $DYDT(J)$ と書く。

まず、質点運動の場合に關係するのはつぎの 6 個の変数だけである。もちろん使用する微分方程式の数も変数の数だけでよい。

変数	内 容	式の上での記号	単位
Y(1)	時 間	t	s
Y(2)	重 量	mg	kg
Y(3)	速 度	V	m/s
Y(4)	上 昇 角	γ	ラジアン
Y(5)	水 平 距 離 (発射方向)	x	m
Y(6)	高 度	h	m

つぎに、運動を飛しょう面内に限るものとして、縦揺れ運動を考慮に入れると、これにつぎの 2 個の変数が追加される。

変数	内 容	式の上での記号	単位
Y(7)	機軸の上下角	θ	ラジアン
Y(8)	機軸の縦揺れ角速度*	$\dot{\theta} - \frac{V \cos \gamma \cos \sigma \cos \phi}{R+h}$	/s

さらに横の運動をも加え、三次元運動として取り扱うには、つぎの 4 個の変数が必要になる。

変数	内 容	式の上での記号	単位
Y(9)	発射方向から飛行方向のずれ	σ	ラジアン
Y(10)	機軸の発射方向からの偏擺角	ψ	ラジアン

Y (11)	偏擺れ角速度*	$\frac{\dot{\phi} \cos \theta}{R+h}$	ラジアン/s
Y (12)	発射方向に直角な方向の水平距離	y	m

以上を要約すると、変数の数 N は

質点運動に対しては $N=6$

平面内の剛体運動に対しては $N=8$

三次元の剛体運動に対しては $N=12$

とする。すなわち、プログラムの中 N の値を指定することにより、質点運動から三次元運動まで自由に選ぶことができる。

3. 数表の近似式

ロケットの要目などの計算に必要なデータは入力として与えられる。しかし、計算にはそのほかに、空気密度、大気圧、音速などの数値が必要である。これらをプログラムに組み込むについて、本来ならば高度に対する数表の形をとるべきものであるが、数表⁷⁾そのものは膨大で取り扱いが煩わしいので、簡単でしかも精度の高い近似値を得る方法として、多項式で近似する方法を選んだ。なお、係数を簡略化する目的で、高度には 10000 m を単位とした

$$HT = 0.0001 h$$

を用いた。

(a) 空気密度 (単位: kg/m³)

$$\begin{aligned} HT \leq 2.0 \text{ ならば } \rho &= ((0.005573 HT \\ &- 0.026240) HT + 0.064588) HT \\ &- 0.12681) HT + 0.125 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} 2.0 < HT \leq 5.0 \text{ ならば } \rho &= ((0.00018975 HT \\ &- 0.003430) HT + 0.02331775) HT \\ &- 0.0709325) HT + 0.081978 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} 5.0 < HT \text{ ならば } \rho &= 0.000103 \exp ((-0.092 \\ &\times (HT - 5.0) - 1.0) (H - 5.0)) \end{aligned}$$

(b) 大気圧 (単位: 気圧)

$$\begin{aligned} HT \leq 1.0 \text{ ならば } p_A &= ((-0.105791 HT \\ &+ 0.549568) HT - 1.182297) HT + 1.0 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} 1.0 < HT \leq 3.2 \text{ ならば } p_A &= ((-0.03201145 HT \\ &+ 0.278979) HT - 0.8259240) HT \\ &+ 0.8439713 \end{aligned}$$

* θ および $\dot{\phi}$ は局地的な水平線を基準にして定義されている。したがって慣性空間に対する角速度はみかけの角速度 $\dot{\theta}$ および $\dot{\phi}$ に地球の丸みおよび自転に対する補正を必要とする。 $(V$ として空間速度をとれば自転に対する補正は不要である。)

3. 2 $\leq HT$ ならば $p_A = 0.01 \exp (1.425(3.1$

$$- HT))$$

(c) 音速 (単位: m/s)

$$HT < 1.12 \text{ ならば } a = 340.294 - 40.38 HT$$

$$1.12 < HT \leq 2.0 \text{ ならば } a = 295.068$$

$$2.0 < HT \leq 3.2 \text{ ならば } a = 281.794 + 6.637 HT$$

$$3.2 < HT \leq 4.7 \text{ ならば } a = 246.974 + 17.518 HT$$

$$4.7 < HT \text{ ならば } a = 329.309$$

4. 推力の修正法

推力は運動量推力と圧力推力とから成り立っていて、運動量推力はどこでも不変であるが、圧力推力は高度とともに変化することはよく知られている⁸⁾ とおりである。

まず推力特性の与え方には二つの方法が考えられる。一つは推力曲線として地上での燃焼試験の成績をそのまま採用し、圧力推力に対する修正を演算の途中に織り込む方法であり、もう一つはあらかじめ、めのこで修正係数の見当をつけ、それを推力と比推力の両方にかけたものを入力として与えて演算を進める方法である。後者の場合には、もちろん演算中に補正の必要はないが、やや不正確の嫌いがある。そこでこのプログラムでは、ひとまず前者の方法をとることとし、つぎのように規定する。

入力として与えられる推力曲線は原則として地上での燃焼試験の結果をそのまま用い、比推力ももちろんそのときの平均値をとる。演算に際してはまず地上での推力を求め、これを地上での比推力で割ることにより重量の変化の割合を得る。推力の修正はその後で行なう。まず圧力推力は

$$F_p = (p_e - p_a) A_e$$

ここに

p_e : 排気圧力 (kg/m³)

p_a : 外気圧力 (kg/m³)

A_e : ノズル有効出口面積* (m²)

であるから、推力の修正値としては p_a の変化による分だけ考慮すればよく、地上での外気圧を p_{a0} とすれば、上空での推力は地上での推力に

$$\Delta F_t = (p_{a0} - p_a) A_e$$

を加算すればよいことになる。あるいは外気圧の単位を気圧であらわし p_A と書くと

* 適正膨脹であれば出口面積が 100% 有効になるはずであるが、実際には幾何学的な面積にある効率 (たとえば 70~80 %) をかける必要がある。

$$\Delta F_t = 10330(1 - P_A) A_e$$

で与えられる。

なお、推力曲線として上述のように、高度に対する補正を織り込んだものが与えられているときは、 A_e を 0 とおくことにより補正の重複を避けることができる。

5. 重力の加速度

地球の自転の影響を考えない純粹の重力の加速度は高次の項を省略すると

$$g = \frac{\mu}{r^2} \left\{ 1 + \frac{R_0^2}{r^2} \times 0.001624(1 - 3 \sin^2 \varphi) \right\} \quad (A.1)$$

で与えられる⁵⁾。ここに

$$\mu = 3.986032 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$$

$$R_0 = 6.378165 \times 10^6 \text{ m}$$

$$r = R + h$$

であって、 R_0 は赤道半径、 R は発射点における地球の半径、 φ は衛星の位置の緯度である。

この場合ロケットの速度は対地速度ではなく空間速度でなければならない。なお、プログラム “TS 3 D” の中では、 R の代りに z_0 、 h の代りに z と書き、かつ z_0 には種子島射場の値をとり

$$g = 3.986032 \times 10^{14} \{ 1 + 2.20182 \times 10^{10} (1 - 3 \sin^2 \varphi)$$

$$/(z_0 + z)^2 \} / (z_0 + z)^2$$

$$z_0 = 6.3726 \times 10^6$$

とした。

ところで、大気圏内の運動は対地速度で取り扱われるのが普通である。この場合、地球の自転による遠心力が重力と反対の方向に働くので、計算にはこの分をさし引いた、いわゆるみかけの加速度を使用しなければならない。

地球の自転速度は

$$\omega = 0.7292 \times 10^{-4} \text{ rad/s}$$

であるから、種子島射場（北緯 30°22'）における遠心力による加速度の鉛直成分は 0.02524 m/s² となる。高度および距離が射点からあまり遠くない範囲では、(3.1) 式の緯度に関する修正項と遠心力の成分とを μ の中に含ませて、

$$g = \frac{\mu'}{r^2} \quad (A.2)$$

$$\mu' = 3.97730 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$$

と近似することができる。

(A.2) 式は、国際標準重力式

$$g = 9.78049 (1 + 0.0052884 \sin \varphi)$$

$$- 0.0000059 \sin^2 2\varphi - 0.0003086 h$$

において $\varphi = 30^\circ 22'$ とおいたものときわめてよく一致

する。

(A.2) 式は地球上の物体が静止しているか、または速度があまり大きくないと仮定したときの式で、速度が速くなると精度が悪くなる。すなわち、地球が丸いため、みかけ上水平に飛んでいても遠心力を生ずる。いま、種子島から真東に向けて発射した場合を考える。自転によりロケットは発射時に

$$V_s = R\omega \cos \varphi = 406.106 \text{ m/s}$$

の水平な初速度をもつ、これがそのまま持続するのでみかけの対地速度の水平成分が V_h' になったときは、空間速度の水平成分は

$$V_h = V_h' + V_s$$

となる。簡単のためこの水平速度成分がそのまま直接遠心力に結びつくものとみなすと、その加速度は

$$\frac{V_h^2}{r} = \frac{V_h'^2}{r} + \frac{2V_h'V_s}{r} + \frac{V_s^2}{r}$$

となる。空間速度で計算する場合には g は (A.1) 式でよいが、 V_h の代りに V_h' を使うとすれば当然残る 2 項を g の中に補正項として含める必要がある。しかし (A.2) 式には第 3 項だけしか含まれていないので、 V_h' が小さくない場合には第 2 項も補正項として加えて

$$g = 3.97730 \times 10^{14} / (z_0 + z)^2 - 812.212 V \cos \gamma / (z_0 + z) \quad (A.3)$$

を用いることが望ましい。

付録 2. プログラムリスト

主プログラム “FPR”

```

C   FLIGHT PATH OF THE ROCKET.
C   NUMBER OF STAGES, AS WELL AS NUMBER OF ROCKETS IS NOT LIMITED.
C   DISPERSION DUE TO WINDS CAN BE ALSO INCLUDED.
C
      INTEGER P,P1,P2,P3,P4
      DOUBLE LENGTH INTEGER NAME,DATE
      DOUBLE PRECISION H,H1,H2,H3,H4,Y0
      REAL ISP,ISP1,IYI,IYF,IYI1,IYF1,L,L1,M,MO,M1,LA,LAH,LX,LY
      DIMENSION DYDT(12),Y0(12),Y(12),DY(12),TO(8,24),FT0(8,24),
      1MO(8,24),CAO(8,24),CDO(8,24),CNO(8,24),CPO(8,24),CM0(8,24),
      2T1(24),FT1(24),M1(24),CA1(24),CD1(24),CN1(24),CP1(24),CM1(24),
      3S(8),L(8),AE(8),WI(8),WF(8),CGI(8),CGF(8),IYI(8),IYF(8),ISP(8),
      4TB(8),TC(8),NT(8),NM(8),Z1(24),VW1(24),FUK1(24)
      COMMON /FN/DYDT,Y,T1,FT1,M1,CA1,CD1,CN1,CP1,CM1,N,S1,L1,M,NW,Q,
      1TB0, WI1, WF1, CGI1, CGF1, IYI1, IYF1, ISP1, ALPHA, AE1, FBX, FBY, FBZ, BETA,
      2RAD, FT, HOIKAK, Z1, VW1, FUK1, LAH /RK/Y0,DY,H
      RAD=57.295780
100     READ(5,1) NAME,NST,N,NK,LA,DATE
1 FORMAT(A10,3I10,F10.0,A10)
      IF (NK.EQ.0) GO TO 500
      RFAD(5,2) R1,R2,R3,H1,H2,H3,H4,P1,P2,P3,P4
2 FORMAT(7F10.0/4I10)
      WRITE(6,3) NAME,R1,H1,P1,R1,R2,H2,P2,R2,R3,H3,P3,R3,H4,P4,DATE
3 FORMAT(1H1///50X,18HTHE FLIGHT PATH OF //53X,1H',A10,1H'//49X,
      119HBY PROGRAM 'FPR' //40X,32HINTERVALS OF CALCULATION ARE AS ,
      27HFOLLOWS//38X,13HFROM START TO,F8.2,2X,3HSEC,2X,2HH=,F6.3,2X,
      32HP=,I2/41X,F6.2,2X,2HT0,2X,F6.2,2X,3HSEC,2X,2HH=,F6.3,2X,2HP=,
      4I2,/41X,F6.2,2X,2HT0,2X,F6.2,2X,3HSEC,2X,2HH=,F6.3,2X,2HP=,I2/
      546X,5HAFTER,2X,F6.2,2X,3HSEC,2X,2HH=,F6.3,2X,2HP=,I2//50X,
      64HDATE,4X,A10)
      DO 120 I=1,NST
C       INPUT OF CHARACTERISTIC DATA
      READ(5,4) J,S(I),AE(I),WI(I),WF(I),ISP(I),TB(I),TC(T),NT(I),
      1 NM(I)
4 FORMAT(I10,7F10.0/2I10)
      IF (J.NE.I) GO TO 500
      IF (N.EQ.6) GO TO 110
      READ(5,5) L(I),CGI(I),CGF(I),IYI(I),IYF(I)
5 FORMAT(8F10.0)
110 NT1=NT(I)
      NM1=NM(I)
      READ(5,5) (TO(I,J),J=1,NT1)
      READ(5,5) (FT0(I,J),J=1,NT1)
      READ(5,5) (MO(I,J),J=1,NM1)
      READ(5,5) (CAO(I,J),J=1,NM1)
      READ(5,5) (CDO(I,J),J=1,NM1)
      IF (N.EQ.6) GO TO 120
      READ(5,5) (CNO(I,J),J=1,NM1)
      READ(5,5) (CPO(I,J),J=1,NM1)
      READ(5,5) (CM0(I,J),J=1,NM1)
120 CONTINUE
      DO 480 K=1,NK
C       INPUT OF INITIAL AND BOUNDARY CONDITIONS.
      READ(5,7) N,NW,SHAKAK,HOIKAK,TL
7 FORMAT(2I10,3F10.0)
      WRITE(6,8) NAME,LA,SHAKAK,HOIKAK
8 FORMAT(1H1//1X,A10//7X,11H A(EFFECT)=,F5.2,2H M//7X,9HJOGEKAKU=,
      1F4.1,6H DEG.,5X,8HHOIKAU=,F5.1,5H DEG.)

```

主プログラム “FPR” (つづき)

```

NL=7
140 IF (NW.EQ.0) GO TO 160
    READ(5,5) (Z1(J),J=1,NW)
    READ(5,5) (VW1(J),J=1,NW)
    READ(5,5) (FUK1(J),J=1,NW)
    WRITE(6,9)
9 FORMAT(1H0/10X,17HWIND DISTRIBUTION)
    IF (NW.GT.12) GO TO 150
        WRITE(6,10) (Z1(J),J=1,NW)
        WRITE(6,11) (VW1(J),J=1,NW)
        WRITE(6,12) (FUK1(J),J=1,NW)
10 FORMAT(1H0,6X,2HZ=,12(F8.1,1H,))
11 FORMAT(1H ,5X,3HVW=,12(F8.1,1H,))
12 FORMAT(1H ,3X,5HFUK0=,12(F8.1,1H,))
    NL=NL+7
    GO TO 160
150     WRITE(6,10) (Z1(J),J=1,12)
        WRITE(6,11) (VW1(J),J=1,12)
        WRITE(6,12) (FUK1(J),J=1,12)
        WRITE(6,10) (Z1(J),J=13,NW)
        WRITE(6,11) (VW1(J),J=13,NW)
        WRITE(6,12) (FUK1(J),J=13,NW)
    NL=NL+11
160 TI=0.0
    Y0(1)=0.00001
    Y0(3)=0.0
    Y0(4)=SHAKAK/RAD
    Y0(5)=0.0
    Y0(6)=0.0
    IF (N.EQ.6) GO TO 170
    Y0(7)=SHAKAK/RAD
    Y0(8)=0.0
    IF (N.NE.12) GO TO 170
    Y0(9)=0.0
    Y0(10)=0.0
    Y0(11)=0.0
    Y0(12)=0.0
170 LAH=LA*SIN(Y0(4))
C      START OF COMPUTATION. REPEATED FOR EACH STAGE.
DO 470 I=1,NST
S1=S(I)
AE1=AE(I)
WI1=WI(I)
WF1=WF(I)
ISP1=ISP(I)
    WRITE(6,13)
13 FORMAT(1H0)
    WRITE(6,14) T,S1,AE1,VI1,WF1,ISP1
14 FORMAT(1H0/2X,5HSTAGE,I2//8X,2HS=,F9.6,1X,3HM2,2X,3HAE=,F9.6,1X,
13HM2,2X,3HWI=,F9.3,1X,3HKG,2X,3HWF=,F9.3,1X,3HKG,5X,4HISP=,F8.3,
21X,3HSEC)
    NL=NL+7
    IF (N.EQ.6) GO TO 180
L1=L(I)
CGI1=CGI(I)
CGF1=CGF(I)
IYI1=IYI(I)

```

主プログラム “FPR” (つづき)

```

IYF1=IYF(I)
      WRITE(6,15) L1,CGI1,CGF1,IYI1,IYF1
15 FORMAT(1H0,7X,2HL=,F7.3,1X,2HM,5X,4HCGI=,F6.2,1X,2H%,5X,4HCGF=,
      1F6.2,1X,2H%,5X,4HIYI=,F9.3,1X,6HKGMS2,1X,4HIYF=,F9.3,1X,5HKGMS2)
      NL=NL+2
180 TBO=TI+TB(I)
      TC1=TC(I)
      NT1=NT(I)
      NM1=NM(I)
      CGI1=0.01*CGI1
      CGF1=0.01*CGF1
      Y0(2)=WI1
      DO 190 J=1,NT1
      T1(J)=TI+TO(I,J)
190 FT1(J)=FT0(I,J)
      IF (NT1.GT.12) GO TO 200
      WRITE(6,17) (T1(J),J=1,NT1)
      WRITE(6,18) (FT1(J),J=1,NT1)
17 FORMAT(1H0,6X,2HT=,12(F8.2,1H, ))
18 FORMAT(1H ,5X,3HFT=,12(F8.1,1H, ))
      NL=NL+3
      GO TO 210
200   WRITE(6,17) (T1(J),J=1,12)
      WRITE(6,18) (FT1(J),J=1,12)
      WRITE(6,17) (T1(J),J=13,NT1)
      WRITE(6,18) (FT1(J),J=13,NT1)
      NL=NL+6
210 DO 220 J=1,NM1
      M1(J)=MO(I,J)
      CA1(J)=CAO(I,J)
220 CD1(J)=CDO(I,J)
      IF (N.EQ.6) GO TO 240
      DO 230 J=1,NM1
      CN1(J)=CNO(I,J)
      CP1(J)=CPO(I,J)
230 CM1(J)=CMO(I,J)
240 IF (NM1.GT.12) GO TO 250
      WRITE(6,19) (M1(J),J=1,NM1)
      WRITE(6,20) (CA1(J),J=1,NM1)
      WRITE(6,21) (CD1(J),J=1,NM1)
19 FORMAT(1H0,6X,2HM=,12(F8.3,1H, ))
20 FORMAT(1H ,5X,3HCA=,12(F8.3,1H, ))
21 FORMAT(1H ,5X,3HCD=,12(F8.3,1H, ))
      NL=NL+4
      IF (N.EQ.6) GO TO 270
      WRITE(6,22) (CN1(J),J=1,NM1)
      WRITE(6,23) (CP1(J),J=1,NM1)
      WRITE(6,24) (CM1(J),J=1,NM1)
22 FORMAT(1H ,4X,4HCNA=,12(F8.2,1H, ))
23 FORMAT(1H ,5X,3HCP=,12(F8.3,1H, ))
24 FORMAT(1H ,4X,4HCMQ=,12(F8.2,1H, ))
      NL=NL+3
      GO TO 270
250   WRITE(6,19) (M1(J),J=1,12)
      WRITE(6,20) (CA1(J),J=1,12)
      WRITE(6,21) (CD1(J),J=1,12)
      IF (N.EQ.6) GO TO 260

```

主プログラム “FPR” (つづき)

```

      WRITE(6,22) (CN1(J),J=1,12)
      WRITE(6,23) (CP1(J),J=1,12)
      WRITE(6,24) (CM1(J),J=1,12)
260    WRITE(6,19) (M1(J),J=13,NM1)
      WRITE(6,20) (CA1(J),J=13,NM1)
      WRITE(6,21) (CD1(J),J=13,NM1)
      NL=NL+8
      IF (N.EQ.6) GO TO 270
      WRITE(6,22) (CN1(J),J=13,NM1)
      WRITE(6,23) (CP1(J),J=13,NM1)
      WRITE(6,24) (CM1(J),J=13,NM1)
      NL=NL+6
270    WRITE(6,13)
      WRITE(6,25)
25 FORMAT(1H0,3X,4HTIME,6X,1HV,BX,4HDVDT,6X,5HGAMMA,7X,1HX,11X,1HZ,
        17X,7HW(S.L.),4X,6HTHRUST,5X,4HDRAG,9X,1HQ,7X,4HMACH)
      NL=NL+4
      IF (N.EQ.6) GO TO 280
      WRITE(6,26)
26 FORMAT(1H ,8X,5HALPHA,7X,3HFBZ,6X,5HTHETA,4X,6HDTHETA)
      IF (N.EQ.12) WRITE(6,27)
27 FORMAT(1H+,50X,2HLX,10X,2HLY,7X,5HSIGMA,6X,3HPSI,7X,4HDPSI,5X,
        14HBETA,7X,3HFBY)
      WRITE(6,28)
28 FORMAT(1H )
      NL=NL+2
280 DO 290 J=1,N
290 Y(J)=Y0(J)
      CALL FUNC
C     PRINT OF RESULT
300 T=Y0(1)
      W=Y0(2)
      V=Y0(3)
      DVDT=DYDT(3)
      GAMMA=RAD*Y0(4)
      X=Y0(5)
      IF (N.EQ.12) X=SQRT(Y0(5)**2+Y0(12)**2)
      Z=Y0(6)
      DRAG=FT-FBX
      WRITE(6,29) T,V,DVDT,GAMMA,X,Z,W,FT,DRAG,Q,M
29 FORMAT(1H ,F7.2,3F10.3,2F12.3,2F10.3,F10.3,F12.3,F9.3)
      NL=NL+1
      IF (N.EQ.6) GO TO 340
      ALP=RAD*ALPHA
      THETA=RAD*Y0(7)
      DTHETA=RAD*DYDT(7)
      WRITE(6,30) ALP,FBZ,THETA,DTHETA
30 FORMAT(1H ,6X,F8.4,3F10.3)
      IF (N.NE.12) GO TO 320
      LX=Y0(5)
      LY=Y0(12)
      SIGMA=RAD*Y0(9)+HOIKAK
      PSI=RAD*Y0(10)+HOIKAK
      DPSI=RAD*DYDT(10)
      BETA=RAD*BETA
      WRITE(6,31) LX,LY,SIGMA,PSI,DPSI,BETA,FBY
31 FORMAT(1H+,43X,2F12.3,3F10.3,F10.4,F10.3)

```

主プログラム “FPR” (つづき)

```

320      WRITE(6,28)
      NL=NL+2
340 IF (Z.LT.0.0) GO TO 480
      IF (T.GE.TL) GO TO 480
      IF (K1.EQ.0) GO TO 350
      P=K1
      GO TO 440
350 IF (T.GE.R3) GO TO 400
      IF (T.GE.R2) GO TO 380
      IF (T.GE.R1) GO TO 360
      H=H1
      P=P1
      GO TO 430
360 H=H2
      P=P2
      GO TO 430
380 H=H3
      P=P3
      GO TO 430
400 H=H4
      P=P4
      IF (N.EQ.6) GO TO 430
      NW=0
      IF (N.EQ.8) GO TO 420
410 LY=0.0
      Y0(5)=X
420 N=6
430 K1=P
      IF (NL.LT.58) GO TO 440
      WRITE(6,32)
32 FORMAT(1H1)
      WRITE(6,25)
      NL=2
      IF (N.EQ.6) GO TO 440
      WRITE(6,26)
      IF (N.EQ.12) WRITE(6,27)
      WRITE(6,28)
      NL=NL+2
C      RUNGE-KUTTA
440 DO 450 J=1,P
      CALL RUNGEK
      K1=K1-1
      T=Y0(1)
      IF (T.GE.TC1) GO TO 460
450 CONTINUE
      GO TO 300
460 TI=T-0.00001
      IF (NL.LE.40) GO TO 470
      WRITE(6,32)
      NL=0
470 CONTINUE
480 CONTINUE
      K=K
      GO TO 100
500 STOP
END

```

副プログラム “RUNGEFPR”

```

SUBROUTINE RUNGEK
REAL ISP,IYI,IYF,L,M,M1,LAH
DOUBLE PRECISION H,Y0
DIMENSION DYDT(12),Y(12),Y0(12),DY(12),Z1(24),VW1(24),FUK1(24),
1T1(24),FT1(24),M1(24),CA1(24),CD1(24),CN1(24),CP1(24),CM1(24)
COMMON /FN/DYDT,Y,T1,FT1,M1,CA1,CD1,CN1,CP1,CM1,N,S,L,M,NW,Q,
1TBO,WI,WF,CGI,CGF,IYI,IYF,TSP,ALPHA,AE,FBX,FBY,FBZ,BETA,RAD,FT,
2HOTKAK,Z1,VW1,FUK1,LAH /RK/Y0,DY,H
DO 510 I=1,N
510 Y(T)=Y0(I)
CALL FUNC
DO 520 I=1,N
DY(I)=H*DYDT(I)/6.0
520 Y(I)=Y0(I)+H*DYDT(I)/2.0
CALL FUNC
DO 530 I=1,N
DY(I)=DY(I)+H*DYDT(I)/3.0
530 Y(T)=Y0(I)+H*DYDT(I)/2.0
CALL FUNC
DO 540 I=1,N
DY(I)=DY(I)+H*DYDT(I)/3.0
540 Y(I)=Y0(I)+H*DYDT(I)
CALL FUNC
Y0(1)=Y0(1)+H
DO 550 I=2,N
550 Y0(I)=Y0(I)+DY(T)+H*DYDT(I)/6.0
RETURN
END

```

副プログラム “FUNFPR”

```

SUBROUTINE FUNC
REAL ISP,IY,IYI,IYF,L,LAH,M,M1,MASS,NF
DIMENSION DYDT(12),Y(12),Z1(24),VW1(24),FUK1(24),
1T1(24),FT1(24),M1(24),CA1(24),CD1(24),CN1(24),CP1(24),CM1(24)
COMMON /FN/DYDT,Y,T1,FT1,M1,CA1,CD1,CN1,CP1,CM1,N,S,L,M,NW,Q,
1T80,WI,WF,CGI,CGF,IYI,IYF,TSP,ALPHA,AE,FBX,FBY,FBZ,BETA,RAD,FT,
2HOIKAK,Z1,VW1,FUK1,LAH
Z0=6372648.0
T=Y(1)
W=Y(2)
V=Y(3)
Z=Y(6)
MASS=W/9.8
SNG=SIN(Y(4))
CSG=COS(Y(4))
G=3.97730*10.0**14/(Z0+Z)**2
IF (NW.EQ.0) GO TO 200
C WIND VELOCITY (100-)
100 J=1
110 IF (Z1(J+1).GE.Z) GO TO 130
120 J=J+1
GO TO 110
130 RZ=(Z-Z1(J))/(Z1(J+1)-Z1(J))
VW=VW1(J)+(VW1(J+1)-VW1(J))*RZ
FUK=FUK1(J)+(FUK1(J+1)-FUK1(J))*RZ
DELT=HOIKAK-FUK)/RAD
WX=-VW*COS(DELT)
WY=VW*SIN(DELT)
WZ=0.0
C THRUST AND WEIGHT(200-)
200 J=1
IF (W.LE.WF) GO TO 210
IF (T.LE.T80) GO TO 220
210 FT=0.0
CG=CGF
IY=IYF
GO TO 300
220 IF (T1(J+1).GE.T) GO TO 240
230 J=J+1
GO TO 220
240 RT=(T-T1(J))/(T1(J+1)-T1(J))
FT=FT1(J)+(FT1(J+1)-FT1(J))*RT
IF (N.EQ.6) GO TO 300
250 CGI=CGI+(CGF-CGI)*(WI-W)/(WT-WF)
IY=IYI+(IYF-IYI)*(WI-W)/(WT-WF)
C DENSITY OF AIR (300-)
300 HT=0.0001*Z
IF (HT.GT.2.0) GO TO 320
310 RHO=((0.005573*HT-0.026240)*HT+0.064588)*HT-0.12681)*HT+0.125
GO TO 400
320 IF (HT.GT.5.0) GO TO 340
330 RHO=((0.00018975*HT-0.003430)*HT+0.02331775)*HT-0.0709325)*HT
1+0.081978
GO TO 400
340 RHO=0.000103*EXP((-0.092*(HT-5.0)-1.0)*(HT-5.0))
C VELOCITY COMPONENTS(400-)
400 IF (N.GE.8) GO TO 410

```

副プログラム “FUNFPR” (つづき)

```

VA2=V*V
VA=V
GO TO 430
410 IF (N.EQ.12) GO TO 420
SNT=SIN(Y(7))
CST=COS(Y(7))
VEX=V*CSG-WX
VEZ=-V*SNG-WZ
VA2=VEX**2+VEZ**2
VA=SQRT(VA2)
VX=CST*VEX-SNT*VEZ
VZ=SNT*VEX+CST*VEZ
GO TO 430
420 SNT=SIN(Y(7))
CST=COS(Y(7))
SNS=SIN(Y(9))
CSS=COS(Y(9))
SNP=SIN(Y(10))
CSP=COS(Y(10))
VEX=V*CSS*CSG-WX
VEY=V*SNS*CSG-WY
VEZ=-V*SNG-WZ
VA2=VEX**2+VEY**2+VEZ**2
VA=SQRT(VA2)
VX=CST*CSP*VEX+CST*SNP*VEY-SNT*VEZ
VY=-SNP*VEX+CSP*VEY
VZ=SNT*CSP*VEX+SNT*SNP*VEY+CST*VEZ
430 Q=0.5*RHO*VA2
QS=Q*S
IF (FT.EQ.0.0) GO TO 500
C ATOMOSPHERIC PRESSURE(450-)
450 IF (HT.GT.1.0) GO TO 470
460 PA=(-0.105791*HT+0.549568)*HT-1.182297)*HT+1.0
GO TO 500
470 IF (HT.GT.3.2) GO TO 490
480 PA=(-0.03201145*HT+0.2789790)*HT-0.8259240)*HT+0.8439713
GO TO 500
490 PA=0.01*EXP(1.425*(3.1-HT))
C MACH NUMBER(500-)
500 IF (HT.GT.1.12) GO TO 520
510 M=VA/(340.294-40.38*HT)
GO TO 600
520 IF (HT.GT.2.0) GO TO 540
530 M=VA/295.068
GO TO 600
540 IF (HT.GT.3.2) GO TO 560
550 M=VA/(281.794+6.637*HT)
GO TO 600
560 IF (HT.GT.4.7) GO TO 580
570 M=VA/(246.974+17.518*HT)
GO TO 600
580 M=VA/329.309
C AERONAUTICAL COEFFICIENTS(600-)
600 J=1
610 IF (M1(J+1).GT.M) GO TO 630
620 J=J+1
GO TO 610

```

副プログラム “FUNFPR” (つづき)

```

630 RM=(M-M1(J))/(M1(J+1)-M1(J))
  IF (FT.EQ.0.0) GO TO 650
640 CA=CA1(J)+(CA1(J+1)-CA1(J))*RM
  GO TO 660
650 CA=CD1(J)+(CD1(J+1)-CD1(J))*RM
660 IF (N.EQ.6) GO TO 700
  CN=CN1(J)+(CN1(J+1)-CN1(J))*RM
  CP=CP1(J)+(CP1(J+1)-CP1(J))*RM
  CM=CM1(J)+(CM1(J+1)-CM1(J))*RM
C  DERIVATIVES(700-)
700 DYDT(1)=1.0
  DYDT(2)=-FT/ISP
  DYDT(6)=V*SNG
  IF (FT.NE.0.0) FT=FT+AE*10330.0*(1.0-PA)
  FBX=FT-CA*QS
  IF (7.GE.LAH) GO TO 750
  DYDT(3)=FBX/MASS-G*SNG
  DYDT(4)=0.0
  DYDT(5)=V*CSG
  FBZ=0.0
  IF (N.EQ.6) GO TO 900
  ALPHA=0.0
  DYDT(7)=0.0
  DYDT(8)=0.0
  IF (N.EQ.8) GO TO 900
  BETA=0.0
  DYDT(9)=0.0
  DYDT(10)=0.0
  DYDT(11)=0.0
  DYDT(12)=0.0
  FBY=0.0
  GO TO 900
750 IF (N.NE.6) GO TO 760
  DYDT(3)=FBX/MASS-SNG*G
  DYDT(4)=V*CSG/(Z0+Z)-G*CSG/V
  DYDT(5)=V*CSG*Z0/(Z0+Z)
  FBZ=0.0
  GO TO 900
760 NF=CN*QS
  ALPHA=ATAN(VZ/VX)
  FBZ=-NF*ALPHA
  IF (N.EQ.12) GO TO 770
  FEX=CST*FBX+SNT*FBZ
  FEZ=-SNT*FBX+CST*FBZ+MASS*G
  FX=CSG*FEX-SNG*FEZ
  FZ=SNG*FEX+CSG*FEZ
  GO TO 800
770 BETA=ATAN(VY/SQRT(VX**2+VZ**2))
  FBY=-NF*BETA
  FEX=CST*CSP*FBX-SNP*FBY+SNT*CSP*FBZ
  FEY=CST*SNP*FBX+CSP*FBY+SNT*SNP*FBZ
  FEZ=-SNT*FBX+CST*FBZ+MASS*G
  FX=CSG*CSP*FEX+CSG*SNS*FEY-SNG*FEZ
  FY=-SNS*FEX+CSP*FEY
  FZ=SNG*CSP*FEX+SNG*SNS*FEY+CSG*FEZ
800 D=(CP-CG)*L
  DYDT(3)=FX/MASS

```

副プログラム “FUNFPR” (つづき)

```
IF (N,FQ,12) GO TO 810
DYDT(4)=V*CSG/(Z0+Z)-FZ/(MASS*V)
DYDT(5)=V*CSG*Z0/(Z0+Z)
DYDT(7)=Y(8)+V*CSG/(Z0+Z)
DYDT(8)=(D*FBZ+0.5*CM*QS*L*L*Y(8)/VA)/IY
GO TO 900
810 DYDT(4)=V*CSG*CSS*CSS/(Z0+Z)-FZ/(MASS*V)
DYDT(5)=V*CSG*CSS*Z0/(Z0+Z)
DYDT(7)=Y(8)+V*CSG*CSS*CSP/(Z0+Z)
DYDT(8)=(D*FBZ+0.5*CM*QS*L*L*Y(8)/VA)/IY
DYDT(9)=V*SNG*SNS*CSS/(Z0+Z)+FY/(MASS*V*CSG)
DYDT(10)=(Y(11)+V*CSG*CSS*SNT*SNP/(Z0+Z))/CST
DYDT(11)=(-D*FBY+0.5*CM*QS*L*L*Y(11)/VA)/IY
DYDT(12)=V*CSG*SNS*Z0/(Z0+Z)
900 RETURN
END
```

主プログラム “TS3D”

C PROPERTIES OF SATELITES AS RIGID BODIES WITH ARBITRARY WINDS.
C NOMENCLATURE:
C TI: STARTING TIME OF EACH STAGE.
C NST: NUMBER OF STAGES.
C TB: DURATION OF COMBUSTION OF EACH STAGE.
C TBO: BURNOUT TIME FROM START.
C TCO: COASTING TIME.
C GAMMA: FLIGHT PATH ANGLE IN PITCH RELATIVE TO LOCAL HORIZONTAL.
C SIGMA: AZIMUTH OF FLIGHT PATH.
C THETA: PITCH ANGLE OF VEHICLE RELATIVE TO LOCAL HORIZONTAL.
C THETAG: PITCH ANGLE OF VEHICLE INDICATED ON GYRO.
C THETAF: LIMIT OF PITCH ANGLE AT THE END OF ATTITUDE CONTROL.
C REMARKS FOR INPUT
C SHAKAK,THETAF AND GAMMAC ARE IN DEGREE.
C PITCH IS IN DEGREE PER SEC.
C C=0: NO GUIDANCE, NO CONTROL.
C C=1 AND 2: ATTITUDE CONTROL BY PROGRAM INCLUDING GRAVITY TURN.
C FOR C=0 AND 1, CUTOFF AT T=TC, (TC=TBO+TCO).
C C=3: WHILE (THETAG.GT.THETAF), KEEP CONSTANT PITCH RATE BY SIDE
C JET. FOR C=2 AND 3, CUTOFF AT GAMMA=GAMMAC.
C C=4: LAST STAGE. NO CONTROL. IF (T.GT.(TBO-10.0)) CALCULATE THE
C TRAJECTORY.

DOUBLE LENGTH INTEGER NAME,DATE
INTEGER C,CONTR,P
DOUBLE PRECISION H,Y0
REAL ISP,ISPM,ISPG,ISPJ,IYI,IYI1,IYF,IYF1,L,L1,LA,LAH,LX,LY,M,
1MO,M1,MU,IDO,KEIDO,KEID,KODO
DIMENSION DYDT(12),Y0(12),Y(12),TO(8,24),FT0(8,24),
1MO(8,24),CA0(8,24),CD0(8,24),CN0(8,24),CP0(8,24),CM0(8,24),
2T1(24),FT1(24),M1(24),CA1(24),CD1(24),CN1(24),CP1(24),CM1(24),
3S(8),L(8),AE(8),WT(8),WP(8),CGI(8),CGF(8),IYI(8),IYF(8),ISP(8),
4TB(8),TC0(8),NT0(8),NMO(8),CONTR(8),FS(8),ISPG(8),WG(8),TG(24),
5TH1(24),Z1(24),VW1(24),FUK1(24),TIME(500),KEIDO(500),IDO(500),
6HOI(500),KODO(500),GAM(500),VEL(500),R(5),ETA(5)
COMMON /FN/DYDT,Y,T1,FT1,M1,CA1,CD1,CN1,CP1,CM1,Q,S1,L1,M,NM,NW,
1TBO,WI1,WP1,CGI1,CGF1,IYI1,IYF1,ISPM,ALPHA,AE1,TNC,WGC,FJ,SJ,ISPJ,
2FT,FBX,FBZ,FBY,BETA,HOIKAK,Z1,VW1,FUK1,LAH,JITEN,C,N,SNID /RK/Y0,
3DY,H /SI/IDO,KEIDO,HOI,KEID,ETAT,SNI,CSI,SNK,CSK,SNH,CSH,NS,K1,T
RAD=57.295780
PI=3.1415926536
MU=3.986032*10.0**14
ZO=6372648.0

100 READ(5,1) NAME,NST,NK,NTG,WPAYL,DATE
1 FORMAT(A10,3I10,F10.0,A10)
IF (NK.EQ.0) GO TO 800
READ(5,2) R1,R2,R3
2 FORMAT(8F10.0)
WRITE(6,3) NAME,R1,R1,R2,R2,R3,R3,DATE
3 FORMAT(1H1///50X,18HTHE TRAJECTORY OF //53X,1H',A10,1H'//49X,
119HBY PROGRAM 'TS3D' //40X,32HINTERVALS OF CALCULATION ARE AS ,
27HFOLLOWS//38X,13HFROM START TO,F8.2,2X,3HSEC,2X,10HH=0.01 SEC/
541X,F6.2,2X,2HT0,2X,F6.2,2X,3HSEC,2X,10HH=0.02 SEC/41X,F6.2,2X,
42HT0,2X,F6.2,2X,3HSEC,2X,10HH=0.05 SEC/46X,5HAFTER,2X,F6.2,2X,
53HSEC,2X,10HH=0.10 SEC/46X,3HFOR,2X,11HC=2,3 AND 4,4X,10HH=0.10 SE
6C///50X,4HDATE,4X,A10)
IF (NTG.EQ.0) GO TO 110

C PREPROGRAM LIST OF ATTITUDE ANGLE

主プログラム “TS 3D” (つづき)

```

      READ(5,2) (TG(J),J=1,NTG)
      READ(5,2) (TH1(J),J=1,NTG)

110 DO 120 I=1,NST
C     INPUT OF CHARACTERISTIC DATA OF VEHICLE
      READ(5,4) J,CONTR(I),S(I),AE(I),WI(I),WP(I),ISP(I),TB(I),
1      L(I),CGI(I),CGF(I),IYI(T),IYF(I),FS(I),WG(I),ISPG(I),TCO(I),
2      NTO(I),NMO(I)
4 FORMAT(2I10,6F10.0/8F10.0/F10.0,2I10)
      IF (J.NE.I) GO TO 800
      NT=NTO(I)
      NM=NMO(I)
      READ(5,2) (TO(I,J),J=1,NT)
      READ(5,2) (FTO(I,J),J=1,NT)
      IF (NM.EQ.0) GO TO 120
      READ(5,2) (MO(I,J),J=1,NM)
      READ(5,2) (CAO(I,J),J=1,NM)
      READ(5,2) (CDO(I,J),J=1,NM)
      READ(5,2) (CNO(I,J),J=1,NM)
      READ(5,2) (OPO(I,J),J=1,NM)
      READ(5,2) (CMO(I,J),J=1,NM)

120 CONTINUE
      KEIDO(1)=130.9614
      IDO(1)=30.3717
      HOI(1)=HOIKAK
      SNK=SIN(KEIDO(1)/RAD)
      CSK=COS(KEIDO(1)/RAD)
      SNI=SIN(IDO(1)/RAD)
      CSI=COS(IDO(1)/RAD)
      KEID=KEIDO(1)
      K1=0
C     THEREAFTER IT IS REPEATED FOR NK TIMES
      DO 700 K=1,NK
C     INITIAL AND BOUNDARY CONDITIONS
      READ(5,5) N,NW,WPAYL,SHAKAK,HOIKAK,LA,TNC,PITCHI,THETAF,
1      GAMMAC,ASOB1,SENS1,SENS2,SENS3,SENS4,ASOB2,DT,TL
5 FORMAT(2I10,6F10.0/8F10.0/2F10.0)
      WRITE(6,6) NAME,WPAYL
6 FORMAT(1H1,//1X,A10,4X,8HPAYLOAD=,F7.2,1X,2HKG)
      IF (NTG.EQ.0) GO TO 140
      WRITE(6,7)
7 FORMAT(1H0/10X,28HPROGRAM OF ATTITUDE ANGLES)
      NL=6
      IF (NTG.GT.12) GO TO 130
      WRITE(6,8) (TG(J),J=1,NTG)
      WRITE(6,9) (TH1(J),J=1,NTG)
8 FORMAT(1H0,6X,2HT=,12(F8.1,1H, ))
9 FORMAT(1H ,2X,6HTHETA=,12(F8.2,1H, ))
      NL=NL+3
      GO TO 140
130   WRITE(6,8) (TG(J),J=1,12)
      WRITE(6,9) (TH1(J),J=1,12)
      WRITE(6,8) (TG(J),J=13,NTG)
      WRITE(6,9) (TH1(J),J=13,NTG)
      NL=NL+6
140   WRITE(6,11) SHAKAK,HOIKAK,LA,TNC,SENS1,SENS2,SENS3,SENS4,PITCHI
11  FORMAT(1H0/6X,9HJOGEKAKU=,F4.1,3X,8HHOIKAKU=,F5.1,3X,3HLA=,F5.2,3H
1      M,6X,21HPERIOD OF NO CONTROL=,F6.3,1X,3HSEC//6X,6HSENS1=,F5.2,

```

主プログラム “TS3D” (つづき)

```

21X,8H/DEGREE,3X,6HSENS2=,F5.2,1X,11HSEC/DEGREE,3X,6HSENS3=,F6.3,
31X,8H/DEGREE,3X,6HSENS4=,F5.2,1X,10HSEC/DEGREE//6X,7HPITCHI=,F6.3,
411H DEGREE/SEC)
NL=NL+7
IF (NW.EQ.0) GO TO 160
  READ(5,2) (Z1(J),J=1,NW)
  READ(5,2) (VW1(J),J=1,NW)
  READ(5,2) (FUK1(J),J=1,NW)
  WRITE(6,12)
12 FORMAT(1H0/10X,17HWIND DISTRIBUTION)
NL=NL+3
IF (NW.GT.12) GO TO 150
  WRITE(6,13) (Z1(J),J=1,NW)
  WRITE(6,14) (VW1(J),J=1,NW)
  WRITE(6,15) (FUK1(J),J=1,NW)
13 FORMAT(1H0,6X,2HZ=,12(F8.1,1H,))
14 FORMAT(1H ,5X,3HVW=,12(F8.1,1H,))
15 FORMAT(1H ,3X,5HFUKO=,12(F8.1,1H,))
NL=NL+4
GO TO 160
150  WRITE(6,13) (Z1(J),J=1,12)
  WRITE(6,14) (VW1(J),J=1,12)
  WRITE(6,15) (FUK1(J),J=1,12)
  WRITE(6,13) (Z1(J),J=13,NW)
  WRITE(6,14) (VW1(J),J=13,NW)
  WRITE(6,15) (FUK1(J),J=13,NW)
NL=NL+8
160 TI=0.0
WGC=0.0
FJ=0.0
SJ=0.0
Y0(1)=0.001
Y0(3)=0.001
Y0(4)=SHAKAK/RAD
Y0(5)=0.0
Y0(6)=0.0
Y0(7)=SHAKAK/RAD
Y0(8)=0.0
IF (N.NE.12) GO TO 170
Y0(9)=0.0
Y0(10)=0.0
Y0(11)=0.0
Y0(12)=0.0
170 JITEN=0
NS=0
LAH=LA*SIN(Y0(4))
IF (LAH.EQ.0.0) Y0(4)=ATAN((FT0(1,1)*SIN(Y0(4))-WI(1)-WPAYL)
1/(FT0(1,1)*COS(Y0(4))))
C      START OF COMPUTATION. REPEATED FOR EACH STAGE.
DO 580 I=1,NST
C=CONTR(I)
S1=S(I)
L1=L(I)
AE1=AE(I)
WI1=WI(I)+WPAYL
WP1=WP(I)
ISPM=ISP(I)

```

主プログラム “TS3D” (つづき)

```

CGI1=CGI(I)
CGF1=CGF(I)
IYI1=IYI(I)
IYF1=IYF(I)
FS1=FS(I)
WGA=WG(I)
ISPG=ISPG(I)
  WRITE(6,16) T,S1,AE1,WI1,CGI1,IYI1,WGA,L1,ISPM,WP1,CGF1,IYF1,
1   ISPG
16 FORMAT(1H0/2X,5HSTAGE,I2/10X,2HS=,F8.5,4H M2,3X,3HAE=,F8.5,4H M2,
13X,3HWT=,F9.2,4H KG,3X,4HCGI=,F6.2,3H %,3X,4HIYI=,F9.2,7H KGMS2,
23X,6HWGASS=,F7.2,3H KG//10X,2HL=,F7.3,3H M,4X,4HISP=,F7.2,5H SEC,
33X,3HWP=,F9.2,4H KG,3X,4HCGF=,F6.2,3H %,3X,4HIYF=,F9.2,7H KGMS2,
44X,5HISPG=,F7.2,4H SEC)
NL=NL+5
CGI1=0.01*CGI1
CGF1=0.01*CGF1
TBO=TI+TB(I)
Y0(2)=WI1
NT=NTO(I)
NM=NMO(I)
IF (C.GE.2) GO TO 190
180 TC=TBO+TC0(I)
GO TO 200
190 IF (C.EQ.3) PITCH=PITCHI
200 DO 210 J=1,NT
  T1(J)=TI+TO(I,J)
210 FT1(J)=FT0(I,J)
  IF (NT.GT.12) GO TO 220
    WRITE(6,17) (T1(J),J=1,NT)
    WRITE(6,18) (FT1(J),J=1,NT)
17 FORMAT(1H0,6X,2HT=,12(F8.1,1H, ))
18 FORMAT(1H ,5X,3HFT=,12(F8.1,1H, ))
NL=NL+3
GO TO 230
220   WRITE(6,17) (T1(J),J=1,12)
      WRITE(6,18) (FT1(J),J=1,12)
      WRITE(6,17) (T1(J),J=13,NT)
      WRITE(6,18) (FT1(J),J=13,NT)
NL=NL+6
230 IF (NM.EQ.0) GO TO 260
DO 240 J=1,NM
M1(J)=MO(I,J)
CA1(J)=CAO(I,J)
CD1(J)=CDO(I,J)
CN1(J)=CNO(I,J)
CP1(J)=CPO(I,J)
240 CM1(J)=CMQ(J,J)
  IF (NM.GT.12) GO TO 250
    WRITE(6,19) (M1(J),J=1,NM)
    WRITE(6,20) (CA1(J),J=1,NM)
    WRITE(6,21) (CD1(J),J=1,NM)
    WRITE(6,22) (CN1(J),J=1,NM)
    WRITE(6,23) (CP1(J),J=1,NM)
    WRITE(6,24) (CM1(J),J=1,NM)
19 FORMAT(1H0,6X,2HM=,12(F8.3,1H, ))
20 FORMAT(1H ,5X,3HCA=,12(F8.3,1H, ))

```

主プログラム “TS 3 D” (つづき)

```

21 FORMAT(1H ,5X,3HCD=,12(F8.3,1H,))  

22 FORMAT(1H ,4X,4HCNA=,12(F8.2,1H,))  

23 FORMAT(1H ,5X,3HCP=,12(F8.3,1H,))  

24 FORMAT(1H ,4X,4HCMQ=,12(F8.2,1H,))  

NL=NL+7  

GO TO 260  

250   WRITE(6,19) (M1(J),J=1,12)  

      WRITE(6,20) (CA1(J),J=1,12)  

      WRITE(6,21) (CD1(J),J=1,12)  

      WRITE(6,22) (CN1(J),J=1,12)  

      WRITE(6,23) (CP1(J),J=1,12)  

      WRITE(6,24) (CM1(J),J=1,12)  

      WRITE(6,19) (M1(J),J=13,NM)  

      WRITE(6,20) (CA1(J),J=13,NM)  

      WRITE(6,21) (CD1(J),J=13,NM)  

      WRITE(6,22) (CN1(J),J=13,NM)  

      WRITE(6,23) (CP1(J),J=13,NM)  

      WRITE(6,24) (CM1(J),J=13,NM)  

NL=NL+14  

260   WRITE(6,25)  

25 FORMAT(1H0,1X,4HTIME,5X,1HV,11X,4HDVDT,7X,2HD0,7X,1H0,7X,  

      17HO(GYRO),3X,5HGAMMA,4X,5HSIGMA,8X,1HX,11X,1HZ,6X,7HW(S.L.),  

      24X,6HTHRUST)  

      IF (JITEN.EQ.0) WRITE(6,26)  

26 FORMAT(1H+,11X,7H(RELAT))  

      IF (JITEN.EQ.1) WRITE(6,27)  

27 FORMAT(1H+,11X,5H(ABS))  

      IF (JITEN.EQ.0) WRITE(6,28)  

28 FORMAT(1H ,6X,4HMACH,8X,1HQ,9X,3HF8Z,5X,5HALPHA,67X,4HDRAG)  

      IF (N.EQ.12) WRITE(6,29)  

29 FORMAT(1H+,47X,3HFBY,6X,4HBEITA,6X,3HPSI,6X,4HDPsi,9X,2HLX,9X,  

      12HLY)  

      WRITE(6,30)  

30 FORMAT(1H )  

NL=NL+4  

DO 270 J=1,N  

270 Y(J)=Y0(J)  

CALL FUNC  

C   PRINT OF RESULT  

280 Z=Y0(6)  

IF (Z.LT.100000.0) GO TO 300  

IF (NM.EQ.0) GO TO 290  

290 IF (JITEN.EQ.1) GO TO 300  

V=Y0(3)  

Y0(3)=SQRT((V*COS(Y0(4))+406.10425)**2+(V*SIN(Y0(4)))**2)  

Y0(4)=ATAN(V*SIN(Y0(4))/(V*COS(Y0(4))+406.10425))  

Y0(5)=Y0(5)+406.10425*Y0(1)  

JITEN=1  

      WRITE(6,25)  

      WRITE(6,27)  

      WRITE(6,30)  

NL=NL+3  

300 T=Y0(1)  

W=Y0(2)  

V=Y0(3)  

DVDT=DYDT(3)  

GAMMA=RAD*Y0(4)

```

主プログラム “TS3D” (つづき)

```

SIGMA=HOIKAK
IF (N.EQ.12) SIGMA=RAD*Y0(9)+HOIKAK
X=Y0(5)
IF(N.EQ.12) X=SQRT(Y0(5)**2+Y0(12)**2)
IF (JITEN.EQ.1) X=X-406.10425*T
THETA=RAD*Y0(7)
THETAG=RAD*(Y0(7)-(X+406.10425*T)/Z0)
DTHETA=RAD*(Y0(8)+V*COS(Y0(4))/(Z0+Z))
IF (JITEN.EQ.0) DTHETA=DTHETA+RAD*406.10425/(Z0+Z)
      WRITE(6,31) T,V,DVDT,DTHETA,THETA,THETAG,GAMMA,SIGMA,X,Z,W,FT
NL=NL+1
31 FORMAT(1H ,F6.2,F11.2,F10.3,F9.3,2F10.3,2F9.3,2F12.2,2F10.2)
IF (JITEN.EQ.1) GO TO 310
ALP=RAD*ALPHA
DRAG=FT-FBX
      WRITE(6,32) M,Q,FBZ,ALP,DRAG
NL=NL+1
32 FORMAT(1H ,F10.3,F11.2,2F10.3,62X,F10.2)
IF (N.NE.12) GO TO 310
LX=Y0(5)
LY=Y0(12)
PSI=RAD*Y0(10)+HOIKAK
DPSI=RAD*Y0(11)/COS(Y0(7))
BETA=RAD*BETA
      WRITE(6,33) FBY,BETA,PSI,DPSI,LX,LY
33 FORMAT(1H+,41X,3F10.3,F9.3,F12.2,F11.2)
310   WRITE(6,30)
NL=NL+1
IF (T.LT.DT*FLOAT(NS)) GO TO 320
NS=NS+1
TIME(NS)=T/60.0
ETAT=(X+406.10425*T)/Z0
HAZURE=SIGMA-90.0
SNH=SIN(HAZURE/RAD)
CSH=COS(HAZURE/RAD)
CALL SITUAT
IF (JITEN.EQ.0) V=SQRT((V*COS(Y0(4))+406.10425)**2+(V*SIN(Y0(4)))*
1**2)
VEL_(NS)=V
KODO(NS)=Z/1000.0
IF (JITEN.EQ.0) GAMMA=RAD*ATAN(V*SIN(Y0(4))/(V*COS(Y0(4))+
1406.10425))
GAM(NS)=GAMMA
SNID=STN(IDO(NS)/RAD)
320 IF (Z.LT.0.0) GO TO 700
IF (T.GE.TL) GO TO 700
IF (C.GE.2) GO TO 370
330 IF (T.GE.TC) GO TO 390
IF (T.GE.R3) GO TO 360
IF (T.GE.R2) GO TO 350
IF (T.GE.R1) GO TO 340
H=0.01
P=5
GO TO 430
340 H=0.02
P=5
GO TO 430

```

主プログラム “TS3D” (つづき)

```

350 H=0.05
P=2
GO TO 430
360 H=0.1
P=1
GO TO 430
370 IF (C.EQ.4) GO TO 400
H=0.1
P=1
IF (N.EQ.8) GO TO 380
Y0(5)=X
HOIKAK=HOIKAK+RAD*ATAN(LY/LX)
NW=0
N=8
380 IF (T.LE.TB0) GO TO 430
IF (GAMMA.GT.GAMMAC) GO TO 430
DELTA=RAD*ATAN(Z/(2.0*Z0*STN(0.5*X/Z0)))
      WRITE(6,34) DELTA
34 FORMAT(1H0,5X,6HDELTA=,F7.3)
NL=NL+2
390 TI=T-0.00001
WGC=0.0
IF (NL.LE.40) GO TO 580
      WRITE(6,35)
35 FORMAT(1H1)
NL=0
GO TO 580
400 IF (T.LT.(TB0-10.0)) GO TO 430
VH=V*COS(Y0(4))
TOTALE=V**2/2.0-MU/(Z0+Z)
A=-0.5*MU/TOTALE
AM=VH*(Z0+Z)
EPS=SQRT(1.0-AM**2/(A*MU))
APOG=A*(1.0+EPS)-Z0
PERIG=A*(1.0-EPS)-Z0
SHUKI=6.283185*SQRT(A**3/MU)
APOG=APOG/1000.0
PERIG=PERIG/1000.0
A=A/1000.0
SHUKI=SHUKI/60.0
ETAT=(X+406.10425*T)/Z0
ZAM=Z0+Z-AM**2/MU
ETA0=ATAN(SQRT(((Z0+Z)*EPS/ZAM)**2-1.0))+ETAT
IF (ZAM.LT.0.0) GO TO 410
IF (Y0(4).LT.0.0) ETA0=2.0*ETAT-ETA0
GO TO 420
410 IF (Y0(4).LT.0.0) ETA0=PI+FTAO
IF (Y0(4).GE.0.0) ETA0=PI+2.0*ETAT-ETA0
420 ETA1=ETA0*RAD
      WRITE(6,36) APOG,PERIG,A,EPS,SHUKI,ETA1
36 FORMAT(1H0,22X,7HAPOGEE=,F10.3,1X,2HKM,4X,8HPERIGEE=,F10.3,1X,
12HKM,4X,10HLONG AXIS=,F10.3,1X,2HKM/23X,8HEPSILON=,F7.4,4X,
26HSHUKI=,F7.2,7HMINUTES,4X,5HETA0=,F8.3,1X,7HDEGREES//)
NL=NL+5
IF (T.GE.TB0) GO TO 600
430 IF (NL.LT.58) GO TO 440
      WRITE(6,35)

```

主プログラム “TS3D” (つづき)

```

      WRITE(6,25)
      IF (JITEN.EQ.0) WRITE(6,26)
      IF (JITEN.EQ.1) WRITE(6,27)
      IF (JITEN.EQ.0) WRITE(6,28)
      IF (N.EQ.12) WRITE(6,29)
      WRITE(6,30)

      NL=4
440 DO 570 J1=1,10
      IF (C.EQ.0) GO TO 550
      IF (C.EQ.3) GO TO 500
      IF (C.EQ.4) GO TO 550
      IF (T.LT.TNC) GO TO 550
      IF (WGA.LE.WGC) GO TO 530
      IF (NTG.EQ.0) GO TO 480
      THETAG=RAD*(Y0(7)-Y0(5)/Z0)
      IF (JITEN.EQ.0) THETAG=THETAG-RAD*406.10425*Y0(1)/Z0
      DTHTG=RAD*Y0(8)
      J=1
450 IF (T.LE.TG(J+1)) GO TO 460
      J=J+1
      GO TO 450
460 RT=(T-TG(J))/(TG(J+1)-TG(J))
      THETAP=TH1(J)+(TH1(J+1)-TH1(J))*RT
      IF (ABS(THETAG-THETAP).GT.AS0B1) GO TO 470
      FJ=0.0
      GO TO 480
470 FJ=-FS1*(SENS1*(THETAG-THETAP)+SENS2*DTHTG)
480 IF (N.EQ.8) GO TO 485
      IF (ABS(PSI-90.0).GT.AS0B1) GO TO 490
485 SJ=0.0
      GO TO 550
490 SJ=FS1*(SENS3*(PSI-90.0)+SENS4*DPST)
      GO TO 540
500 SJ=0.0
      IF (JITEN.EQ.0) GO TO 550
      THETAG=RAD*(Y0(7)-Y0(5)/Z0)
      DTHTG=RAD*Y0(8)
      IF (THETAG.GT.THETAf) GO TO 510
      PITCH=0.0
510 IF (DTHTG.LT.(PITCH+AS0B2)) GO TO 520
      FJ=-FS1
      GO TO 540
520 IF (DTHTG.GT.(PITCH-AS0B2)) GO TO 525
      FJ=FS1
      GO TO 540
525 IF (PITCH.EQ.0.0) Y0(8)=0.0
530 FJ=0.0
      SJ=0.0
      GO TO 550
540 WGC=WGC+(ABS(FJ)+ABS(SJ))*H/ISPJ
      T=Y0(1)
      WRITE(6,37) FJ,SJ,T,WGC
37 FORMAT(1H ,10X,26HSIDE JET FOR PITCH CONTROL,1X,F8.1,7HKG AND ,
      115HFOR YAW CONTROL,1X,F8.1,19H KG FOR 0.1 SEC AT,1X,F6.1,
      24H SEC/52X,23HTOTAL GASS CONSUMPTION=,F8.4,3H KG/)

      NL=NL+3
      IF (NL.LE.58) GO TO 550

```

主プログラム “TS3D” (つづき)

```

      WRITE(6,35)
      WRITE(6,25)
      IF (JITEN.EQ.0) WRITE(6,26)
      IF (JITEN.EQ.1) WRITE(6,27)
      IF (JITEN.EQ.0) WRITE(6,28)
      IF (N.EQ.12) WRITE(6,29)
      WRITE(6,30)
      NL=4
550 DO 560 J2=1,P
560 CALL RUNGEK
570 CONTINUE
      GO TO 280
580 CONTINUE
600   WRITE(6,39)
39 FORMAT(1H1,7X,6HT(MIN),7X,5HTOKEI,8X,5HHOKUI,9X,3HHOI,7X,8HKODO(KM
1),7X,1H0,9X,8HVEL(M/S))
      NL=1
      DO 610 I=1,NS
      WRITE(6,40)TTIME(I),KEIDO(I),IDO(I),HOI(I),KODO(I),GAM(I),VEL(I)
40 FORMAT(1H ,F13.2,3F13.4,F13.3,F11.3,F13.3)
      NL=NL+1
      IF (NL.LT.58) GO TO 610
      WRITE(6,35)
      NL=0
610 CONTINUE
620 DETA=(DT*FLOAT(NS)-T)*AM/(Z0+Z)**2
      ETAT=ETA(1)
      R(1)=Z0+Z
630 DO 640 I=2,5
      ETAT=ETAT+0.25*DETA*FLOAT(I-1)
640 R(T)=A*1000.0*(1.0-EPS**2)/(1.0-EPS*COS(ETAT-ETA0))
      T=T+(R(1)**2+4.0*R(2)**2+2.0*R(3)**2+4.0*R(4)**2+R(5)**2)*DETA
      1/(12.0*AM)
      ETAT=ETA(5)
      Z=R(5)-Z0
      IF (ABS(DT*FLOAT(NS)-T).GE.0.0001) GO TO 620
650 NS=NS+1
      CALL STTUAT
      TIME(NS)=DT*FLOAT(NS-1)/60.0
      KODO(NS)=Z/1000.0
      VEL(NS)=SQRT(2.0*(TOTALE+MU/(Z+Z0)))
      GAM(NS)=RAD*ATAN(-EPS*SIN(ETAT-ETA0)/(1.0-COS(ETAT-ETA0)*EPS))
      WRITE(6,40) TIME(NS),KETDO(NS),IDO(NS),HOI(NS),KODO(NS),
      1 GAM(NS),VEL(NS)
      NL=NL+1
      IF (NL.LT.58) GO TO 660
      WRITE(6,39)
      NL=1
660 IF (T.LT.TL) GO TO 620
700 CONTINUE
      K=K
      J2=J2
      J1=J1
      GO TO 100
800 STOP
END

```

副プログラム “SITUATION”

```

SUBROUTINE SITUAT
REAL IDO,KEIDO,KEID
DIMENSION IDO(500),KEIDO(500),HOI(500)
COMMON /SI/IDO,KEIDO,HOI,KEID,ETAT,SNI,CSI,SNK,CSK,SNH,CSH,NS,K1,T
PI=3.1415926536
RAD=57.295780
CSE=COS(ETAT)
SNE=SIN(ETAT)
XE=CSI*CSK*CSE+(SNH*SNI*CSK-CSH*SNK)*SNE
YE=CSI*SNK*CSE+(SNH*SNI*SNK+CSH*CSK)*SNE
ZE=SNI*CSE-SNH*CSI*SNE
KEIDO(NS)=ATAN(YE/XE)+PI*FLOAT(K1)-T*7.292115*10.0**(-5)
IF (KEIDO(NS).GT.KEID) GO TO 100
KEIDO(NS)=KEIDO(NS)+PI
K1=K1+1
100 KEID=KEIDO(NS)
110 IF (KEIDO(NS).LT.PI) GO TO 120
KEIDO(NS)=KEIDO(NS)-2.0*PI
GO TO 110
120 IDO(NS)=ATAN(ZE/SQRT(XE**2+YE**2))
HOI(NS)=ATAN((SNI*SNE+SNH*CSE)/SQRT(1.0-(SNI*SNE+SNH*CSE)**2))
IDO(NS)=IDO(NS)*RAD
KEIDO(NS)=KEIDO(NS)*RAD
HOI(NS)=HOI(NS)*RAD+90.0
RETURN
END

```

TM-120	円錐管レンズの設計とその応用	1967年11月	山中龍夫, 奥畠澄男
TM-121	大きなマトリクスの逆行列計算および連立一次方程式の計算のためのプログラミング技術	1967年11月	戸川隼人, 戸川保子
TM-122	NAL-7-P ロケットの強度および燃焼試験結果	1967年11月	竹中幸彦, 古田敏康 小川鉄一, 朝田洋雄 豊原恒彦, 五代富文 湯沢克宜, 伊藤克弥 西村久男
TM-123	“NAL-16・31”および“NAL-25・31”二段ロケットの振動試験	1967年11月	中井暎一, 古閑昌次 田寺木勝一, 高木俊朗 安藤泰勝, 森田甫之 安岸正勝, 菊地孝 太田幹雄
TM-124	吹出式超音速風胴の集合胴圧力制御について	1967年12月	外立政隆, 近藤洋史 原直利
TM-125	航技研 1 m×1 m 吹出式超音速風胴におけるハーフモデル試験について	1968年2月	石原久藏, 原直利 榎原盛三, 関根英夫
TM-127	2024-T3 アルミニウム合金の 3-bay 有孔補強平板の軸荷重による疲労特性	1968年4月	飯田宗四郎, 猿本光明 斎藤信一郎
TM-130	リフトエンジンの自然吸込みについて	1968年4月	近藤博, 大城章一郎
TM-131	遷音速タービン翼列二次元試験(III)	1968年5月	近藤博, 萩田光弘 山崎紀雄, 古川昇
TM-132	行列の最小固有値の一計算法	1968年5月	戸川隼人, 戸川保子
TM-133	フィラメント・ワインディング円筒の強度特性に関する研究	1968年5月	竹中幸彦, 斎藤浩一 古田敏康, 川島矩郎 三木茂夫, 小川鉄一 越出慎一, 朝田洋雄 熊倉郁夫, 大竹邦彦
TM-134	AGARD 標準模型 HB-1, HB-2 の超音速風胴試験	1968年5月	斎藤秀夫, 石原久藏 原直利, 野田順一 関根英夫
TM-135	歪ゲージの自己加熱による歪ドリフト	1968年5月	小川鉄一, 遠藤修司
TM-136	“NAL-16・31”および“NAL-25・31”二段ロケット結合部の曲げ剛性試験	1968年5月	中井暎一, 飯田宗四郎 高木俊朗, 安藤泰勝 菊地孝男

注: 次番は配布先を限定したもの

航空宇宙技術研究所資料137号

昭和43年5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(042)44-9171(代表)番182

印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2~27~12