

UDC 629.783;
525;
629.7.015.7

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-507

超低高度人工衛星 DAS の軌道
に関する初期解析

大坪孔治・五代富文・長洲秀夫

1977 年 7 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

超低高度人工衛星DASの軌道 に関する初期解析*

大坪 孔治** 五代 富文** 長洲 秀夫**

Preliminary Trajectory Analysis for the Lowest-Flying Earth Satellite, DAS

By Koji OTSUBO, Tomifumi GODAI and Hideo NAGASU

The trajectory of the lowest-flying earth satellite, DAS is analyzed by the step-by-step integration procedure of nonlinear differential equations of satellite motion assuming the modified Jacchia atmospheric model and the drag coefficient of a sphere in a rarefied hypersonic flow. The second zonal harmonic of geopotential perturbations with respect to the perturbative effect due to the earth's oblateness and the shape of the spheroidal earth are included in the analysis.

The purpose of the DAS flying at the very low altitude around 100 km is to explore the bottomside of the ionosphere. Because of low deceleration caused by drag above 100 km altitude, only a small acceleration by an on-board propulsion system ^{is required} to defeat drag and restore elliptic orbit decay. The two cases of impulsive thrust and powered flight at constant thrust are discussed. The main results obtained are:

(1) The lifetime of the satellite in a very low circular orbit around 100 km altitude is strongly dependent on the initial altitude and is extremely short due to the atmosphere not being sufficiently rarefied to permit an adequate orbital lifetime.

(2) Lifetime in an elliptic satellite orbit with a very low perigee altitude of around 100 km is much longer than that of the very low circular orbit. The reduction in perigee altitude per revolution is negligible compared to that of apogee altitude.

(3) The predicted life of a satellite flying at a very low altitude is difficult to ascertain due to the earth's oblateness and drag. The motion of the satellite with respect to the earth's surface is also dependent on the orbital inclination and location of the initial perigee.

(4) Exospheric temperature, which varies depending on the degree of solar activity, has little effect on the lifetime of the satellite.

(5) Since deceleration caused by aerodynamic drag is proportional to ballistic parameter, $C_D S/M$, of the satellite, the smaller, heavier satellite is more favourable with respect to prolonged life.

(6) Use of a rocket propulsion system is necessary to restore energy loss due to drag. The satellite which restores the decayed orbit by periodic applications of thrust at the perigee has the much longer orbital lifetime and less technical difficulties compared to the cruise-type satellite in a low altitude circular orbit which generates a continuous thrust equal to the drag.

(7) Of marked importance is the selection of the apogee altitude immediately prior to restoration, H_{ar} where the velocity increment is added at the perigee by the application of thrust. From the energy or lifetime viewpoints, H_{ar} must be close to the initial apogee altitude. However, to prolong the interval between a successive firing of the propulsion system and reduction in probe contamination due to outgas from the propulsion system after termination of each thrust, the H_{ar} must be lower than the initial apogee altitude.

(8) The efficient restoration of the decayed elliptic orbit with the perigee altitude of 110 km requires a larger thrust of propulsion system compared to maximum aerodynamic drag. Smaller thrust will cause deviation in the location of the perigee which is limited by the location of the tracking ground stations.

(9) A thrust directed forwards and backwards gives velocity increment and decrement, respectively and changes the apsides of the elliptic satellite orbit. An error in the angle between the thrust vector and local horizon at the apsides has an allowable effect on the perigee altitude, while the location of the perigee is greatly affected by an error in thrust direction.

1 序 論

超低高度人工衛星DAS (Dive and Ascent Satellite) は高度100ないし150Kmという超低高度を飛行し、その領域を直接観測することを目的とした衛星である。郵政省電波研究所および運輸省気象庁気象研究所のミッション計画と共同して、航空宇宙技術研究所がその全体衛星システムの検討、サブシステムの研究と一部試作を進めている。

この高度の領域は人工衛星にとっては濃すぎる大気のために、また、航空機および気球にとっては稀薄すぎる大気のために、従来、人工衛星によって殆ど観測されていない領域であり、僅かに米国のAE衛星が高度130Km (AE-Cの場合) より上空の大気観測を行なっているのみである。そして一般には、地域的にも打上げを制限される観測ロケットによって1分間程度の短時間観測が行なわれているにすぎない。

この100ないし150Kmの高度の領域は太陽放射線によってコントロールされている電離圏内のE層に相当している。E層は宇宙空間と大気圏の中間領域にあたり各種の複雑かつ未解決な現象がここに発生し、これらの現象を直接観測することによって重要なデータが得られ電離層を介する短波通信の予報・警報の資料ともなる。さらに高度100Km附近は大気の拡散圏と乱流圏の遷移領域であり、いわゆる気象域の上限に相当する。大気上端における太陽短波長放射線の測定、およびこのような超低高度からのオゾン層の観測は気象および環境観測の重要な資料となる。

超低高度を飛行し、この領域の観測を行なうことをミッションとするDASには、従来の一般の人工衛星と異なる各種の技術的特徴、問題点が現われてくる。その主なものは、軌道および軌道制御、軌道変換を行なうためのロケット・エンジン、空気力学的外乱トルクを大きく受ける衛星の姿勢制御、稀薄大気層を高速飛行するために生ずる空力加熱とその熱防御、衛星の追跡と運用等の問題であり、これらの各々の研究と総合的検討が衛星全体計画の立案にとって必要である。

軌道の特徴としては、超低高度であるために大気層内を飛行し、そのため衛星は抗力を受け、軌道が比較的短時間の内に変化することと、短時間の内にロケット・エンジンの作動によって超低高度軌道を人為的に変換する必要のあることである。一般人工衛星と異なって軌道の時間変化すなわち摂動は大気によって受ける抗力が原因となるものが他の原因による摂動に比べて圧倒的である。この報告においてはその解析結果とDAS軌道の初期解析の結果が示されており、衛星全体システムとそれを構成しているサブシ

ステムの検討のための資料とすることを目的としている。

記 号

A	: 衛星が受ける加速度ベクトル (m/s^2)
A_d	: 抗力加速度ベクトル (m/s^2)
A_n	: 大気密度の高度変化式(3.1)の係数
a	: 軌道長半径 (m)
C_D	: 抗力係数
C_{Dfm}	: 自由分子流での抗力係数
D	: 抗力 (kg)
$E(X_I, Y_I, Z_I)$: 衛星中心に原点を持つ運動座標系
e	: 離心率
F_A	: 衛星に働く空気力ベクトル (kg^*m/s^2)
F_{ix}	: 衛星に働く外部力ベクトル (kg^*m/s^2)
$F_T(F_X, F_Y, F_Z)$: 衛星の推力ベクトル (kg^*m/s^2)
$G(r)$: 重力加速度 (m/s^2)
(g_{EX}, g_{EY}, g_{EZ})	重力加速度のE系成分
(g_{IX}, g_{IY}, g_{IZ})	重力加速度のI系成分
G_m	: 万有引力定数 (m^3/s^2)
H	: 衛星の地表面からの高度 (Km)
H_A	: 遠地点高度 (Km)
H_{A0}	: 初期遠地点高度 (Km)
H_C	: 円軌道高度 (Km)
H_P	: 近地点高度 (Km)
H_{P0}	: 初期近地点高度 (Km)
H_{RES}	: ロケット噴射高度 (Km)
h	: 衛星の角運動量ベクトル
$I(X_I, Y_I, Z_I)$: 地球中心に原点を持つ慣性座標系
i	: 軌道傾斜角 (deg)
J_n, J_2	: 帯球関数 (zonal harmonic coefficients)
K_n	: クヌードセン数
$L_{\lambda 0}$: 衛星の初期点経度 (deg)
L_{λ}	: 衛星の現時点の経度 (deg)
$L_{\lambda'}, L_{\lambda N}$: 経度関係パラメータ (deg)
$L_{\nu 0}$: 衛星の初期点緯度 (deg)
L_{ν}	: 衛星の現時点の緯度 (deg)
L_{ν}'	: 緯度関係パラメータ (deg)
$L_{\lambda R}$: 地表面に対する相対的な経度 (deg)
M	: マッハ数
m	: 衛星の質量 (kg^*)
N	: 周回数
N_T	: 落下までの周回数
$P_{nm}(X)$: ルジャンドル陪関数

- R : 気体常数
- R_i : レイノルズ数
- $r(r_X, r_Y, r_Z)$: 地球中心から衛星までの距離 (m)
- r_{a0} : 地球中心から初期遠地点までの距離 (m)
- r_{p0} : 地球中心から初期近地点までの距離 (m)
- r_e : 赤道平均半径 (m)
- r_L : 地球中心から地表までの距離 (m)
- S : 衛星の有効断面積 (m²)
- $S(X_S, Y_S, Z_S)$: 衛星重心に原点を持つ運動座標系
- S_{nm}, C_{nm} : 楕球関数 (tesseral harmonic coefficients)
- t : 時間 (s)
- t_b : 燃焼時間 (s)
- Δt_c : 数値積分間隔 (s)
- t_T : 衛星の落下までの時間 (hr)
- T : 温度 (°K)
- T_{EI}, T_{IE} : E 系と I 系間の座標交換行列
- T_{IS} : I 系と S 系間の座標交換行列
- T_{EX} : 外圏温度 (°K)
- T_w : 壁温度 (°K)
- $U(\tau)$: 重力ポテンシャル
- u_{pole} : 地球自転角速度の単位ベクトル
- $V(V_X, V_Y, V_Z)$: 衛星の慣性速度 (m/s)
- $V_E(V_{EX}, V_{EY}, V_{EZ})$: 衛星の慣性速度の E 系成分 (m/s)
- V_{LOSS} : 抗力による速度損失 (m/s)
- V_{rel} : 衛星の大気に対する相対速度 (m/s)
- V_{PO} : 衛星の初期近地点速度 (m/s)
- $\Delta V_S(\Delta V_{SX}, \Delta V_{SY}, \Delta V_{SZ})$: 推力による速度増分(m/s)
- W : 衛星の重量 (kg)

- α : 大気密度の高度変化式 (3.2) の係数
- β : 大気密度の高度変化式 (3.2) の係数
- θ : 速度増分又は推力方向を軌道面内 X_S 軸から測った角 (deg)
- λ : 平均自由行程 (m)
- μ : 粘性係数
- ϕ : 速度増分又は推力方向を軌道面から測った角 (deg)
- $\rho(H)$: 大気密度 (kg · s² / m⁴)
- ω_e : 地球自転角速度 (rad / s)

2 軌道計算方式

2.1 衛星の軌道ダイナミクス

(a) 座標系および座標変換

衛星の運動を記述するために、図 2.1 に示すような3つの座標系 $I(X_I, Y_I, Z_I)$, $E(X_E, Y_E, Z_E)$ および $S(X_S, Y_S, Z_S)$ を導入する。 I 座標系は座標原点を地球中心に持ち、計算開始時のグリニッジ子午線と赤道面の交わる方向に X_I 軸、北極方向に Z_I 軸を持つ慣性地心座標系 (Inertial Geocentric Coordinate)。 E 座標系は地球中心に原点を持ち、衛星重心を通り局地垂直上方向に Z_E 軸、子午線面内において、赤道方向に X_E 軸を持つ右手座標系、 S 座標系は、衛星重心に原点を持ち局地垂直上方向に Y_S 軸、軌道面内衛星進行方向に X_S 軸を持つ右手座標系である。 I 系は主として衛星軌道関係のダイナミクスの記述に用い、 E 系は重力項および緯度、経度の計算、 S 系は姿勢制御、軌道制御関係の記述に用いる。なお、 S 系表示のベクトルの座標変換をおこなう時には、 S 系の原点は地球中心に移動して取扱っている。今、各座標系の関係を図 2.1 の各パラメータ、 $L_1, L_1', L_{1N}, L_v, L_v'$ および軌道傾斜角 i で表わすと、 I 系から E 系への座標変換行列 T_{EI} と、その逆変換行列 T_{IE} および S 系から I 系への座標変換行列 T_{IS} はそれぞれ次のようになる。

$$T_{EI} = \begin{pmatrix} \sin L_1 & 0 & -\cos L_1 \\ 0 & 1 & 0 \\ \cos L_1 & 0 & \sin L_1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos L_{1'} & \sin L_{1'} & 0 \\ -\sin L_{1'} & \cos L_{1'} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

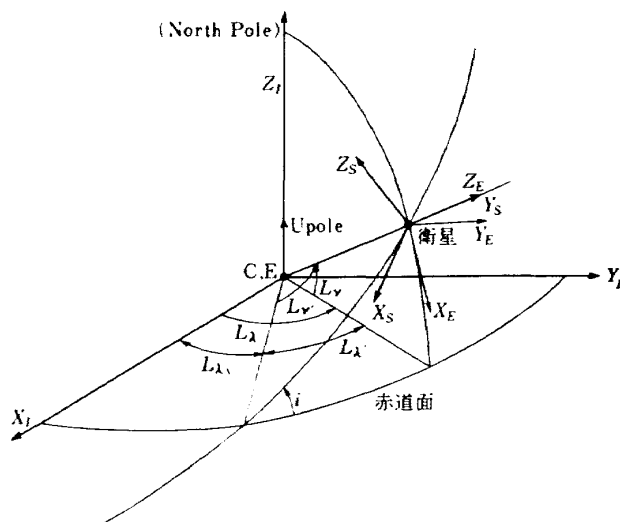


図 2.1 座標系

$$= \begin{pmatrix} \sin L_v \cdot \cos L_\lambda & \sin L_v \cdot \sin L_\lambda & -\cos L_v \\ -\sin L_\lambda & \cos L_\lambda & 0 \\ \cos L_v \cdot \cos L_\lambda & \cos L_v \cdot \sin L_\lambda & \sin L_v \end{pmatrix} \quad (2.1.1)$$

$$T_{IE} = \begin{pmatrix} \sin L_v \cdot \cos L_\lambda & -\sin L_\lambda & \cos L_\lambda \cdot \cos L_v \\ \sin L_v \cdot \sin L_\lambda & \cos L_\lambda & \sin L_\lambda \cdot \cos L_v \\ -\cos L_v & 0 & \sin L_v \end{pmatrix} \quad (2.1.2)$$

$$T_{IE} = \begin{pmatrix} \sin L_{\lambda N} & \cos L_{\lambda N} & 0 \\ -\cos L_{\lambda N} & \sin L_{\lambda N} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos i & 0 & \sin i \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin i & 0 & \cos i \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos L_{v'} & -\sin L_{v'} & 0 \\ \sin L_{v'} & \cos L_{v'} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

$$= \begin{pmatrix} \sin L_{\lambda N} \cdot \cos i \cdot \cos L_{v'} + \cos L_{\lambda N} \cdot \sin L_{v'} & -\sin L_{\lambda N} \cdot \cos i \cdot \sin L_{v'} + \cos L_{\lambda N} \cdot \cos L_{v'} & \sin L_{\lambda N} \cdot \sin i \\ -\cos L_{\lambda N} \cdot \cos i \cdot \cos L_{v'} + \sin L_{\lambda N} \cdot \sin L_{v'} & \cos L_{\lambda N} \cdot \cos i \cdot \sin L_{v'} + \sin L_{\lambda N} \cdot \cos L_{v'} & -\cos L_{\lambda N} \cdot \sin i \\ -\cos L_{\lambda N} \cdot \sin i & \sin i \cdot \sin L_{v'} & \cos i \end{pmatrix} \quad (2.1.3)$$

衛星軌道初期値として、経度 $L_{\lambda 0}$ 、緯度 $L_{v 0}$ 、軌道傾斜角 i が与えられれば、これを用いて残りのパラメータ、 $L_{\lambda N}$ 、 $L_{\lambda'}$ 、 $L_{v'}$ 、は球面三角の定理又は図 2.2 の関係を用いて次のように求めることができる。

$$\left. \begin{aligned} L_{v'} &= \sin^{-1} \left(\frac{\sin L_{v 0}}{\sin i} \right) \\ L_{\lambda'} &= \sin^{-1} \left(\frac{\tan L_{v 0}}{\tan i} \right) \\ L_{\lambda N} &= L_{\lambda 0} - L_{\lambda'} \end{aligned} \right\} \quad (2.1.4)$$

ただし、 i が 0 、 $\pi/2$ 、 π の時には、上式のかわりに次式を用いる。

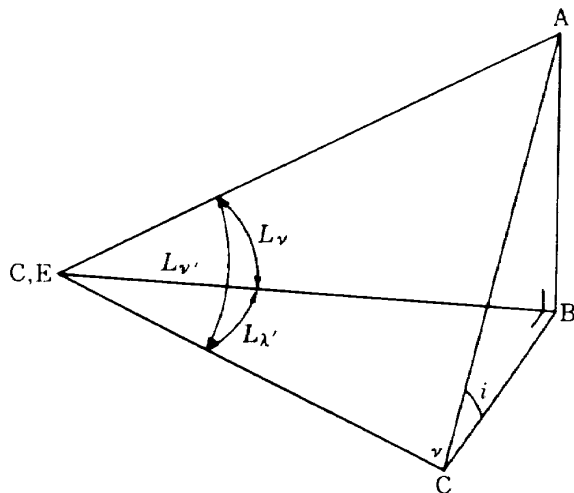


図 2.2 座標パラメータの関係

$$\left. \begin{aligned} (i = 0, \pi) \\ L_{\lambda'} &= L_{v'} = L_{v 0} = 0 \\ L_{\lambda N} &= L_{\lambda 0} \\ (i = \frac{\pi}{2}) \\ L_{\lambda'} &= 0 \\ L_{\lambda N} &= L_{\lambda 0} \\ L_{v'} &= L_{v 0} \end{aligned} \right\} \quad (2.1.5)$$

(b) 軌道ダイナミクス

衛星の軌道を求める方法の一例として、一般摂動法¹⁾、²⁾と特殊摂動法とがある。DASのように空気層を通過したり、非連続的な推力附加による大きな軌道変化を伴う軌道運動に対しては、特殊摂動法のような衛星の非線形運動方程式を、直接、数値積分して、時々刻々の位置、速度等を求め表示する方法が適している。特に将来、衛星の姿勢制御システム、センサ・システム、軌道変換推力付加タイミング等に関する解析を進めるためには、この方法によるのがよい。この軌道解析プログラムはこういう観点から、非線形な衛星の運動方程式を直接、数値積分する方法を採用している。

地球周辺を飛ばしうする衛星の運動方程式は基本的には次式で表わされる。

$$\mathbf{A} = \mathbf{G}(\boldsymbol{\tau}) + \frac{\mathbf{F}_{ex}}{m} \quad (2.1.6)$$

右辺第1項は地球の重力加速度、第2項はそれ以外の外力によって発生する加速度である。 \mathbf{F}_{ex} としては、空気力、衛星の推力、太陽、月等の引力のほか、太陽からの放射圧等があるが、現時点では、空気力 \mathbf{F}_A と推力 \mathbf{F}_T のみを考慮している。すなわち、

$$\mathbf{A} = \mathbf{G}(\mathbf{r}) + \frac{\mathbf{F}_A}{m} + \frac{\mathbf{F}_T}{m} \quad (2.1.6')$$

今、地球の重力ポテンシャルを $U(r)$ とすれば、これは次のような多項式で表わされる。

$$U(r) = \frac{G}{r} \left\{ 1 - \sum_{n=2}^{\infty} \left(\frac{r_e}{r}\right)^n J_n \cdot P_{n0}(\sin L_v) + \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=1}^n \left(\frac{r_e}{r}\right)^n (C_{nm} \cos nL_l + S_{nm} \sin nL_l) \cdot P_{nm}(\sin L_v) \right\} \quad (2.1.7)$$

ここで

$$P_{n0}(x) = \frac{1}{2^n \cdot n} \cdot \frac{d^n}{dx^n} (x^2 - 1)^n$$

$$P_{nm}(x) = (1 - x^2)^{\frac{m}{2}} \cdot \frac{d^m}{dx^m} P_n(x)$$

右辺カッコ内の第2項は Zonal Harmonics, 第3項は Tesseral Harmonics と呼ばれる摂動項で、1に比べて小さい。衛星の正確な軌道発生が目的の場合には、重要な要素であるが、DASの場合にも高度に対する定常的な作用をおよぼすので無視出来ない。一例として、軌道傾斜角 70° 、高度 120 km 円軌道の場合について J_2 項 ($\approx 10^{-3}$ のオーダー) の影響を示せば図 2.3 のようになる。図中の破線は軌道の初期点を近地点 (北緯 70° 、東経 0°) その対向点 (南緯 70° 、東経 180°) を仮想的に遠地点と仮定し、衛星の時々該々の軌道要素から、それ等の地点の動きを2体問題として求めたものである。これより、衛星の地表面からの高度差は初期点と対向点とでは約 20 km 近くなり、かつ、仮想近地点および遠地点の動きから衛星はかなり複雑な力を受けることがわかる。従って、 J_2 項は無視出来ないが、これ以外の摂動項は、 10^{-6} 以下のオー

ダであるため、現在の解析段階では、これ等を見捨てる、E座標系での重力加速度成分として、次式を用いた。

$$\left. \begin{aligned} g_{EX} &= \frac{3}{2} \cdot \frac{G_e \cdot J_2}{r^2} \cdot \left(\frac{r_e}{r}\right)^2 \sin(2L_v) \\ g_{EY} &= 0 \\ g_{EZ} &= -\frac{G_e}{r^2} \left\{ 1 + \frac{3}{2} J_2 \left(\frac{r_e}{r}\right)^2 (1 - 3 \sin^2 L_v) \right\} \end{aligned} \right\} \quad (2.1.8)$$

座標変換行列 T_{IE} を用いて I 座標系に変換した結果を整理すると次式を得る。

$$\left. \begin{aligned} g_{IX} &= -G_e \cdot \frac{r_x}{r^3} \left\{ 1 + \frac{3}{2} J_2 \left(\frac{r_e}{r}\right)^2 \left(1 - 5 \left(\frac{r_z}{r}\right)^2\right) \right\} \\ g_{IY} &= \frac{r_y}{r_x} \cdot g_{IX} \\ g_{IZ} &= -G_e \cdot \frac{r_z}{r^3} \left\{ 1 + \frac{3}{2} J_2 \left(\frac{r_e}{r}\right)^2 \left(3 - 5 \left(\frac{r_z}{r}\right)^2\right) \right\} \end{aligned} \right\} \quad (2.1.9)$$

ただし

$$\left. \begin{aligned} r_X &= r \cdot \cos L_v \cdot \cos L_l \\ r_Y &= r \cdot \cos L_v \cdot \sin L_l \\ r_Z &= r \cdot \sin L_v \\ G_e &= 3.986032 \times 10^{14} [\text{m}^3 \cdot \text{s}^{-2}] \\ J_2 &= 1.082628 \times 10^{-3} \\ r_e &= 6.378142 \times 10^6 [\text{m}] \end{aligned} \right\} \quad (2.1.10)$$

次に空気力 \mathbf{F}_A について考える。衛星は空気層を通過する時、その形状に応じた揚力および抗力を受ける。ここでは大気に対しては衛星の形状として球形モデルを設定した。このため、現時点での空気力による影響は抗力のみを考え

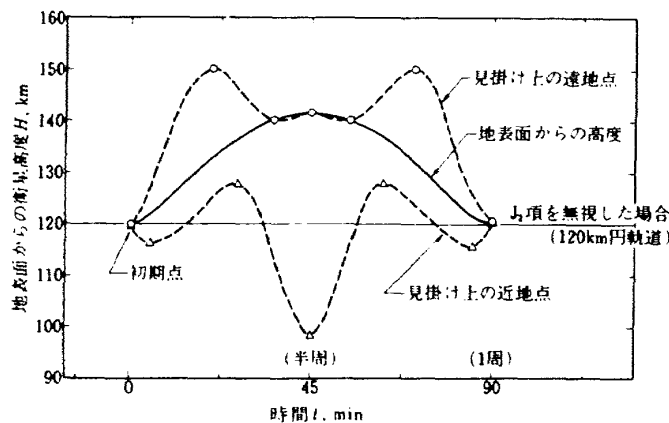


図 2.3 重力摂動項 J_2 の影響

初期位置: $N 70^\circ, E 0^\circ$ $i = 70^\circ, \rho = 0, \tau_L = \tau_E$

ている。空気抗力によって発生する加速度 A_d は次式によって与えられる。

$$A_d = -\frac{1}{2} \left(\frac{S}{m} \right) \cdot C_D \cdot \rho(H) \cdot |V_{rel}| \cdot V_{rel} \quad (2.1.11)$$

ここで、 C_D は抗力係数、 $\rho(H)$ は高度 H における大気密度、 V_{rel} は衛星と大気との相対速度を表わす。なお C_D 、 $\rho(H)$ については3章で考察する。今、大気が地球と共に自転している、すなわち地球の自転角速度と等しい角速度で回転しているとすれば、 V_{rel} は I 系に関し次式で表わせる。

$$V_{rel} = V - (U_{pole} \times r) \cdot \omega_E \quad (2.1.12)$$

U_{pole} は I 座標系において $(0, 0, 1)$ の成分を持つ単位ベクトル、 ω_E は地球自転角速度で次の値を持つ。

$$\omega_E = 0.72921158 \times 10^{-4} \text{ [rad/s]}$$

衛星に働く揚力を考慮する場合には衛星の迎え角、バンク角を考慮したダイナミクスを導くと共に、揚力係数を求める必要がある。これ等についてはさらにDASに関する研究が進んだ時点で考慮する予定である。

緯度 L_v 、経度 L_l に関しては、図2.1の座標系のうち、速度の E 座標系各軸成分のうち、 V_{EX} 、 V_{EY} が必要である。これには(2.1.1)の座標変換行列 T_{EI} を用いると、次のように求める事が出来る。

$$V_E = T_{EI}(L_l, L_v) \cdot V$$

これより \dot{L}_l 、 \dot{L}_v は

$$\left. \begin{aligned} \dot{L}_l &= \frac{V_{EY}}{r \cdot \cos L_v} \\ &= \frac{1}{r \cdot \cos L_v} (-V_X \cdot \sin L_l + V_Y \cdot \cos L_l) \\ \dot{L}_v &= \frac{-V_{EX}}{r} \\ &= \frac{-1}{r} \{ V_X \cdot \sin L_v \cdot \cos L_l + V_Y \cdot \sin L_v \cdot \sin L_l \\ &\quad - V_Z \cdot \cos L_v \} \end{aligned} \right\} \quad (2.1.13)$$

以上の関係を用いれば、衛星の軌道運動を求めることができる。今、 $\dot{r}_X = V_X$ 、 $\dot{r}_Y = V_Y$ 、 $\dot{r}_Z = V_Z$ と変数変換をおこなえば、次のような軌道運動の各成分に関する1階の微分方程式群が得られるので、これについてRunge-Kutta法による数値積分をおこなえばよい。

$$\begin{aligned} \dot{V}_X &= -G_M \cdot \frac{r_X}{r^3} \left\{ 1 + \frac{3}{2} J_2 \left(\frac{r_p}{r} \right)^2 \left(1 - 5 \left(\frac{r_Z}{r} \right)^2 \right) \right\} + \frac{1}{2} \left(\frac{S}{m} \right) \\ &\quad \times \rho \cdot C_D \cdot \left\{ (V_X^2 + V_Y^2 + V_Z^2) + 2\omega_E (r_Y \cdot V_X - r_X \cdot V_Y) \right. \\ &\quad \left. + (r_X^2 + r_Y^2) \cdot \omega_E^2 \right\}^{\frac{1}{2}} \cdot (V_X + r_Y \cdot \omega_E) + F_X / m \\ \dot{r}_X &= V_X \\ \dot{V}_Y &= -G_M \cdot \frac{r_Y}{r^3} \left\{ 1 + \frac{3}{2} J_2 \left(\frac{r_p}{r} \right)^2 \left(1 - 5 \left(\frac{r_Z}{r} \right)^2 \right) \right\} + \frac{1}{2} \left(\frac{S}{m} \right) \\ &\quad \times \rho \cdot C_D \cdot \left\{ (V_X^2 + V_Y^2 + V_Z^2) + 2\omega_E (r_Y \cdot V_X - r_X \cdot V_Y) \right. \\ &\quad \left. + (r_X^2 + r_Y^2) \cdot \omega_E^2 \right\}^{\frac{1}{2}} \cdot (V_Y - r_X \cdot \omega_E) + F_Y / m \\ \dot{r}_Y &= V_Y \\ \dot{V}_Z &= -G_M \cdot \frac{r_Z}{r^3} \left\{ 1 + \frac{3}{2} J_2 \left(\frac{r_p}{r} \right)^2 \left(3 - 5 \left(\frac{r_Z}{r} \right)^2 \right) \right\} + \frac{1}{2} \left(\frac{S}{m} \right) \\ &\quad \times \rho \cdot C_D \cdot \left\{ (V_X^2 + V_Y^2 + V_Z^2) + 2\omega_E (r_Y \cdot V_X - r_X \cdot V_Y) \right. \\ &\quad \left. + r_X^2 + r_Y^2 \cdot \omega_E^2 \right\}^{\frac{1}{2}} \cdot V_Z + F_Z / m \\ \dot{r}_Z &= V_Z \\ \dot{L}_l &= \frac{1}{r \cdot \cos L_v} (-V_X \cdot \sin L_l + V_Y \cdot \cos L_l) \\ \dot{L}_v &= \frac{-1}{r} (V_X \cdot \sin L_v \cdot \cos L_l + V_Y \cdot \sin L_v \cdot \sin L_l \\ &\quad - V_Z \cdot \cos L_v) \end{aligned} \quad (2.1.14)$$

2.2 軌道変換のための速度増分および推力の付加

衛星の軌道変換をおこなうためには、速度変化を与えるための推力が必要である。推力が大きく、推力付加時間が軌道変換時間に比べて充分短かければ、インパルス軌道変換 (Impulse Orbit Transfer) の取扱いがおこなえる。この場合には、(2.1.13)式の数値成分の初期値に、インパルス推力によって得られる速度増分を加えてやればよい。今、図2.4に示すように、 S 座標系において、この速度増分 ΔV_S の方向を (θ, ψ) で表わすと、各成分の関係は、

$$\begin{pmatrix} \Delta V_{SX} \\ \Delta V_{SY} \\ \Delta V_{SZ} \end{pmatrix} = \Delta V_S \begin{pmatrix} \cos \theta \cdot \cos \psi \\ \sin \theta \cdot \cos \psi \\ \sin \psi \end{pmatrix} \quad (2.1.15)$$

によって与えられるので、これに(2.1.3)式の T_{IS} を作用させて、 I 系における成分を求めればよい。即ち、

$$\Delta \mathbf{V}_I = T_{IS} \Delta \mathbf{V}_S \quad (2.1.16)$$

但し、この場合、 S 系は速度付加時の空間に一時固定して取扱っている。(ψ, θ) があらかじめ決められた値として与えられる時には、初期軌道上任意地点からの軌道変換がおこなえる。これに対し、推力があまり大きくなく、推力飛行時間を有限時間として取扱わなければならない場合については、問題の取扱いは一般に複雑になる。ただスピコン衛星のように機体軸が慣性空間に対して、つねに一定方向を向いている場合には、(2.1.15)式の関係そのまま用いて、推力の I 系における成分(F_X, F_Y, F_Z) を求める事が出来るので、任意時間の推力付加が可能である。これ以外の場合には、慣性空間に対し、一般に衛星の姿勢は常に変化している。従って、ある設定されたミッションに応じて推力方向(θ, ψ) を与えるには、姿勢制御方式の選定と共に、軌道変換に関する3次元の誘導の概念が必要になる。このプログラムは、この種の誘導機能についてはまだ含んでいない。なお、このプログラムでは推力加速をおこなった場合には、ラインプリンタ上に、その前後で開始および終了のコメントが出され、かつ推力中に積分間隔の変更が出来る。

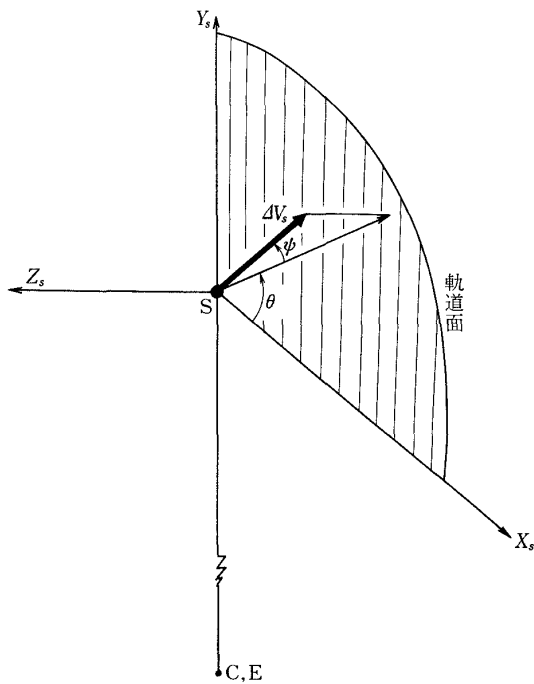


図 2.4 速度増分および推力付加方向の関係

2.3 初期値の設定

(2.1.13)式を用いての数値積分には、各成分の初期値が必要である。一般的に言って、初期軌道解析段階では衛星の軌道に関する詳細なデータを設定する事は難しく、又、必ずしもその必要は無い。このプログラムでは、設定を簡単にするため、衛星の軌道初期点は近地点(Perigee)又は遠地点(Apogee)とし、地球中心からその点までの距離 r_{po}, r_{ao} , 初期点の緯度 $L_{\nu 0}$, 経度 $L_{\lambda 0}$, のほか軌道傾斜角 i から設定するようにしている。すなわち、位置に関しては、もし近地点を初期点として選べば、

$$\begin{pmatrix} r_{X0} \\ r_{Y0} \\ r_{Z0} \end{pmatrix} = r_{P0} \begin{pmatrix} \cos L_{\nu 0} \cdot \cos L_{\lambda 0} \\ \cos L_{\nu 0} \cdot \sin L_{\lambda 0} \\ \sin L_{\lambda 0} \end{pmatrix} \quad (2.1.17)$$

速度に関しては、衛星軌道傾斜角が $\frac{\pi}{2}$ より小さい場合、初期点に一時固定した S 座標系での成分は、

$$\begin{pmatrix} V_{SX0} \\ V_{SY0} \\ V_{SZ0} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -V_{P0} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (2.1.18)$$

ゆえ、これを(2.1.3)式を用いて I 系へ変換してやればよい。すなわち、

$$\mathbf{V}_{I0} = T_{IS} \cdot \mathbf{V}_{S0} \quad (2.1.19)$$

このほか、計算に必要な初期値は、衛星質量 m (kg^*), 衛星有効断面積 S (m^2) である。なお V_{P0} の値は、 r_{po}, r_{ao} を用いて、2体問題における楕円運動の関係から、次のように算出できる。

$$V_{P0} = \left\{ 2G_{\mu} \left(1/r_{P0} - 1/(r_{a0} + r_{P0}) \right) \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (2.1.20)$$

2.4 計算結果の処理

軌道関係のデータのうち、時々刻々の位置、速度はダイナミクスを解く事によって得られる。これ等のデータより仮想的な近地点、遠地点および離心率 e (Eccentricity) を求めるには、楕円運動における角運動量 $\mathbf{h} = \mathbf{r} \times \mathbf{V}$ および軌道長半径 a (semi major axis)

$$a = \left(\frac{2}{r} - \frac{V^2}{G_{\mu}} \right)^{-1}$$

の関係を用いる。すなわち、

$$\left. \begin{aligned} e &= \left\{ 1 - \left(\frac{h^2}{G_{\mu}} \right) / a \right\}^{\frac{1}{2}} \\ r_P &= (1 - e) \cdot a \\ r_a &= (1 + e) \cdot a \end{aligned} \right\} \quad (2.1.21)$$

経度については地球自転を考慮した地表面に対する相対的な次式の関係で表示している。

$$L_{\lambda R} = L_{\lambda} - \omega_E \cdot t - 2\pi N \quad (2.1.22)$$

$$(N = 0, 1, 2, \dots)$$

なお、ラインプリンタ上には、 $L_{\lambda R}$ が π より大きいか、小さいかに応じ、東径 (E)、西径 (W) が区別される。緯

度についても同様に北緯 (N)、南緯 (S) が区別される。衛星高度は地表面上から測った値で表わし、各地点での地球半径としては次式³⁾を用いている。

$$\begin{aligned} r_L = r_e \{ & 0.99832706 + 0.00167645 \cdot \cos(2L_v) \\ & - 0.352 \times 10^{-5} \cdot \cos(4L_v) + 0.1 \times 10^{-7} \\ & \times \cos(6L_v) \} \end{aligned} \quad (2.1.23)$$

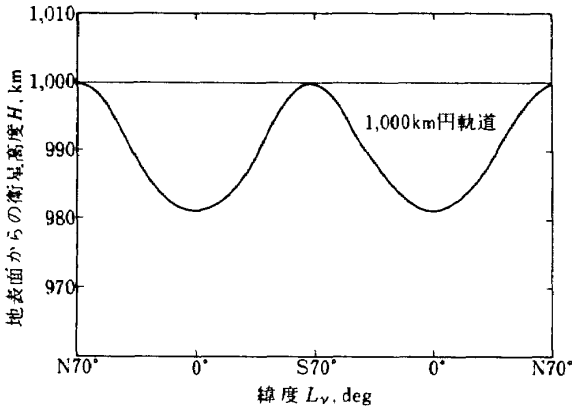


図 2.5 地球の扁平による円軌道高度の変化

r_L の変化は赤道上と 70° では図 2.5 に示されるように、約 20 km の差が生じる。DAS のように近地点として 100 ~ 120 km 近傍を通過するミッションに対しては、dive してくる場合、近地点緯度によって、予定高度に大きな誤差が生じる可能性がある。図 2.6 はこの r_L と J_2 項をいれた場合の軌道の様子を示したものである。100 ~ 120 km 近傍で高度が ± 5 km も違えば、衛星の寿命にも大きな影響をおよぼすため、この効果は無視できない。

附図 1 はメインプログラムおよび主要なサブプログラムの概略論理フローである。なお計算結果の理解及びデータ整理の助けとして、グラフ・ルーチン* が付加されている。

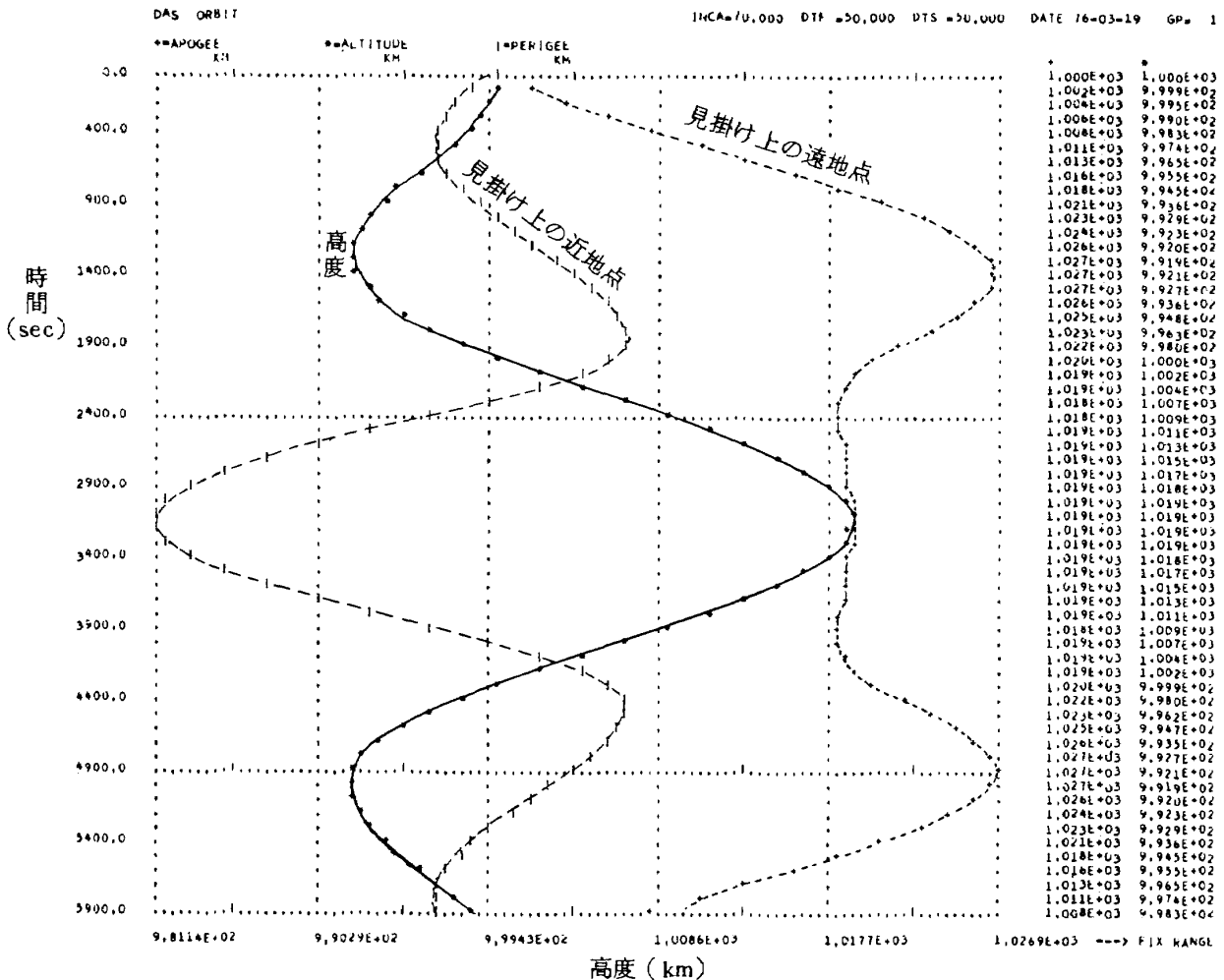


図 2.6 J_2 項および r_L の影響 初期位置: $N 70^\circ, E 0^\circ, i = 70^\circ, \rho = 0$

* : このルーチンは大興ファコムセンタ, 海老沢正宏氏, 谷宗行氏の開発されたものである。(図 2.6 参照)

2.5 数値積分間隔の影響

特殊摂動法の場合、用いる数値積分法によって積分間隔 Δt_c の計算精度におよぼす影響の変化が考えられる。現在のプログラムではFACOM 230-75 ライブラリに用意されている4次の2倍長精度ルンゲクッタ法(SRKGD)を用いている。図2.7は空気力をゼロとした2000~2000Km円軌道に対し、 Δt_c をいろいろ変えた場合の軌道速度に対する計算精度の比較を示したものである。正確な軌道速度 V の値は 6.8975766×10^3 m/s で、図には5日間の軌道周回時間をとっている。これより Δt_c が30秒以下であれば、速度計算に対する相対誤差は 10^{-7} 以下であるが、これを超すと精度は急速に悪くなっていく。又、速度を用いて算出する離心率 e に対するこの影響はさらに大きく、 $\Delta V/V$ が 10^{-8} 程度でも Δe は 10^{-4} 程度の誤差となる。このため仮想的な時々刻々の遠地点、近地

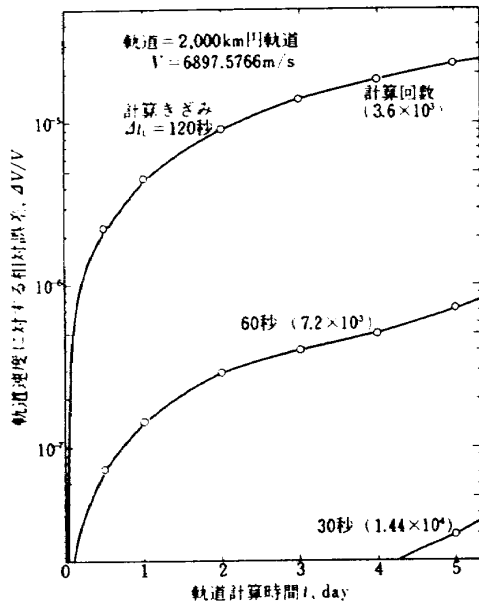


図2.7 数値積分間隔が軌道精度におよぼす影響

点高度に対する影響はかなり大きい。直接数値積分して求めている高度に対する影響は小さく、たとえば $\Delta t_c = 360$ 秒、5日間の周回時間に対し、高度誤差は 10^{-4} Km以下である。 $\Delta t_c = 1$ 秒の場合、5日間分の計算回数は約 4.5×10^5 回であるが、これに対する計算機のまるめ誤差は 10^{-8} 以下である。

次に、空気力が働く場合について、 Δt_c が衛星寿命におよぼす影響を示すと図2.8のようになる。この場合には前例よりもさらに大きな影響がみられる。すなわち、 Δt_c が30秒を越すと、急激に精度はおちていき、 Δt_c が200秒では寿命に対する誤差は-50%にも達する。これのおもな原因は数値積分法SRKGDの精度の問題のほかに、数値積分間、すなわち Δt_c 間、大気密度 ρ を一定としている事である。従って Δt_c を大きくとるためには Δt_c 間の高度変化に応じて ρ を修正する方法を用いればよいが、これは取扱いがかなり難しく、現在のプログラムには考慮されていない。以上から、この計算プログラムでかなり長時間の衛星軌道シミュレーションを精度よくおこなうためには、 Δt_c は出来るだけ小さく選ばなければならない。特に空気抗力の大きい150Km以下の領域では Δt_c は10秒以下が望ましく、それよりも高い領域では30秒程度迄なら、5日間程度までの計算に対しては十分な精度を持つと言える。しかし、軌道精度のみの観点から Δt_c を小さくする事は、計算時間の増大をまねき、各種のシミュレーションをおこなうには不便である。このため、現在のプログラムでは近地点、遠地点近傍では軌道の動きを調べる目的もあり、 Δt_c は0.5~1秒、それ以外の領域では10~30秒と自動的に変更をおこなうようになっている。次章以下に述べるシミュレーション結果はこの方式で計算しているため、寿命等は全体にやや短かめになっている。今回おこなったシミュレーション・ケースについては付表1にまとめて示した。

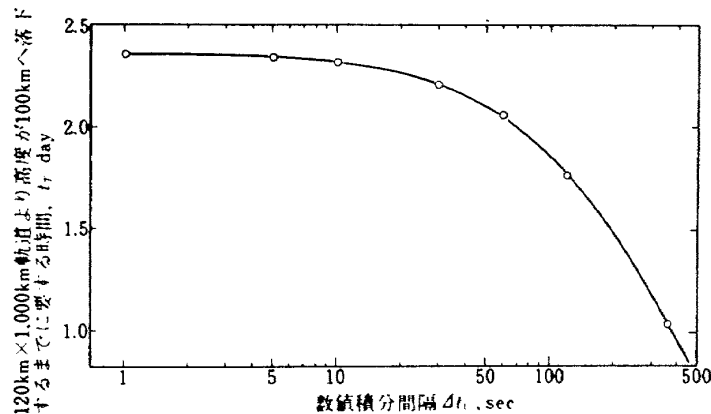


図2.8 数値積分間隔が衛星寿命におよぼす影響

2.6 D A S 軌道計算における問題点

現在のこの軌道解析用プログラムは超低高度領域を飛行する人工衛星の軌道に関する初期解析用であり、手軽にかつ効率良く使用できることを目的として作られている。このため、組込まれている各種のモデルはかならずしも満足のいくものではない。今後、D A S の研究が進むに従ってさらに精度の良い軌道解析プログラムが必要となってくるが、D A S 用としての運用を考えた場合、考慮すべき点を次に二、三述べる。

(a) 軌道ダイナミクスの拡張

衛星に働く外部力として現在考慮されているものは、 J_2 項までの重力、抗力としての空気力、および推力である。実際の打上げ、運用段階では太陽、月等の引力をも考慮した高精度の軌道シミュレーションプログラムが必要となるが、衛星の設計、製作段階では、設計およびミッションに応じた運用方法の検討に資するデータ取得が主目的となるので、一度に数ケースのシミュレーションが優先度の高いジョブクラスでおこなえる位の大きさのプログラムが望ましいと思われる。このため、重力摂動項なども最大 J_4 項程度、大気密度も適当な簡易化モデルを使用した方がよいと思われる。なお高精度シミュレーションの要求に対しては、高次摂動項を含む重力、太陽と月の引力、Jacchia 1971 年大気モデルおよび Gauss-Jackson 数値積分法を組込んだ高精度衛星軌道シミュレーションプログラム STANPS* がすでに開発されているので、これに目的に応じて必要なサブルーチンを付加する等して利用することができる。このほか、D A S の形状によって揚力の発生が考えられるので、これを考慮したダイナミクスの作成と共に揚力係数計算サブルーチン、迎え角、バンク角計算サブルーチンの追加が必要である。また、D A S の運用問題を取扱うためには、地上局との関係を示すサブルーチンが必要となる。

(b) プログラムの構成

衛星の設計および開発段階における軌道解析では非常に多くのケースに対するシミュレーションが必要となる。このため、プログラムとしては取扱い易さ、シミュレーション効率、デバッグの容易さ等の面から考えて、多目的型よりも単能型のほうが目的により合致していると思われる。例えば、静的な軌道変化調査用、推力等による動的な

軌道変換状態調査用、姿勢制御系評価用、熱効果および熱防御システム評価用、回収用等が考えられるが、これ等はそれぞれの目的に応じて、処理すべき微分方程式群、計算結果の出力法、計算きざみや回数等プログラムの取扱いがかなり異なるので、別々に分けたほうがプログラム製作および運用上、より効率的であると思われる。もちろん、最終段階では D A S のミッションに関する総合評価のため、その想定されるイベント・シーケンス全区間にわたって、これ等すべての項目を含む総合シミュレーションが必要であり、そのためのプログラムの開発をおこなわなければならない。この場合にも、サブルーチンとなる各部分の評価および問題点のつぶしが充分おこなわれていれば、総合化はかなり効率的におこなえるものと予想される。このほか、長期間にわたる衛星の寿命を推定したいような場合には、このような特殊摂動法でなく、衛星の軌道要素変化の推定に用いられる一般摂動法を利用するほうがより効率的である。

数値積分法としては、やや計算時間の増大をまねくが 8 次の R K G 法を用いれば、4 次の時よりも積分区間を大きくでき、かつ精度的な向上も期待できるが、超低高度領域の飛行をシミュレーションする場合には積分区間中の大気密度の取扱い法がより重要な問題であると言える。

3 大気による抗力

D A S の目標としている高度 100 Km では空気密度は地上の 10^{-6} の程度である。しかしながら普通の人工衛星の飛行する中高度以上に比べると十分に濃い大気で、例えば 4.1 に示すように高度 100 Km の円軌道を飛行しようとする衛星の寿命は空気抗力のためたかだか 15 分程度しかない。このように超低高度飛行においては空気力が支配的であるので、軌道計算に当ってはその大きさを評価する必要がある。ここではそのために必要な大気モデル、抗力係数などについてのべる。

なお、現在は衛星の形状を球型としたので、空気力としては抗力のみを考えたが、実際の衛星形状の場合には揚力成分も生じるであろう。又、重心と風圧中心のずれにより衛星の姿勢に対して大きな外乱モーメントを生ずる。これらについては別に報告されている。⁴⁾

3.1 大気モデル

a) 大気密度

大気による空気力学的影響を評価するためには大気の種類に関する性質についてのモデルを設定しておくことが便利であり、必要でもある。そのために今迄いくつかの大気モデルが提案されているが、それらは高度約 100 Km 以下のものと

* このプログラムは計測部、松島弘一、志甫徹両主任研究官を中心としたチームによって宇宙飛行体軌道の研究を目的として開発された研究用多目的シミュレーションプログラム (Space Trajectory and Mission Analysis Program System) でその詳細は近々報告される予定である。(NAL ニュース, No 215, 1977)

それ以上の超高層に対するものに分類される。高度120 Km以下についてはここでは現在最も広く用いられている米
国標準大気モデル⁵⁾を使用した。このモデルでは種々の
計算に大気密度を使う際に便利なように密度分布の多項式
近似が与えられている。

即ち、

$$\rho / \rho_0 = 1 / \sum_{n=0}^{11} (A_n H^n)^4 \quad (3.1)$$

ここで ρ : 大気密度

ρ_0 : 海面上大気密度

H : 高度 (Km)

係数 A_n は表 3.1 に示す。この近似は $H = 0 \sim 2000$ Km
の範囲に対して与えられたもので、その誤差は高度によっ
て異なるが最大で約±4%である。

120 Km以上の高度については、大気密度は緯度や季節
による変化の他に特に太陽活動の影響を大きく受けること
が知られている。即ち太陽活動の変動により熱圏上部の外
圏温度 T_{EX} は $650^\circ K \sim 2100^\circ K$ 位の範囲で変化し、
それに応じて大気密度も2桁程度の差が生じてくる。従っ
て大気密度を正確に求めるためには、衛星の打上げ年月日
をきめ、その時の太陽活動、地磁気活動を推定して求めな
ければならない⁶⁾。しかし現在のようにミッションの予備
計画の段階ではこの様な方法は煩雑であり必ずしも有効で
ない。文献⁷⁾には計画段階での使用に便利なように種々
の外圏温度に対して典型的な高層大気密度が高度に対して
計算され表になっているので、ここではその値を使用する

表 3.1

120 Km以下の密度分布近似式(3.1)の係数

n	A_n
0	+ 0.1000000000 E + 01
1	+ 0.3393495800 E - 01
2	- 0.3433553057 E - 02
3	+ 0.5497466428 E - 03
4	- 0.3228358326 E - 04
5	+ 0.1106617734 E - 05
6	- 0.2291755793 E - 07
7	+ 0.2902146443 E - 09
8	- 0.2230070938 E - 11
9	+ 0.1010575266 E - 13
10	- 0.2482089627 E - 16
11	+ 0.2548769715 E - 19

こととした。外圏温度については衛星打上げ時期が決定さ
れていない現在はきめ難いので、その変動範囲のうち最高、
最低に相当すると思われる値とその中間の値として $2100^\circ K$ 、
 $1200^\circ K$ 、 $650^\circ K$ の3つの値を採用することとした。
表 3.2 にこれらの外圏温度に対する密度を示す。これらの
密度は数表として与えられているので、高度の中間の値に
対しては次式により内挿した。

$$\rho = \alpha e^{-\beta H} \quad (\text{kg}^*/\text{m}^3) \quad (3.2)$$

α , β の値を表 3.3 に示す。

文献⁵⁾ では $H > 700$ Km では $\rho = 0$ とおけ、と述べら
れている。ここでは文献⁷⁾ の数値を尊重し、 $H > 1000$
Km で $\rho = 0$ とした。実際このような高度での ρ は非常に小
さいので、大気よりはむしろ太陽風の圧力などを考える必
要があろう。太陽風の圧力の大きさは太陽活動と密接に結

表 3.2 120 Km以上の大気表

表の数値はCGS単位の密度 kg^*/m^3 で、これを $g_0 = 9.8 \text{ m/s}^2$ で割れば工学単位の密度 $\rho \left(\frac{\text{kg} \cdot \text{s}^2}{\text{m}^4} \right)$ が得ら
れる。

高度 H(Km)	外 圏 温 度 T_{EX}		
	$650^\circ K$	$1200^\circ K$	$2100^\circ K$
120	24595 E-8	24595 E-8	24595 E-8
130	92172 E-9	7.9742 E-9	7.6969 E-9
140	4.1902 E-9	3.8300 E-9	3.6483 E-9
150	2.1388 E-9	2.2016 E-9	2.0982 E-9
200	1.6926 E-10	3.6844 E-10	3.9744 E-10
250	25629 E-11	1.0661 E-10	1.4540 E-10
300	5.3550 E-12	3.7479 E-11	6.7183 E-11
350	1.3274 E-12	1.4813 E-11	3.4912 E-11
400	3.6376 E-13	6.3766 E-12	1.9495 E-11
450	1.0943 E-13	2.9259 E-12	1.1446 E-11
500	3.8699 E-14	1.4080 E-12	6.9817 E-12
550	1.6706 E-14	7.0269 E-13	4.3901 E-12
600	9.0800 E-15	3.3150 E-13	2.8301 E-12
650	5.8935 E-15	1.9132 E-13	1.8627 E-12
700	4.2434 E-15	1.0434 E-13	1.2477 E-12
800	2.5266 E-15	3.4649 E-14	5.8456 E-13
900	1.6384 E-15	1.3943 E-14	2.8731 E-13
1000	1.1251 E-15	6.9936 E-15	1.4728 E-13

表 3.3 大気密度を内挿するための係数 α , β
(その1 $T_{EX} = 650^\circ\text{K}$ のとき)

高度 H	α	β
120 ≤ H < 130	320494 E-3	9.81471 E-2
130 ≤ H < 140	2.60216 E-4	7.88322 E-2
140 ≤ H < 150	5.14207 E-5	6.72503 E-2
150 ≤ H < 200	4.31536 E-6	5.07312 E-2
200 ≤ H < 250	3.21991 E-7	3.77542 E-2
250 ≤ H < 300	6.43565 E-8	3.13138 E-2
300 ≤ H < 350	2.30836 E-8	2.78961 E-2
350 ≤ H < 400	1.14369 E-8	2.58896 E-2
400 ≤ H < 450	5.42304 E-9	2.40241 E-2
450 ≤ H < 500	1.26492 E-9	2.07894 E-2
500 ≤ H < 550	1.72175 E-10	1.68009 E-2
550 ≤ H < 600	1.36623 E-11	1.21938 E-2
600 ≤ H < 650	1.62418 E-12	8.64448 E-3
650 ≤ H < 700	4.21642 E-13	6.56970 E-3
700 ≤ H < 800	1.59939 E-13	5.18490 E-3
800 ≤ H < 900	8.08107 E-14	4.33154 E-3
900 ≤ H < 1000	4.82480 E-14	3.75848 E-3

びついているのであろうが、代表的な値として 4.5×10^{-5} dyne/cm² (4.5×10^{-10} N/cm²) を考えると、これは、 T_{EX} によって異なるけれどもおよそ 700~1000 Km での大気密度と衛星速度による動圧に等しくなる。従ってこれより高い高度で大気を考えることは意味がないし、又このような稀薄大気による抗力も非常に小さくて D A S の寿命には殆んど影響がない。図 3.1 に大気密度 ρ の高度による変化を示す。

図に示されるように密度は高度と共に指数関数的に急激に小さくなる。約 100 Km までは米国標準大気と A E D C 標準大気とは殆んど同じである。文献 7) の高層大気を表では高度 120 Km までは T_{EX} によらず一定で、それ以上の高度で T_{EX} の効果が現われてくる。高度が更に高くなると密度の低下の割合はゆるやかにしてくるが T_{EX} の効果が次第に大きくなっていく。一定の高度で T_{EX} により大気密度がどの程度に変化するかを図 3.2 に示す。 $H = 130$ Km では T_{EX} が増加すると ρ は、わずかではあるが減少する傾向がある。 $H = 150$ Km では最初わずかに増加し、 $T_{EX} = 1200^\circ\text{K}$ 以上でわずかに減少する。これ以上の高度では T_{EX} と共に ρ は大きく増加するが、その勾配は T_{EX} の低いときの方が大きい。

表 3.3 (つづき)
(その2 $T_{EX} = 1200^\circ\text{K}$ のとき)

高度 H	α	β
120 ≤ H < 130	1.82290 E-2	1.12633 E-1
130 ≤ H < 140	1.10162 E-4	7.33346 E-2
140 ≤ H < 150	8.90519 E-6	5.53680 E-2
150 ≤ H < 200	4.69735 E-7	3.57532 E-2
200 ≤ H < 250	5.25583 E-8	2.48020 E-2
250 ≤ H < 300	1.98539 E-8	2.09079 E-2
300 ≤ H < 350	9.83235 E-9	1.85655 E-2
350 ≤ H < 400	5.40779 E-9	1.68574 E-2
400 ≤ H < 450	3.24508 E-9	1.55806 E-2
450 ≤ H < 500	2.11432 E-9	1.46286 E-2
500 ≤ H < 550	1.46889 E-9	1.39001 E-2
550 ≤ H < 600	2.72801 E-9	1.50257 E-2
600 ≤ H < 650	2.42751 E-10	1.09936 E-2
650 ≤ H < 700	5.06738 E-10	1.21258 E-2
700 ≤ H < 800	2.34299 E-10	1.10238 E-2
800 ≤ H < 900	5.03925 E-11	9.10291 E-3
900 ≤ H < 1000	6.93833 E-12	6.89982 E-3

表 3.3 (つづき)
(その3 $T_{EX} = 2100^\circ\text{K}$ のとき)

高度 H	α	β
120 ≤ H < 130	2.78752 E-2	1.16172 E-1
130 ≤ H < 140	1.26253 E-4	7.46556 E-2
140 ≤ H < 150	8.42367 E-6	5.53181 E-2
150 ≤ H < 200	3.08725 E-7	3.32758 E-2
200 ≤ H < 250	2.21870 E-8	2.01111 E-2
250 ≤ H < 300	6.90382 E-9	1.54413 E-2
300 ≤ H < 350	3.41167 E-9	1.30917 E-2
350 ≤ H < 400	2.06222 E-9	1.16534 E-2
400 ≤ H < 450	1.38063 E-9	1.06503 E-2
450 ≤ H < 500	9.79234 E-10	9.88695 E-3
500 ≤ H < 550	8.88766 E-10	9.69308 E-3
550 ≤ H < 600	4.28472 E-10	8.36652 E-3
600 ≤ H < 650	4.28260 E-10	8.36570 E-3
650 ≤ H < 700	3.40854 E-10	8.01450 E-3
700 ≤ H < 800	2.51812 E-10	7.58197 E-3
800 ≤ H < 900	1.71654 E-10	7.10297 E-3
900 ≤ H < 1000	1.17547 E-10	6.68226 E-3

b) 大気温度

大気温度はよく知られた様に高度100km以下の範囲では、対流圏、成層圏、中間圏と複雑に変化するが、この範囲では太陽活動の影響はあまり受けない。それ以上の高度になると、温度は単調に増加し、熱圏上部の外圏温度 T_{EX}

に収束する。 T_{EX} は、(1)太陽11年周期にともなう変動、(2)太陽面上の活動にともなう変動、(3)日変化、(4)地磁気活動にともなう変動、などの要因で大巾に変化する。中間の温度分布は、 T_{EX} を定め、普通は密度や組成の分布が実測によく合うように半経験的にきめる。ここでは密度と同様に高度120km以下では米国標準大気⁵⁾を、120km以上では文献⁷⁾の計算法を用いた。即ち T_{EX} としては代表的な値として2100°K, 1200°K, 650°Kをえらび、それぞれの T_{EX} に対して次式で温度 T を求める。

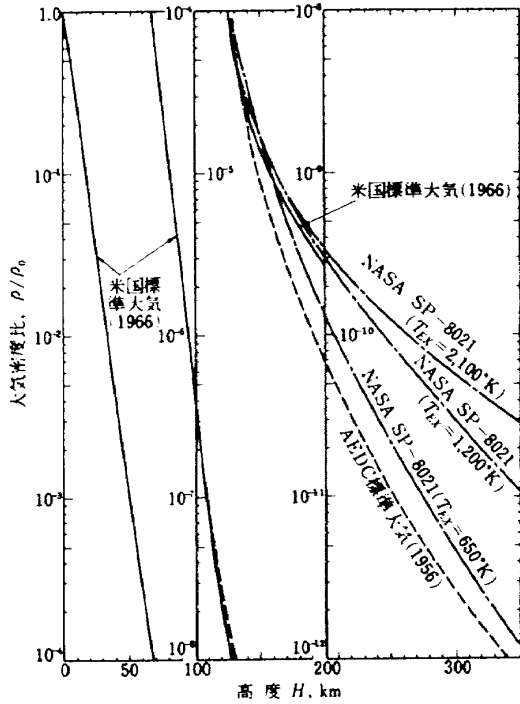


図 3.1 (a) 高度による大気密度の変化(その1)

$$x = \frac{T_{EX} - 800}{750 + 1.722 \times 10^{-4}(T_{EX} - 800)} \quad (3.3)$$

$$\Delta T = \frac{2000 - T_{EX}}{2000} \quad (3.4)$$

$$v = 0.0263 - 0.0081 \Delta T - 0.0148 \Delta T^2 + 0.0649 \Delta T^4 + 0.036 \Delta T^5 \quad (3.5)$$

$$s = v \exp\left(-\frac{x^2}{2}\right) \quad (3.6)$$

$$\Delta H = \frac{6476.77(H - 120)}{(6356.77 + H)} \quad (3.7)$$

$$T = T_{EX} - [T_{EX} - 355] \exp(-s \cdot \Delta H) \quad (3.8)$$

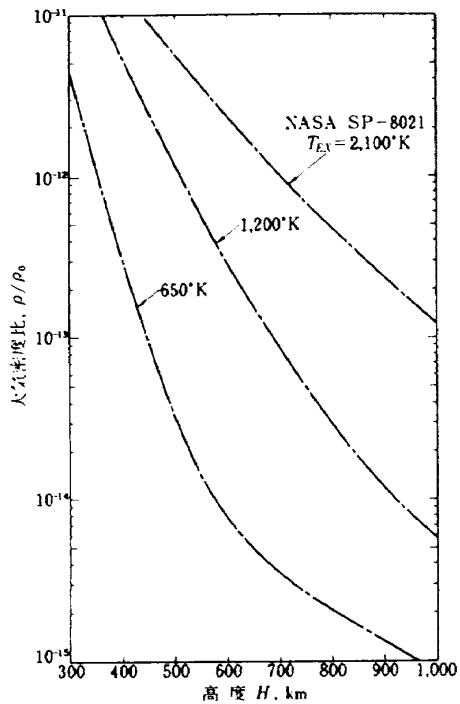


図 3.1 (b) 高度による大気密度の変化(その2)

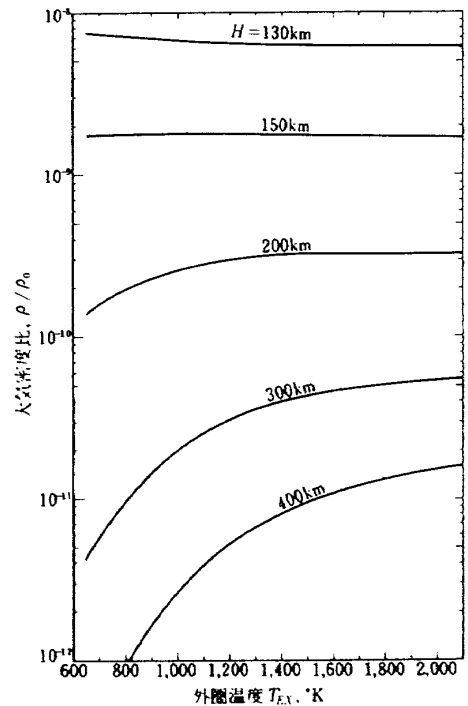


図 3.2 外圏温度による大気密度の変化

文献7) では ΔT , v を用いず s として別の式を用いているが, ここでは Modified Jacchia Model⁶⁾ により修正した。図3.3に計算された温度 T の高度に対する分布を示す。

3.2 抗力係数

DASに働く空気抗力 D は次式で表わされる。

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 C_D S$$

ρ は大気密度, V はDASの飛行速度, S はDASの断面積, C_D は抗力係数である。

C_D は物体の形状の他に流体力学的各種相似パラメータ, 例えばマッハ数, レイノルズ数, 等によってきまる。従って C_D を知るためには予め流れ場がどのようなパラメータで支配されているかを知っておく必要がある。

a) 流れ場

DASの飛行高度は最低約100km付近で, この高度では空気密度は地上の 10^{-6} の程度であるから, 流れ場を特徴づけるのは稀薄気流効果であろう。その他レイノルズ数^{*}やマッハ数の効果も当然考慮する必要がある。

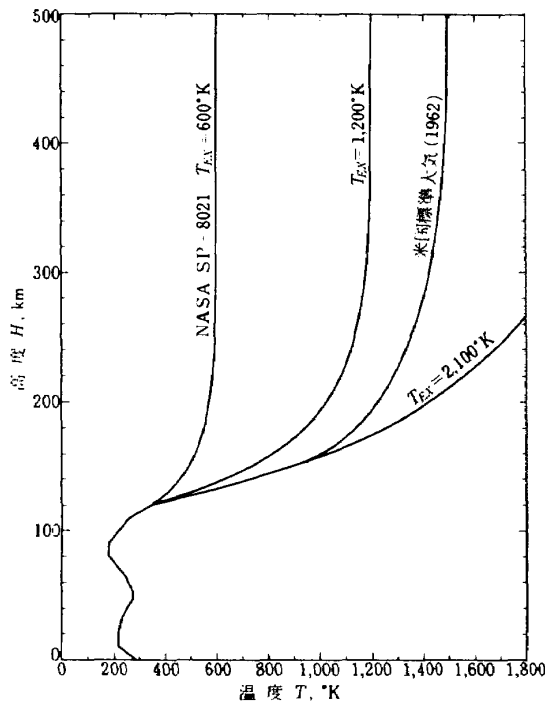


図3.3 高度と温度

* 非常に稀薄になった場合にはマッハ数よりも速度比 S を用いる方が正確である。

$$S = \frac{V}{u_m} \quad (u_m : \text{気体の最大確率分子速度})$$

$$= \sqrt{\frac{\gamma}{2}} M$$

稀薄気流効果を表わすパラメータとしてはクヌードセン数 K_n が使用される。

$$K_n = \lambda / L$$

L は物体の代表長さ, λ は気体の平均自由行路で,

$$\lambda = \frac{\mu}{\rho} \left[\frac{\pi}{2RT} \right]^{1/2} \quad (3.9)$$

である。 K_n の大きい方が稀薄気流効果が大きい。ここで,

μ : 気体の粘性係数

R : 気体常数

T : 気体の温度

μ は温度 T の関数で, Sutherlandの公式を用ると(3.9)は次の様に表わされる。

$$\lambda / \lambda_0 = \left[\frac{1 + 110.4/T_0}{1 + 110.4/T} \right] \frac{\rho_0}{\rho} \quad (3.10)$$

ここで λ_0, ρ_0, T_0 は夫々基準状態の平均自由行程, 密度, 温度である。基準状態として15℃, 1気圧をとる。空気については $\lambda_0 = 7.38 \times 10^{-8} \text{ m}^9$ にとると, 高度がきまると ρ, T がきまるので, (3.10)から高度 H に対して λ を求めることができる。図3.4に H と λ との関係を示す。 H が大きくなると急激に λ は大きくなる。

$K_n = 0$ は極限としての連続流で, $K_n \sim 10^{-3}$ 程度から稀薄気流効果が現われ始める。 $K_n > 10$ では分子間衝突のない自由分子流と考えてよい。

K_n には物体の運動を表わす変数は含まれないが, K_n とマッハ数 M , レイノルズ数 R_e の間には関係がある。

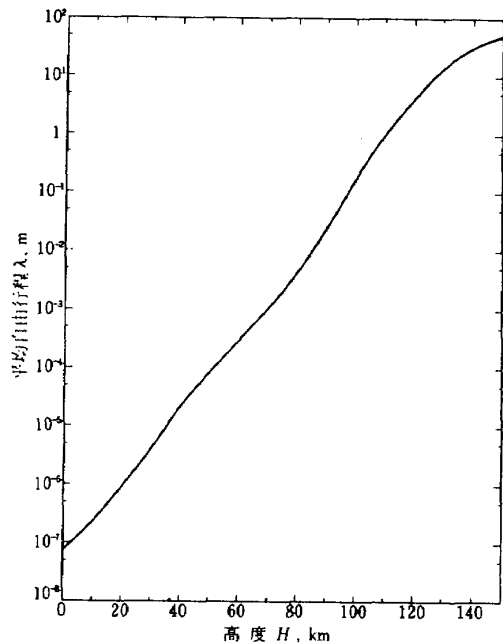


図3.4 高度による平均自由行程の変化

即ち、通常物体に働く抗力は境界層の存在にもとづくもので、その場合には

$$K_n \approx M / \sqrt{R_s}$$

また、物体自身の大きさが問題になる自由分子流では

$$K_n \approx M / R_s$$

の関係がある。飛行体のまわりの流れ場に対して稀薄気流効果を知るためには単に K_n によるよりはこのパラメータを使う方が理解しやすいであろう。Tsien はこのパラ

メータを用いて流れ場を次の様に分類している。

- $M / \sqrt{R_s} < 0.01$ 連続流領域
- $0.01 < M / \sqrt{R_s} < 0.1$ すべり流領域
- $0.1 < M / \sqrt{R_s}, M / R_s < 10$ 遷移流領域
- $10 < M / R_s$ 自由分子流領域

これらの領域の境界はもちろん判然としたものではないが、これにより大体の目安がつけられよう。図3.5には M と R_s により各領域を区分し、あわせてDASの飛行領域を示した。図から明らかなように空気力学的影響の最も重要な近地点近傍は遷移流領域にある。また高度約135 Km以上では自由分子流領域と考えられる。遷移流領域はすべり流から自由分子流へ遷移する広い中間領域で、ここでは分子と物体表面、および分子間の衝突が同じ位の重要度をもち、この領域の流れの解析は非常にむずかしい。

b) 抗力係数

実際のDAS形状について種々の姿勢に対して遷移流領域での抗力係数を求めることは今後の大きな課題の一つである。現在の初期軌道解析でこれを取り入れることは困難であり、徒に問題を煩雑にし得策ではない。DASの形状は現在では球状の頭部とそれに続く短い円筒とからなると考えられているので、全体形状を、円筒部直径と同じ直径をもつ球形と考えるても全抗力係数としては大きな誤りはないであろうと考えられる。球の抗力係数としては実験値を採用することとした。

Potter¹⁰⁾ は今迄に発表された遷移流領域での球の抗力係数の主要な実験結果を整理した。図3.6にその結果を示す。図の縦軸は自由分子流での抗力係数 C_{Df} との比 C_D / C_{Df}

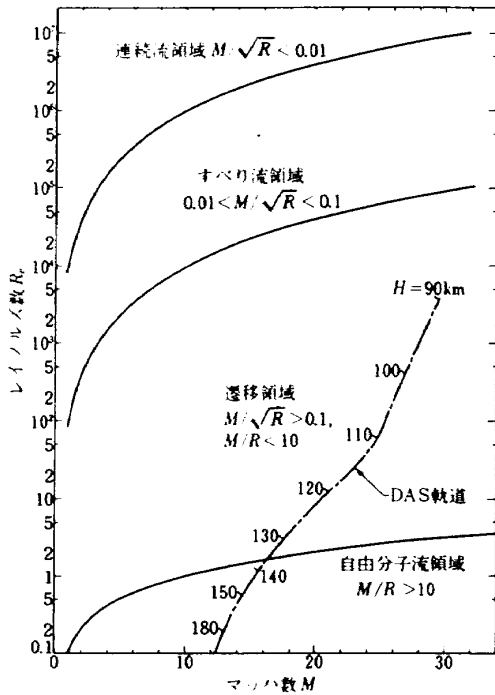


図3.5 流れ場の分類とDASの飛行領域

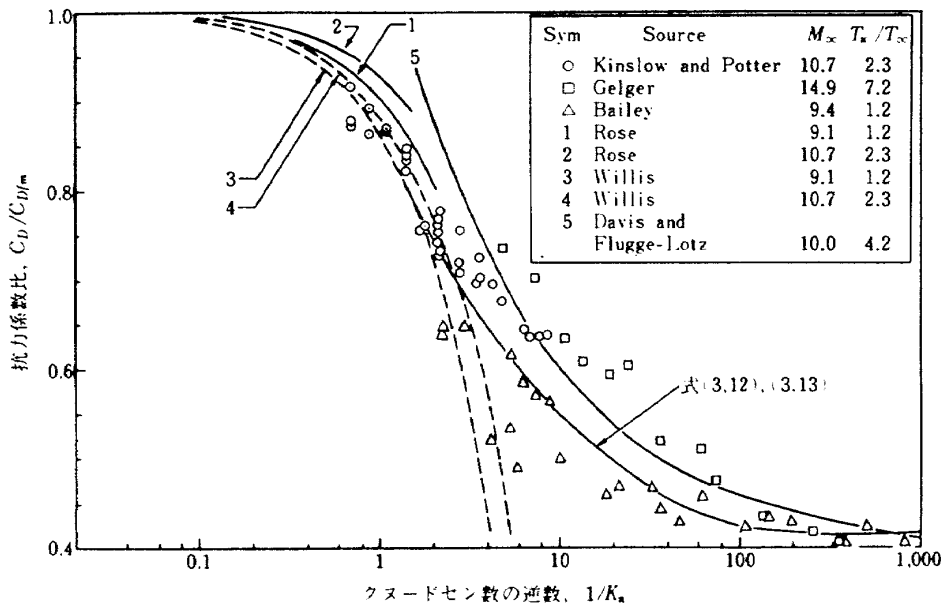


図3.6 遷移流領域における球の抗力係数

として抗力係数 C_D が示されている。これらの実験はすべて支持なし (support free) の球を用い、極超音速でかつ気流の回復温度に比べて壁の温度 T_w の小さい所謂 cold wall condition の条件の下で行われたものであり、現在の目的に充分利用できるものである。実験値にはかなりの分散が見られるが、この事は C_D が K_n のみでなく T_w/T_∞ の影響を大きく受けるためと解釈されている。自由分子流領域から遷移流領域に入るにつれて C_D の値は大巾に減少することが分る。図中にはいくつかの理論曲線も示されているが全体を統一的に説明できるものは見当らない。ここでは理論的正確さよりも実験値となるべく合うことを主に考え、 K_n の範囲を以下のように3つに分け、それぞれの領域で近似式を作って使用することにした。尚、自由分子流での抗力係数 C_{Dfm} を2とした。これは壁での分子の反射を完全鏡面反射と仮定したと考えるとよい。

$$i) K_n > 10 \text{ では } C_D = C_{Dfm} = 2 \quad (3.11)$$

$$ii) 10 \geq K_n > 0.25$$

$$C_D = 2 - 0.33/K_n + 0.04/K_n^2 \quad (3.12)$$

これは自由分子流に近い領域で C_D を $1/K_n$ で展開して2次の項まで取ったと考えるとよい。この式で計算される C_D は図3.6中のWillisの理論曲線3と K_n の比較的大きいところ、即ち自由分子流に近いところで一致する。また、この式によれば $K_n \rightarrow \infty$ で $C_D \rightarrow 2$ となるから i) と ii) の領域をすべて (3.12) 式で統一的に使用してもよい。

$$iii) K_n \leq 0.25$$

$$C_D = 0.142(\log 1/K_n)^2 - 0.7 \log 1/K_n + 1.67 \quad (3.13)$$

この式は (3.12) 式と接続し、かつ実験点を通るような最も簡単な式として求めたもので理論的根拠はない。

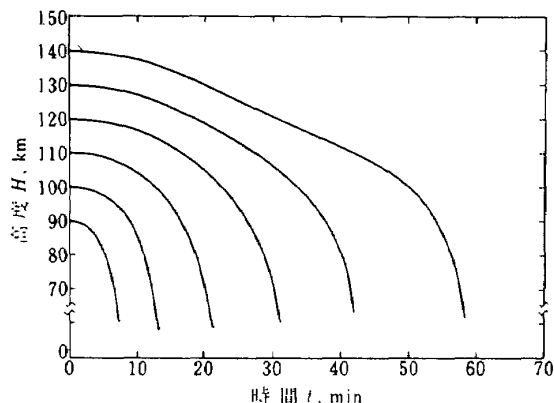


図 4.1 超低高度円軌道の高さ変化 (その 1)
初期点 : $N0^\circ, E0^\circ$ $i = 0^\circ$

衛星の飛行高度がきまれば大気モデルから、 T, ρ がきまる。 T, ρ から (3.10) 式を用い λ が、従って K_n がきまる。 K_n の大きさによって (3.11), (3.12), (3.13) 式の何れかを用いれば C_D をきめることができる。次節以降の軌道計算ではすべてこの方法で抗力係数をきめ抗力を算出した。抗力の計算例を図4.11, 4.12, 4.13などに示す。高度が高くなると K_n が大きくなり C_D は増加するが、 ρ が小さくなるため抗力の値は小さくなる。

4 超低高度軌道

高度150Km以下の超低高度を飛行する人工衛星の軌道についての計算結果を示す。この150Km以下の高度が超低高度と一般に定義されている訳ではないが、一般の人工衛星の内て低い高度を飛行する場合でもその高度は約200Km以上であることと比較すれば遙かに低いので、高度100ないし150Kmの領域を飛行する人工衛星を超低高度衛星と呼ぶことは妥当であろう。

第3章において示した如く、この解析においては人工衛星の形状として球を仮定している。超低高度衛星DASの形状は円筒形の本体に底の浅い球殻型防熱板が結合されたものであって球とは異り、抗力係数の値に差があり、また、迎え角によって抗力および揚力係数に変化を生じる。しかし、初期的なDASの軌道解析としては空気力学的特性が明らかで、迎え角によっても抗力係数が一定で揚力が生じない球を用いて計算を進めることとした。そして、特に文中でことわらない限り衛星の直径は1,400mm, 重量250kgを仮定している。

地球が真の均質球体で人工衛星は真空中を飛行すると仮定した場合の理想的な軌道と比べると、実際には地球は球体ではなく、また、空気層および太陽からのふく射圧等が存在するため軌道は理想状態とは異って一定ではなく時間と共に変化する。

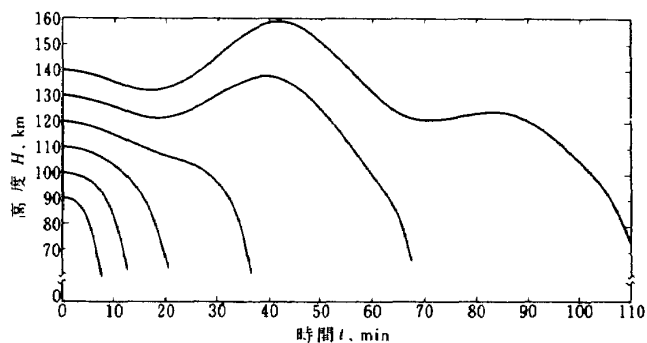


図 4.2 超低高度円軌道の高さ変化 (その 2)
初期点 : 北極 $i = 90^\circ$ (極軌道)

第4章においては超低高度の円および楕円軌道の時間変化を、続いて第5章においては第4章の結果等を応用して得られた軌道変換能力をもった超低高度衛星DASの軌道解析の結果を記す。

4.1 超低高度円軌道

図4.1～4.4は最初に高度が90ないし140kmで局所水平線方向にその高度の円軌道にそれぞれ対応する飛行速度をもっている衛星の軌道の変化を示したものである。初期点以降は軌道高度が急激に低下してしまうため円軌道とは異なるが、これを超低高度円軌道と呼ぶこととする。軌道計算にあたっては地球の扁平を形状 r_L とポテンシャル J_2 の点で考慮しており、地球半径についていえば赤道方向と極方向とでは21kmの差がある。この距離差はここで対象としている100km内外の超低高度に対しては大きな役割を占めるものである。従って、円軌道の初期点の位置、軌道傾斜角によっても軌道の高度変化は著しく影響を受けることが考えられる。

図4.1は軌道傾斜角 0° すなわち赤道上の超低高度円軌道の高度変化を示したものである。赤道を含む地球断面は真円と仮定しているから軌道高度の時間変化には特に異常な傾向は現われていず、時間と共に高度は単調に減少している。図から明らかなように初期高度の僅かな差は滞空時間すなわち寿命に大きな影響を与える。高度100kmでは地表に落下するまでの時間は僅か15分程度であり地球のおよそ半周を飛行するのみである。初期高度を高めると寿命、飛行距離共に延長されるが初期高度を140kmにとっても寿命は約1時間程度であり地球周囲の6.4%を飛行するにとどまる。このように超低高度の円軌道においては大気による抗力によって短時間の内に軌道速度が低下し、ひいては軌道が降下し、より一層大きな抗力を受けるようになり、遂には衛星は地表に落下、あるいは、再突入時に破損・消滅する。図4.2および4.3は極軌道の場合の超低高

度円軌道の変化を示したものである。北極を初期点とする図4.2においては図4.1の赤道上円軌道よりも寿命は遙かに延長されているものの、高度が数百km以上の一般人工衛星の如く長期間にわたって飛行するというにはならない。図4.3は同じ極軌道でも初期点が赤道上にある場合であって寿命は更に延長していることが示されている。初期高度が高く長寿命の軌道の場合に軌道高度に複数の極値があるのは地球の扁平がその理由であって、極大点は衛星が極上空を飛行する時に、一方、極小点は赤道に対応している。この点に関しては次節で解析しているが、極上空においては赤道上よりも局所的には高い高度を飛行し、その結果大気密度が小さく、従って抗力の小さい領域を通過する時間割合が増えるために寿命が延長されることになる。図4.4は軌道傾斜角が 70° の場合の軌道変化を示したものであり、赤道軌道と極軌道との中間的傾向をもっている。

しかし、いずれにしても高度150km以下の超低高度円軌道では抗力による減速、その結果としての軌道高度の低下、さらにそのための抗力の一層の増大と、加速度的に軌道速度、高度が低下し、寿命はたかだか1ないし2時間を越えることがないことが明らかになった。このように、もし真空状態下であれば無限の寿命をもつ円軌道となるような超低高度円軌道の人工衛星は、あまりにも短い観測期間のために実用性があるとは考えられない。

4.2 超低高度楕円軌道

極端に寿命の短い超低高度円軌道の代りに、近地点を超低高度とし、それよりも遙かに高く、抗力の影響が無視できるような高度を遠地点とする超低高度楕円軌道の検討を進めるために、この軌道解析を行なった。

地球扁平の効果は超低高度楕円軌道に対しても大きな影響を与える。地球と衛星の2体問題として解かれた軌道の

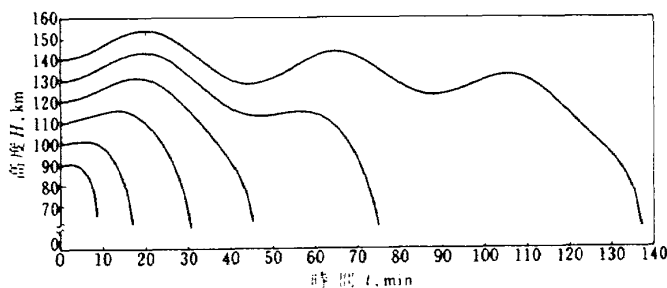


図4.3 超低高度円軌道の高度変化(その3)
初期点：赤道 $i = 90^\circ$ (極軌道)

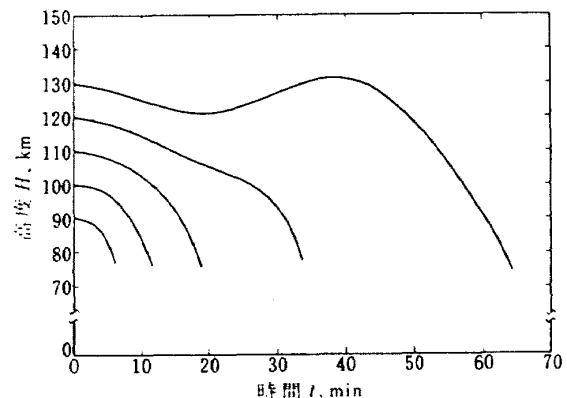


図4.4 超低高度円軌道の高度変化(その4)
初期点：東経 80° , 北緯 70° $i = 70^\circ$

近・遠地点は地球表面の幾何学的形状とは関係なく求められる。地球中心からの距離の最小，最大点が真の近・遠地点であるが，一方，地球表面からの軌道の最低，最高点は地表から見れば近・遠地点であり，観測等からはこの見かけの近・遠地点の方が重要であろう。そして，この2種の近・遠地点の位置と高度の差は，近地点の位置および軌道傾斜角によっても異なる。ここでは特にことわらない限り見かけの近・遠地点をもって単に近・遠地点と呼ぶこととする。

以下の計算は地球偏平に伴う地球ポテンシャルの第2次項 (J_2) と形状の偏平 (τ_L) を考慮に入れ，外圏温度 1200°K ，軌道傾斜角 70° ，初期近地点位置北緯 35° 東経 140° の条件の下で行なっている。

図4.5は初期近地点高度が100ないし130kmで初期遠地点高度がいずれも1000kmである超低高度楕円軌道の時間変化を示したものである。なお，この場合の初期遠地点高度とは初期近地点から飛行して抗力の影響が無いとした時の遠地点高度をさし，初期近地点から半周回後の遠地点高度とは異なるものである。近地点高度は周回毎に殆ど

変化せず一定に近く保たれているに反して遠地点高度は周回の度に低下すること，その軌道高度の低下の程度は初期近地点高度によって著しく異り，初期近地点高度の僅かな上昇によって大巾に寿命が伸びること，および，遠地点高度が低下して近地点高度に近づく，すなわち，円軌道に近づくと間もなく衛星は寿命が尽きてしまうことが，図から明らかとなる。超低高度楕円軌道上の衛星のこのような動きは，抗力による衛星の減速がもたらす近地点通過時とその前後においてのみおこるためである。そのために遠地点高度が低下するが，一旦高度が上がり遠地点を通過し近地点に近づくまでの飛行においては抗力にもとづく速度損失が無視できる程小さいため，近地点高度は周回毎に殆ど変化しない。遠地点高度が徐々に低下し衛星が全周回にわたって抗力を受け始めると，比較的急激に軌道が低下して円軌道に近づきその後は短期間内に地表に落下する。

図4.6および4.7は超低高度楕円軌道の人工衛星の寿命を示したものである。初期近地点高度の僅かな変化に対して落下までの時間(図4.6)あるいは周回数(図4.7)は著しく変化することが示されている。近似的にこの関係は

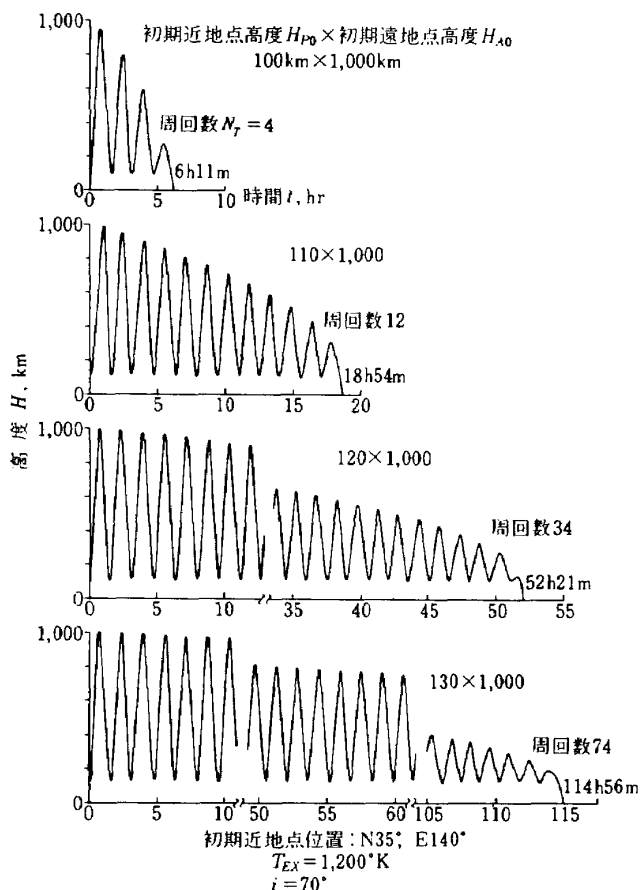


図 4.5 超低高度楕円軌道の高度変化

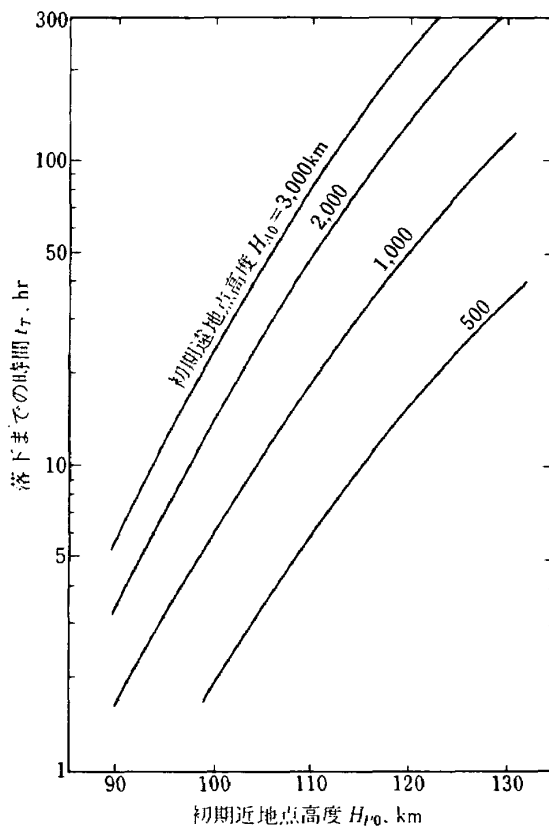


図 4.6 近地点の低い楕円軌道を飛行する人工衛星の寿命 (その1 落下までの時間)
初期近地点位置: $N35^\circ, E140^\circ$
 $T_{EX} = 1200^\circ\text{k}$ $i = 70^\circ$

$t_T \propto H_{p0}^{1.2}$ と表わすことができる程近地点高度の影響は大きい。初期遠地点高度も寿命に大きな影響をもっており、特に低い初期遠地点高度の場合に寿命の短縮が顕著にあらわれる。

初期近地点高度が100kmの場合は初期遠地点高度を十分に高くとれば数回程度の周回数期待できるが、このような衛星を運用することは事実上不可能であろう。初期近地点高度を10km上げて110kmに選んだ場合、寿命は周回数にして10回程度となるから、困難さはあるがこの高度の衛星には実現の可能性がある。この点、近地点高度をさらに10km高くして120kmとすれば実現性は一層強くなり、130km以上では寿命上の制約は遙かに緩やかになる。

1周回毎に抗力によって近地点および遠地点高度の低下の様子を図4.8に示す。軌道変化の著しくない場合、すなわち、近地点高度が比較的高い場合には、1周回毎の低下は周回数の増加につれて僅かずつ増大するもののほぼ一定と見なせるが、近地点高度が低い、あるいは、円軌道に近づき落下まぎわになると、1周回毎の高度低下も周回が

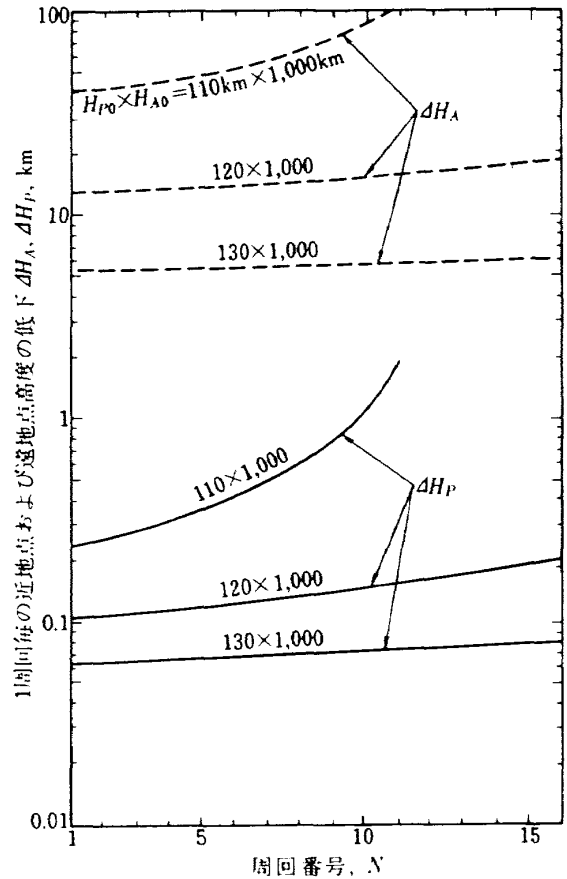


図 4.8 1周回毎の近地点および遠地点高度の低下
初期近地点位置： $N35^\circ, E140^\circ$
 $i = 70^\circ \quad T_{EX} 1200^\circ$

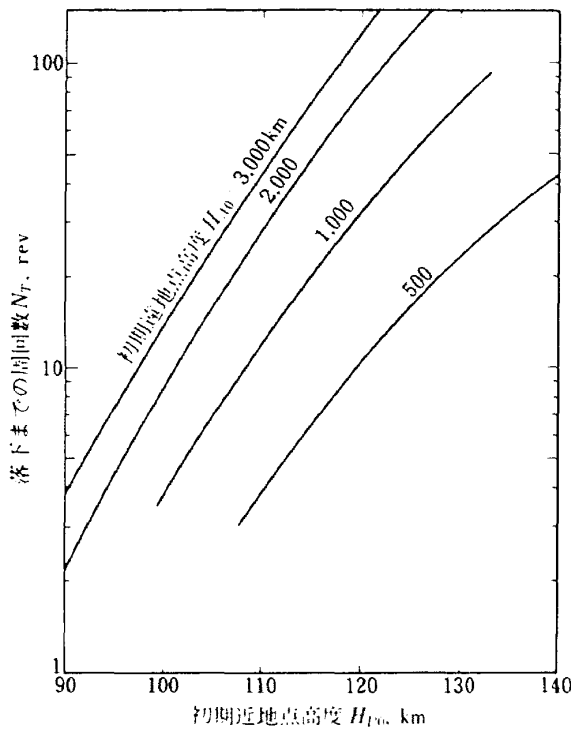


図 4.7 近地点の低い楕円軌道を飛行する人工衛星の寿命
(その2 落下までの周回数)
初期近地点位置： $N35^\circ, E140^\circ$
 $T_{EX} = 1200^\circ k \quad i = 70^\circ$

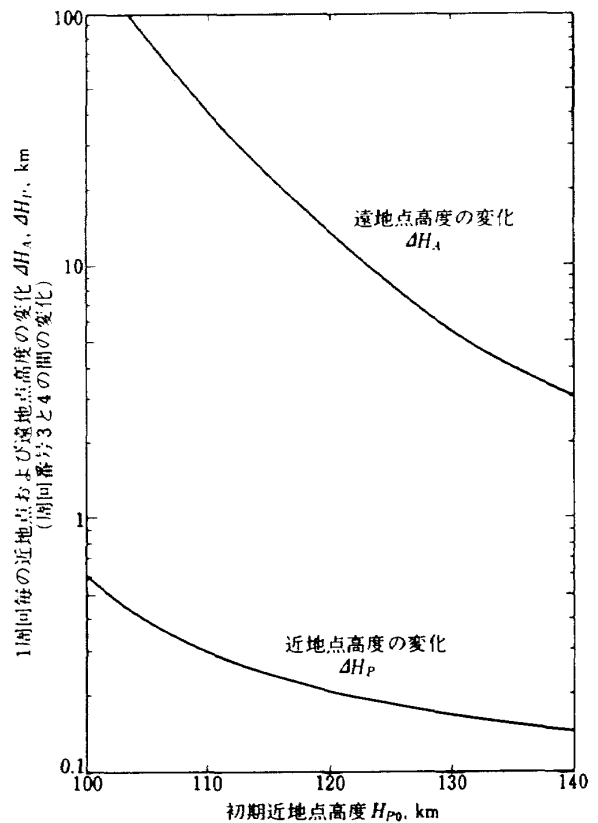


図 4.9 軌道高度変化に対する初期近地点高度の影響
 $H_{A0} = 1000 \text{ km}, T_{EX} = 1200^\circ k, i = 70^\circ$
初期近地点位置： $N35^\circ, E140^\circ$

進むにつれて増加している様子が見られる。この点からい
えば近地点高度110kmの軌道はかなり不安定な軌道であ
るといえる。初期近地点高度が120km近傍の場合につ
いて近地点高度の低下と遠地点高度の低下を比較すると、お
よそ2桁の差があり、近地点高度の低下は1周回毎に100
mのオーダーであるに対して遠地点高度の低下は10kmのオ
ーダである。図4.9は1周回の間における高度の低下を初
期遠地点高度の関数としてプロットしたものである。初期
遠地点高度が110km以下の場合には近地点高度の低下が
それ以上の高度の場合と比較して著しく増加することが示
されている。図4.10は初期遠地点高度によって1周回に
おける高度変化がどのような影響を受けるかを調べたもの
である。初期遠地点高度が1000km以下の場合において
は、それ以上の高度の場合と比較すると高度変化が著しく

増大する様子が見られる。

このようなことから初期近地点高度は110km程度が限
界に近くそれ以下では寿命が短かすぎ、一方、110km以
上であれば軌道の減衰は少なく、より長寿命が期待でき
ることが明らかになった。また、初期遠地点高度については、
500km以下では楕円軌道の利点が失われ1000km以上
であることが望まれる。

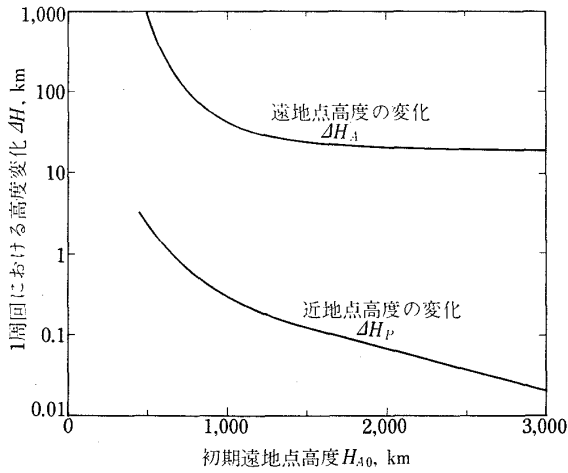


図4.10 軌道高度の変化(その2 初期遠地点高度の影響)
 $H_{P0} = 110 \text{ km}$, $T_{EX} = 1200^\circ \text{K}$, $i = 70^\circ$
 ΔH : 周回番号3と4の間における高度変化

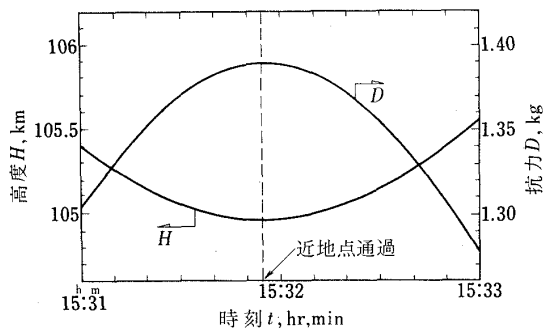


図4.11 近地点通過時前後における高度と抗力の変化
 $H_{P0} = 110 \text{ km}$, 周回番号 $N = 11$
 $H_{A0} = 1000 \text{ km}$, $H_A = 470 \text{ km}$, $i = 70^\circ$

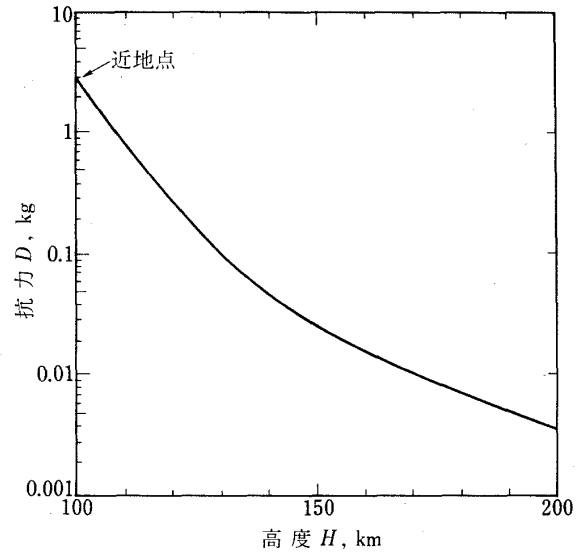


図4.12 抗力の軌道上における変化
 $H_{P0} = 100 \text{ km}$, $H_{A0} = 1000 \text{ km}$
 $T_{EX} = 1200^\circ \text{K}$, $i = 70^\circ$
近地点位置: $N35^\circ$, $E140^\circ$

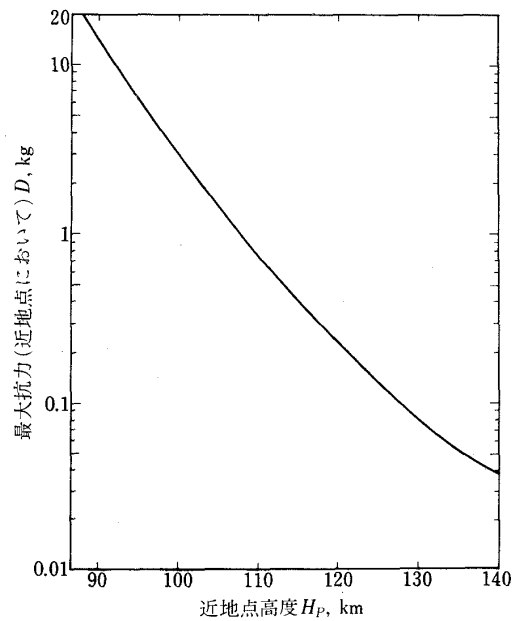


図4.13 最大抗力の近地点高度による変化
 $H_A = 1000 \text{ km}$, $T_{EX} = 1200^\circ \text{K}$
近地点位置: $N35^\circ$, $E140^\circ$
 $i = 70^\circ$

超低高度を飛行する衛星は近地点を通過する頃に大きな抗力を受けるが、図4.11に近地点通過前後における高度変化と抗力変化を示す。いずれも近地点通過時に極値をもつ滑らかな曲線を呈している。次に抗力についての若干の計算結果を示そう。超低高度楕円軌道の衛星が受ける抗力は大気密度が高度に対してほぼ指数関数で近似される程大巾に変化するために近地点において最大値を示すが、図4.12に近地点高度100km遠地点高度1000kmの楕円軌

道上を運動する衛星が受ける抗力の軌道上における変化を示す。高度100kmにおいてはおよそ3kgの抗力を受けるが10km高度が上昇するにつれて数分の1ずつ抗力が減少することが示されている。特に抗力の変化が高度100ないし130kmにおいて顕著であるが、これは大気密度の高度変化がそのまま現われているためである。そして高度150km以上では抗力の高度変化も比較的小さくなることも示されている。図4.13は近地点高度が90ないし140kmと異り遠地点高度が1000km一定の各種の超低高度楕円軌道の最大抗力、すなわち、近地点通過時における抗力を示したものである。図4.14は遠地点高度の異なる各種超低高度楕円軌道において最大抗力が遠地点高度によっていかに変化するを示したものである。遠地点高度によって最大抗力の変化が小さいのは、ここで検討した遠地点高度がたかだか3000kmどまりの範囲であるため近地点飛行速度が最大5%しか変化しないためである。図4.15は近地点通過時に最大となり高度の上昇と共に減少する抗力によって衛星の飛行速度が理想状態に比べてどの程度失われるかを示したものである。 V_{LOSS} は近地点から遠地点へ運動する際に抗力によって失われた速度損失を表わしているもので、飛行速度は約8100m/sであるから高度110km内外ではその割合は0.1%以下と小さいが、これが集積して軌道減衰の原因となっている。遠地点高度によっても若干の影響は受けるが主に近地点高度によって速度損失が定まることが明らかになっている。なお、 V_{LOSS} は近地点から遠地点を経て次の近地点に到達した時の速度低下の $\frac{1}{2}$ をもって定義している。

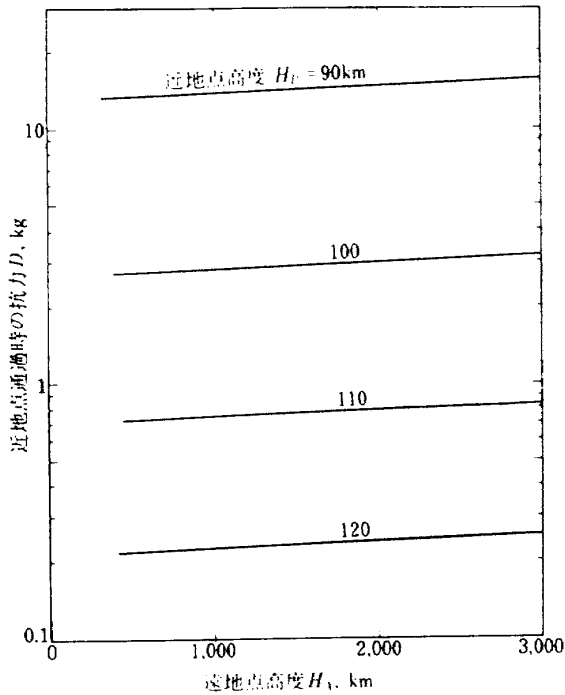


図4.14 近地点通過時に受ける抗力（最大抗力）
近および遠地点高度による変化
 $T_{EX} = 1200^{\circ}k$, $i = 70^{\circ}$
近地点位置: $N35^{\circ}$, $E140^{\circ}$

以上の計算においては地球の偏平に伴う地球ポテンシャルの第2次項 J_2 と形状の偏平 τ_L と同時に考慮に入れて

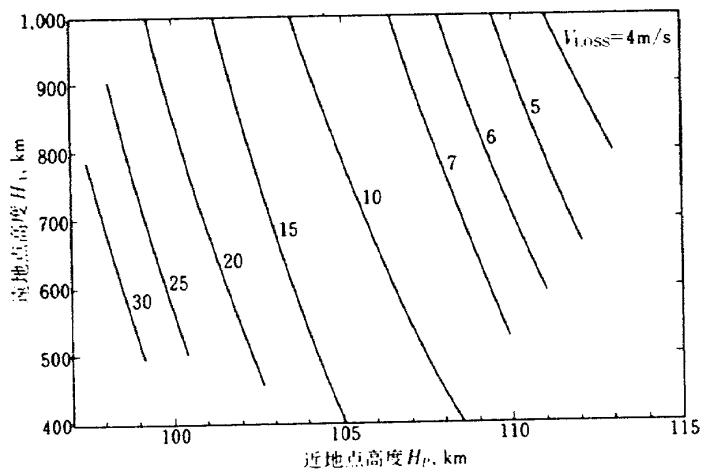


図4.15 近地点から遠地点へ飛行する際に空気抗力によって失われる速度損失

いるが、表4.1は地球の偏平についての影響を2つに分けていづれの影響が支配的であるかを調べた結果である。計算番号151と153の比較から J_2 項は軌道に対し周期的な変化を与えるが寿命には殆ど影響を与えないことが明らかである。この点から抗力が大きな効果をもつ超低高度軌道の解析に際して、地球ポテンシャルのより高次の項の考慮はあまり必要でないといえよう。そして、 J_2 項よりも遙かに大きな影響をもっているのは地球の幾何学的表面形状を表わす r_L であって、 r_L を考慮、すなわち、地球表面形状を球体ではなく回転楕円体とすると、初期軌道高度が同じ軌道であっても初期地点緯度が異なれば、軌道の大きさが異なってくるほか、周回中、衛星が超低高度領域を通過する時間 t_{pa} も近地点の位置、軌道傾斜角等により異なってくるので、衛星の寿命に対し、非常に複雑な関係が生じる。例えば、その一例として表4.1の結果について考えてみると、この場合には初期点が $N35^\circ$ 、軌道傾斜角 70° であるから、衛星はスタート後 $N70^\circ$ まで北上する。従って、衛星高度は地球の偏平効果を考慮したケース番号131、152のほうが、地球を球形としたケース番号151、153に比べ、初期領域($N35^\circ \rightarrow N70^\circ$)において高度は早く上昇するため、 t_{pa} および衛星高度 H に注目した場合、衛星の寿命は相対的に長くなる事が期待される。しかし、結果は反対に短くなっている。この原

因は、 $r_L < r_E$ のため、 $H_A + r_L$ および $H_P + r_L$ を用いて設定されたケース番号131、152の衛星軌道の方が、 $H_A + r_E$ 、 $H_P + r_E$ を用いた番号151、153の軌道よりも相対的に小さくなる事によって、逆に衛星速度が大きくなり、そのための抗力増加が大きな影響を与えているためではないかと思われる。これ等各パラメータの効果は互にカップリングして作用するため、それぞれの影響を分離して調べる事は難かしい。例えば、今地球の偏平効果の影響のみを調べる事を考える。そのためには極軌道を設定し、初期近地点緯度を赤道上($N0^\circ$)から極上($N90^\circ$)まで変えた場合について各パラメータの影響度と寿命の関係を調べてみればよい。この結果は表4.2のようになる。偏平効果のみから考えると、衛星の寿命は極上で最小、赤道上で最大でなければならないが、大気が地球と共に自転しているというモデルを用いている影響が作用し、この寿命に関する順位に変化が生じる。遠地点高度の降下状態からみると、 $N45^\circ$ 付近に初期近地点のある場合に衛星の寿命はもっとも短くなる事が推測される。表4.3は J_2 項と相対速度の影響を比較するために地球の幾何学的形状を球形とおき、軌道傾斜角および軌道初期点緯度をいくつか変えた場合について、寿命と各パラメータとの関係を示したものである。表中の J_2 項部分の番号は初期領域において、高度減少効果の強い方から弱い方への順番を

表 4.1 地球偏平による超低高度軌道の変化

$$\begin{aligned}
 H_{P0} &= 110 \text{ Km} & T_{EX} &= 1200^\circ\text{K} \\
 H_{A0} &= 1000 \text{ Km} & \text{近地点位置} &= N35^\circ, E140^\circ \\
 i &= 70^\circ
 \end{aligned}$$

計算番号	131	152	151	153	
地球の偏平について	J_2 考慮 r_L 考慮	J_2 考慮せず r_L 考慮	J_2 考慮 r_L 考慮せず	J_2 考慮せず r_L 考慮せず	
$H_A = 500 \text{ Km}$ まで降下するに要する時間	15 ^h :30 m	15:29	17:07	17:07	
高度20 Kmに落下するまでの時間	18 ^h :54 m	18:49	21:27	21:31	
同上周回数	12	12	14	14	
周回番号10の軌道	近地点高度	10633 Km	10621	10706	10711
	遠地点高度	5573 Km	5460	6188	6160
	離心率	0.0336	0.0328	0.0380	0.0378
	近地点における速度	7974.5 m/s	7971.5	798.73	7986.4

示している。この表の結果から、衛星の寿命は J_2 項の影響よりも、 V_{rel} の影響に大きく左右されると言える。これ等の結果はいずれも超低高度楕円軌道に対する地球の偏平効果の場合であるが、超低高度円軌道の場合について、軌道傾斜角、初期点緯度および軌道高度をいくつか変えて、各パラメータの影響度を調べたのが表4.4である。高度が低い時には、それ程の差は見られないが、高度が高くなるに従って、速度関係のパラメータよりも τ_L および J_2 項

の影響が衛星の寿命に対し、より強く作用しているとい事がはっきりしてくると言える。この結果は、楕円軌道の場合の傾向と異なるが、これは軌道の形その物も超低高度衛星の場合、寿命に対する1つのパラメータである事を意味している。

表4.5は外圏温度による超低高度楕円軌道の変化を示したものである。太陽活動に伴い太陽ふく射が変化し上層大気密度がその結果として大巾に変化する。太陽活動が激し

表4.2 近地点緯度による超低高度軌道の変化

$$H_{P0} = 110\text{Km} \quad i = 90^\circ$$

$$H_{A0} = 1000\text{Km} \quad T_{EX} = 1200^\circ\text{K}$$

初期近地点の緯度	北極上	N70°	N35°	赤道上
$H_A = 600\text{Km}$ へ降下するまでの時間	13:57 ^m	12:29	12:31	14:06
高度20Kmに落下するまでの時間	18:40	17:27	18:42	22:02
同上周回数	12	12	12	14
大気に対する相対速度 * V_{rel} (大→小)	4	3	2	1
τ_L による高度増加率(小→大)	1	2	3	4
J_2 項による引力作用(大→小)	1	2	3	4
$\tau_L + H_p$ より求められた衛星初期速度 (大→小)	1	2	3	4
衛星の寿命(600Km)(短→長)	3	1	2	4

* ここでいう相対速度には各ケースでの初期速度の違いは考慮されていない。すなわち定性的な意味での比較であり、以下、表4.3、4.4も同様である。

表4.3 J_2 項と相対速度の衛星寿命に対する影響

i	70°			90°	
	0°	N35°	N70°	N0°	N90°
$H_A \backslash L_{v,0}$					
500Km	15:38 ^m	17:05	17:11	15:33	17:08
20Km	21:13	20:58	21:59	19:15	21:44
V_{rel} 順位(大→小)	2	3	5	1	4
J_2 項順位(大→小)	4	3	2	5	1
寿命順位(500Km) (短→長)	2	3	5	1	4

表 4.4 円軌道における衛星の寿命
(高度70Kmへ落下するまでの時間)

ケース番号	1	2	3	4
軌道傾斜角	0°	70°	90°	90°
円軌道高度 軌道初期点	N0°, E0°	N70°, E80°	N90°, E0°	E0°, E0°
90Km	7 min	7	7	8
100	12	12	12	16
110	20	20	20	30
120	30	34	36	45
130	41	65	67	74
140	58	102	111	136
軌道に影響を与える各要素の効果(順位)				
V_{rel} (大→小)	4	3	2	1
初期速度 V_0 (大→小)	3	2	1	3
r_L の影響(小→大)	1	2	3	4
J_2 項の影響(小→大)	1	2	3	4
寿命(短→長)	1	2	3	4

表 4.5 外圏温度による超低高度軌道の変化

$$H_{P0} = 110\text{Km}$$

$$H_{A0} = 1000\text{Km}$$

$$i = 70^\circ$$

$$\text{初期近地点位置 } N35^\circ, E140^\circ$$

		外 圏 温 度 T_{EX}		
		650°K	1200	2100
$H_A = 500\text{Km}$ まで降下 するに要する時間		15:31 ^m	15:31	15:30
高度20Kmへ落下する までの時間		19:24	18:54	18:48
同 上 周 回 数		13	12	12
周の 回 番 軌 号 10道	近地点高度	106.59Km	106.33	106.17
	遠地点高度	562.2 Km	557.3	554.0
	離 心 率	0.0340	0.0336	0.0334
	近地点にお ける速度	7975.7 m/s	7974.5	7973.8

い。すなわち、外圏温度が高い場合には低い時と比較すると大気密度が増大するため、例え同一軌道上を運動したとしてもより大きな抗力を受け軌道速度が低下することになる。しかし、外圏温度の影響を受ける高度はこの解析に用いた大気モデルにおいては高度120km以上であり、この高度付近では密度変化も小さく、数百kmの高度においては密度変化は大きいものの大気密度の絶対値が小さいために全体としては外圏温度の軌道への影響が小さく現われている。

図4.16は衛星の大きさと重量を変化させた場合の寿命を示したものである。今までに記されている標準衛星は直径1400mm、重量250kgの球であるから抗力係数 $C_D = 2.0$ と仮定するとバリスティック・パラメータ $C_D S/W = 0.0123 \text{ m}^2/\text{kg}$ に相当する。いままでの解析によって抗力の影響が超低高度衛星の寿命に大きく現われることが明らかであるので、衛星の断面積を小さく重量を大きくし抗力による減速度を減少させることが大いに望まれる。例えば重量250kgを保ったままで直径を1400mmから1000mmに減らし、その内部の搭載機器をコンパクトに

充填することができれば、およそ寿命は2倍に延長される。あるいは寿命を同一におさえると近地点高度を更に低下させることができる。従って、超低高度衛星の形状、構造設計に際してバリスティック・パラメータを可能な限り小さくすることに考慮を払うことは非常に意義のあることである。なお、一般の衛星はミッション、軌道、衛星大きさ、電力等によって異なるがバリスティック・パラメータは0.01強の値をとることが多いが、低い高度を飛行することを目的とした米国のA Eは0.005という低い値をとっていることは注目される。

5 D A S の軌道

4章において高度100ないし150kmの領域を飛行する人工衛星は円軌道であれば寿命は数十分のオーダーであるが、楕円軌道をとらせれば数十時間とおよそ2桁寿命が延長されることが明らかになった。それにしても数十時間の寿命の程度では高価な人工衛星を打上げることは、その費用と効用の比較からみてもあまりにも得策ではない。超低高度を飛行しかつ寿命も現用の一般人工衛星と比べてもそれ程短くないような衛星を実現するためには、超低高度を飛行する際の抗力によって失われるエネルギーを衛星に搭載したロケット、エンジンによって補うことが必要となる。それにしても高度100km以下では図4.15に既に示したように1周回毎に数十m/s以上というあまりにも大きい速度損失のために実現性は極めて小さい。空気の存在する領域を飛行する場合には揚力を利用することも考えられるが高度100ないし150kmの領域においては抗力が前記の如く数kgないし数十kgの程度であるから、衛星の形状を揚力が十分に発生しうるように選んだとしてもその揚力の

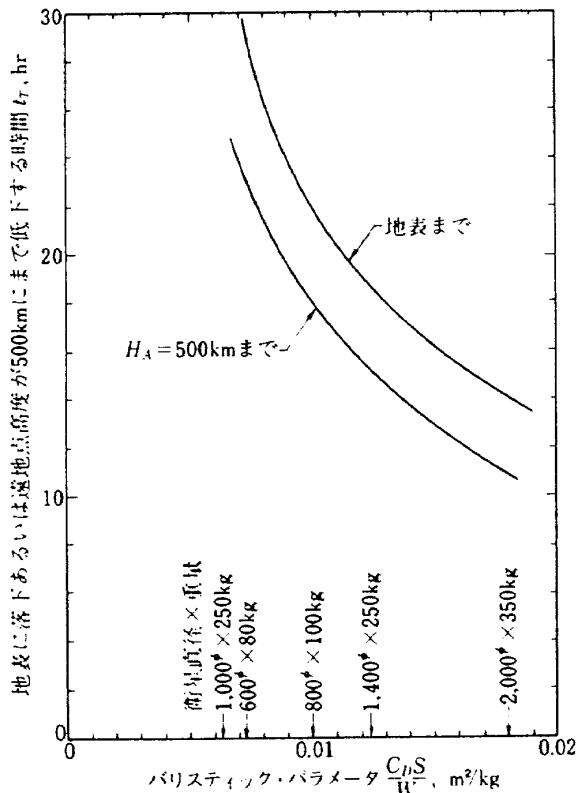


図4.16 衛星のバリスティック・パラメータの寿命への影響

$H_{P0} = 110 \text{ km}$, $H_{A0} = 1000 \text{ km}$, $i = 70^\circ$
 初期点: $N35^\circ$, $E140^\circ$, $C_D = 2.0$

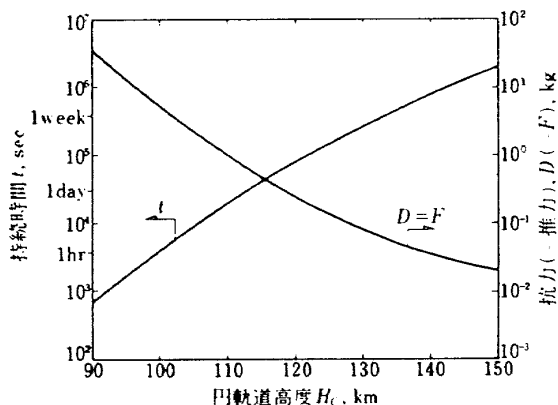


図5.1 ロケット連続噴射によって円軌道が保持される時間
 衛星: 直径1400φ球, 重量250kg
 エンジン: 推進剤重量70kg, 比推力275sec

大きさは1kgから10gのオーダーであり250kgの衛星の軌道低下を補うには小さすぎる。勿論衛星の形状によっては揚力が発生し、その軌道への影響は十分に考えなければならぬから、この初期解析に続いてのDASの詳細な軌道解析においては抗力と共に揚力をも取入れることとしている。

超低高度を飛行するために衛星に搭載したロケット・エンジンを利用する方法に2つの方式が考えられる。1つは超低高度円軌道を飛行している衛星が受ける抗力に対抗するだけの推力を常時働かせて円軌道を保つ方式である。図5.1はこの方式を用いた場合に円軌道高度の関数として抗力(=推力)の大きさと、搭載してあるロケット推進剤が消費されるまでの推力発生持続時間すなわち軌道飛行時間を示している。高度100Kmではその寿命は1時間以下、高度110Kmにおいては半日程度という具合に寿命はロケット・エンジンを搭載しない場合と比較して延長されるものの、実用的長さまでは達しない。しかも、この解析は地球を球体と仮定しているが地球の扁平を考慮すると先の解析の如く円軌道といっても飛行中の高度は±10Kmは変化するため抗力とバランスするための推力は一定でなく、およそ、1桁変化しそれらを考慮しつつ推力方向あるいはレベルの調節、軌道の調整を行なうことは非常に困難なことであろう。

ここで取り上げているDASは連続噴射式と異なる方式によって長寿命の超低高度軌道を実現するものである。第4章で述べたように円軌道と比べると楕円軌道によって寿命が著しく延長されるが、この寿命を衛星に搭載してあるロケット・エンジンの間歇的な作動によって更に何倍にも延長する方式である。すなわち、近地点高度110Km、遠地点高度1000Kmの楕円軌道においては図4.5に既に示したように周回数12で地表に落下するが、例えば遠地点高度が600Kmまで抗力による減速によって低下した周回数9の近地点においてロケット・エンジンを軌道面内で軌道速度を増す接線方向に噴射し、それまでに抗力によって失われた速度損失を瞬間的に補うことにより、遠地点高度を1000Kmへ回復させて最初の楕円軌道へ戻すことができる。勿論最初の軌道高度に正確に戻すためには、その間に近地点高度も4Km程度は低下しているのでそのための僅かな速度調整を遠地点において行なうことが必要となる。そしてロケット・エンジンの能力が続く限り、すなわち、推進剤が消費されるまでこれをくり返し行えば、この超低高度楕円軌道を複数回続けることができる。

実際の衛星の軌道シーケンスを考えてみると、例えば図5.2および表5.1に示すように、待機軌道、超低高度軌道、および最終安定軌道の3つを組合せることにより、超低高

度軌道の寿命をのばし、また、全体寿命として一般人工衛星と同じ程度の長さを期待することができる。待機軌道および最終安定軌道においてはそれなりに有意義な観測を行ない、抗力による軌道の減衰とエンジン作動による高度の回復を含む超低高度軌道においては100Km圏における観測を行なう。

この軌道変換シーケンス(A)の場合には、地上から打上げロケットによって高度1000Kmの円軌道へDASは打上げられ、その軌道上において観測を行なうと共に超低高度へ降下する際の各種の準備、点検等を行なう。この待機軌道においては抗力は無視できる程小さいので一般人工衛星と全く同じ状態で運動を続ける。超低高度における観測を開始する時期に希望している近地点位置の地球裏側で第1回目のロケット・エンジン噴射を行ない約225m/sの減速を衛星に与えると、近地点高度が160Km、遠地点高度が1000Kmの楕円軌道に遷移することになる。この近地点高度では抗力の影響は微弱ではあるが、それでも長期間にわたる周回によって近・遠地点高度が低下してくる。超低高度楕円軌道へ移ってから233周回後に近地点が132Km、遠地点が650Kmへ、それぞれ低下した時に、近地点においてロケット・エンジンを噴射して約92m/sの増速を行ない遠地点高度を650Kmから1000Kmへ回復させる。そしてその半周後の遠地点において3.5m/sという微小な減速を行なって近地点高度を120Kmへ降下させる。抗力の影響がより大きくあらわれるため22周回後には近地点が116.4Km、遠地点が638Kmへ低下するが、この間120Km圏の観測を続ける。再びロケット・エンジンの作動によって遠地点高度の1000Kmへの回復と近地点高度の110Kmへの降下を行ない、110Kmを近地点とする楕円軌道へ移りこの領域の観測を行なう。ロケット・エンジンの能力が十分にあればこのようなシーケンスを多数回続けることができるが、推進剤の搭載量を増せばこの能力は増大し、寿命は延長されるけれども観測機器がその分だけ減らされることになり、この両者を適切な割合で配分することが重要である。超低高度楕円軌道のままで放置すれば衛星は地表に落下し寿命が尽きてしまうので遠地点において約41m/sの増速をロケット・エンジンの最後の噴射によって行ない、最終的には近地点高度250Km、遠地点高度590Kmの安定軌道にのせ以後は一般人工衛星と同じような運動を行ない観測を続ける。このシーケンス(A)の場合、搭載ロケット・エンジンによって得られる速度変更能力は合計470m/sと仮定したものであり、超低高度軌道の期間はおよそ17日間となる。なお、待機軌道は1000Km高度の円軌道が最も望ましい訳ではなく、例えば近地点高度250Km、遠地点高度1000Kmの楕円

軌道であれば第1回の軌道交換のために必要な速度変更分が小さいから、その分だけ大きな速度変更を軌道高度回復に使うことができ有利である。

シーケンス(A)は近地点高度を徐々に下げて行く方式であるが、それに対して図5.3と表5.2に示すシーケンス(B)は、常時高い待機軌道にある衛星を超低高度における観測を行なうことが特に必要となった時にのみ低い高度に降下し、

およそ1日間の観測期間後にまた待機軌道に戻るというシーケンスを複数回行なうものである。このためには近地点高度250Km、遠地点高度1000Kmの待機軌道の遠地点において約37m/sの減速を行ない近地点高度を120Kmへ降下させる。19周後に近地点高度が117.1Km、遠地点高度が703Kmまで抗力の影響で低下した時に、これら高度を回復すべく近・遠地点において、それぞれ約78

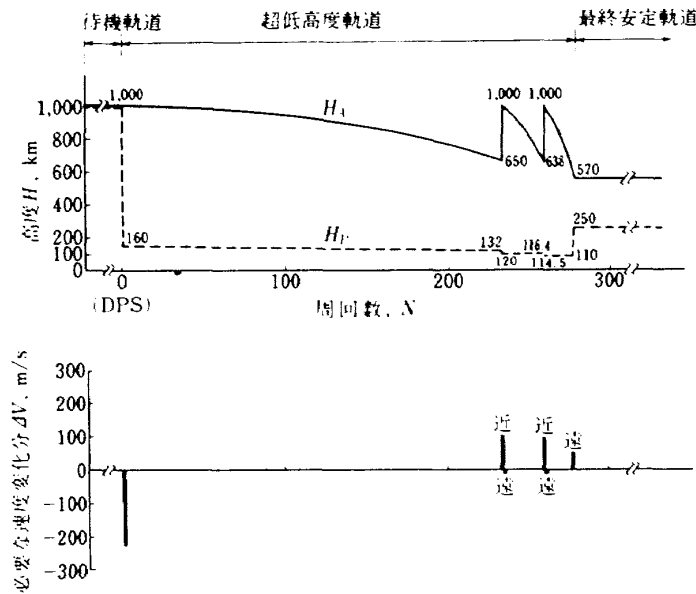


図 5.2 軌道交換のシーケンス(A)
DPS: Dive phase start

表 5.1 軌道交換のシーケンス(A)

番号	周回番号	事象	軌道	ΔV
0		待機軌道にのる	1000Km円	
1	DPS*1	160Kmへ降下のため噴射	160Km×1000Km楕円	225.28m/s
2	DPS+233	軌道が減衰して $H_A = 650\text{Km}$ まで降下	132 × 650 "	
3	"	H_A を1000Kmへ回復するため噴射	132 × 1000 "	92.52
4	DPS+233.5	H_p を120Kmへ低下させるため噴射	120 × 1000 "	3.49
5	DPS+255	軌道が減衰して $H_A = 638\text{Km}$ まで降下	116.4 × 638 "	
6	"	H_A を1000Kmへ回復するため噴射	116.4 × 1000 "	95.85
7	DPS+255.5	H_p を114.5Kmへ低下させるため噴射	114.5 × 1000 "	0.55
8	DPS+273	軌道が減衰して $H_A = 570\text{Km}$ まで降下	110 × 570 "	
9	DPS+273.5	H_p を上げて最終軌道へ移る	250 × 570 "	409.9

DPS: Dive phase start

合計 458.68m/s

m/s と 38 m/s の増速を行なう。このシーケンス(B)の場合には例えば1年間の内で100Km圏の観測が特に望ましい時期、あるいは、太陽擾乱が発生して100 Km圏の観測が緊急に必要となった時に、待機軌道から超低高度軌道への降下を行なうことになる。シーケンス(B)も(A)と同様にロケット・エンジンによる速度変換分の合計は470m/s

以下と仮定しているが、この2例はシーケンスの中で典型的なものでその他多くの組合せが考えられよう。

図5.4は高度1000Kmの円軌道の待機軌道から軌道接線方向にロケット・エンジンを噴射して軌道速度を減少させ超低高度楕円軌道に移行する際に必要な速度変化分と、近地点高度との関係を示したものである。なおこの計算値

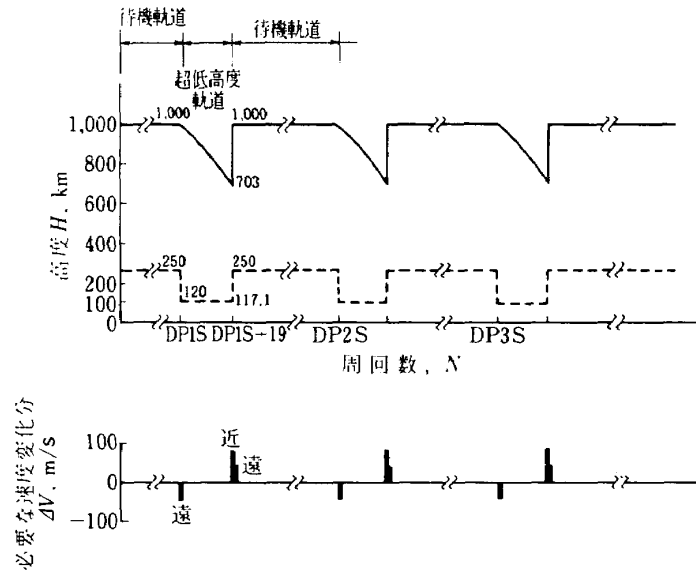


図 5.3 軌道変換のシーケンス (B)
DPS : Dive phase start

表 5.2 軌道変換のシーケンス(B)

番号	周回番号	事 象	軌 道	ΔV
0		待機軌道にのる	250Km×1000Km楕円	
1	DP1S *1	120Kmへ降下のため噴射	120 × 1000 "	3738 m/s
2	DP1S+19	軌道が減衰して $H_A = 703$ Kmまで降下	117.1 × 703 "	
3	"	H_A を1000Kmへ回復するため噴射	117.1 × 1000 "	781.8
4	DP1S+19.5	H_P を250 Kmへ回復するため噴射	250 × 1000 "	38.23
5	DP2S	No.1~4と同じ	左に同じ	左に同じ
6	DP2S+19			
7	"			
8	DP2S+19.5	No.1~4と同じ	左に同じ	左に同じ
9	DP3S			
10	DP3S+19			
11	"	No.1~4と同じ	左に同じ	左に同じ
12	DP3S+19.5			

*1 DP1S : Dive phase # 1 start

合計 46137 m/s

は地球を偏平と仮定し減速を行なう位置を南緯 35° 、西経 30° とした場合であるが、地球を球と取り扱う場合にはこの直線の下側にずれた平行線となる。いずれの場合も直線の勾配から ΔV が 1 m/s 当り 3.5 km の近地点高度変化が現われていることが明らかである。従って例えば、待機軌道から一気に高度 120 km へ降下することを考えると $\Delta V = 237.9\text{ m/s}$ が要求され、高度誤差 $\pm 2\text{ km}$ の目標に対しては ΔV の誤差は $\pm 0.7\text{ m/s}$ 、すなわち、 $\pm 0.3\%$ でなければならない。搭載ロケット・エンジンの力積の誤差はこの範囲内になければならない。エンジンの力積が過大であれば軌道高度が予期している値よりも低すぎて衛星に対する抗力が過大となり、それ以後の軌道操作が時間的に間に合わない状態も生じ、最悪の場合には濃い大気層へ落下することにもなりかねないので微細な速度調整が可能なロケット・エンジンが望ましいことになる。しかし一方、このような大きな ΔV を与えるエンジンとしては比推力と質量比が大きい値をもつ高性能エンジンであることが必要であり、また後述の如く、小さい推力では抗力に対抗し難く不利であるのである程度の大きさの推力レベルをもつロケット・エンジンが必要となる。

観測の見地からすれば高度 100 ないし 150 km の領域のための観測機器としては、プラズマ測定器、質量分析器がその主なものとなる。これらの正しい計測のためには人

工衛星から脱ガスの影響が最小でなければならず、そのためにはロケット・エンジンの噴射は必要最小限な回数でなければならない。1回ロケット・エンジンを噴射した後は衛星本体、観測機器も汚染を受ける可能性があり、また衛星本体に付着したガスがその後の長期間にわたって徐々に放出されることがあるため観測精度の劣化の怖れもある。この点からいってもロケットの噴射間隔は可能な限り長いことが要求される。図5.5は噴射間隔の寿命への影響を示したものである。 ΔV の合計値を 470 m/s と仮定した場合に初期近地点高度が 110 ないし 130 km で初期遠地点高度が 1000 km の楕円軌道において、どこまで遠地点高度が低下した時にエンジンを噴射して遠地点高度を回復させれば全体の寿命を最も長くしうるかを検討した。その結果、噴射間隔は出来る限り短く、1周毎に遠地点において微少な噴射によって増速し、その前の周回において抗力によって失われた速度損失分を補うことがエネルギー最小、寿命最長の点からは良いことがわかる。特に近地点高度が比較的高い場合には毎周回の噴射が有効であることが明らかである。初期近地点高度 110 km の場合には1回の周回でもかなり高度が低下するため、このような利点は幾分失われるが、それでも全体の寿命を延ばすためには早い機会に度々噴射することがより良いことになる。しかし、この点は先に記したように観測機器に対するエンジン排ガスに

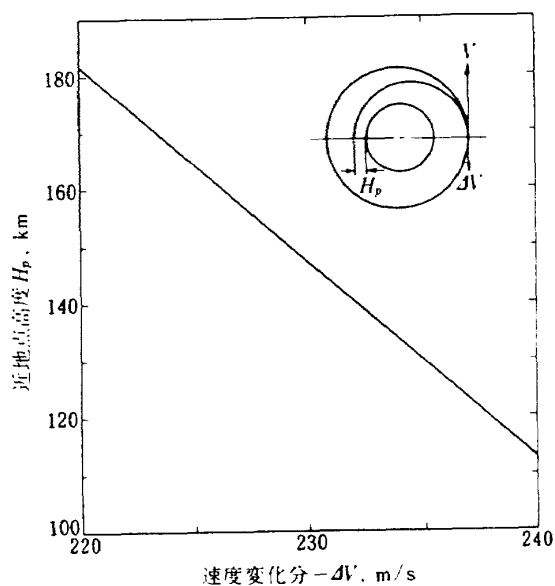


図5.4 待機軌道から低い近地点高度をもつ楕円軌道へ降下するために必要な ΔV
 待機軌道： 1000 km 円軌道 $i = 70^\circ$
 減速位置：S 35° 、W 30°
 $T_{EX} = 1200^\circ\text{ k}$

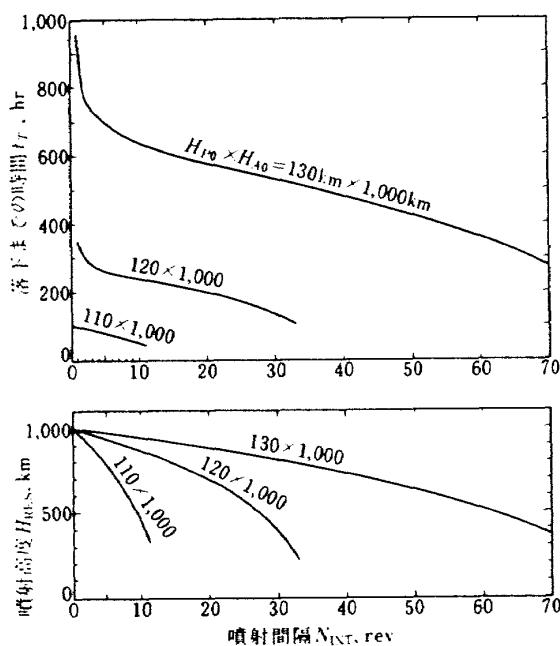


図5.5 噴射間隔の寿命への影響
 $\Sigma \Delta V = 470\text{ m/s}$

よる汚染の最小化に重点を置いて考えると寿命との適当な折り合いをとる必要がある。遠地点高度が500Km以下にまで低下してしまるとそれ以後の軌道は抗力の影響を大きく受けるようになり著しく不利になることが明らかにされているが、そのため遠地点高度が1000Kmから600ないし700Kmにまで低下した頃にロケット・エンジンを噴射して遠地点高度を回復させることが、観測と寿命の関係から妥当なものと考えられよう。なお、このように噴射間隔をのばし1回の噴射によっての軌道高度の変化を大きくとるためには、1回の必要な速度変化分 ΔV が大きくなる。

ここまでの解析においてはロケット・エンジンは瞬間的に作動して ΔV を衛星に与えるものとしているが、実際のロケット・エンジンには有限値の推力とそれに見合う作動時間があり、この推力パターンの軌道への影響を検討する必要がある。推力パターンは推力レベル一定の矩形型で力積は一定に保っているので推力が大きい場合には作動時間は短くなる。例えば推力200kgでは作動時間は154sec, 推力5kgの場合には作動時間は616secである。図5.6は近・遠地点が推力パターンによってどのように変化するかを示したものである。近地点高度110Km, 遠地点高度500Kmの長円軌道の近地点を通過した瞬間からロケット・エンジンの噴射を開始して遠地点高度を925Kmまで上昇させた場合である。推力レベルは近地点付近で受ける抗力に比べて大きくなければその加速効果が現われないのは当然であるが、抗力よりも大きい推力を働かせた場合においても近地点・遠地点高度が所望の高度に達せず有効にロケット・エンジンを用いていないことが明らかである。推力が数十kg以上であればインパルス的に ΔV を与えた場合と同じ効果が得られている。推力が小さい場合に近地点および遠地点の高度が低下するのは、例えば推力5kg

では616secという長秒時の噴射時間のために、近地点において噴射方向が局所水平線方向に固定されているスピン安定DASの場合においては、噴射の初期においては良いが長秒時作動の後期では推力方向は軌道上の飛行方向と大きく偏り軌道高度を上げることは寄与しなくなり軌道の形状を変えてしまうためである。推力が小さい場合に近・遠地点高度が低下するばかりでなく、軌道の形がずれるため

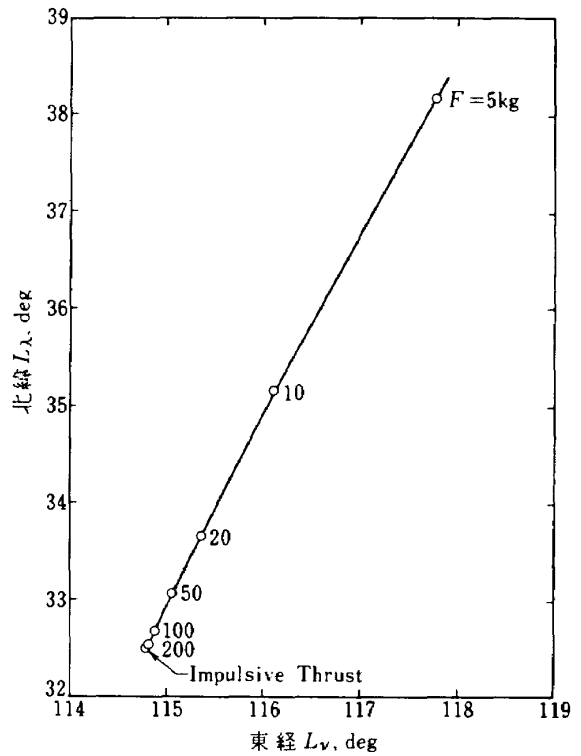


図 5.7 噴射後1周回目の近地点位置におよぼす推力パターンの影響

$H_{P0} = 110 \text{ km}$, $H_{A0} = 500 \text{ km}$
 増速位置: $N35^\circ$, $E140^\circ$
 $T_{EX} = 1200^\circ \text{ k}$ $i = 70^\circ$
 全力積 T.I. = 3080 kg·s

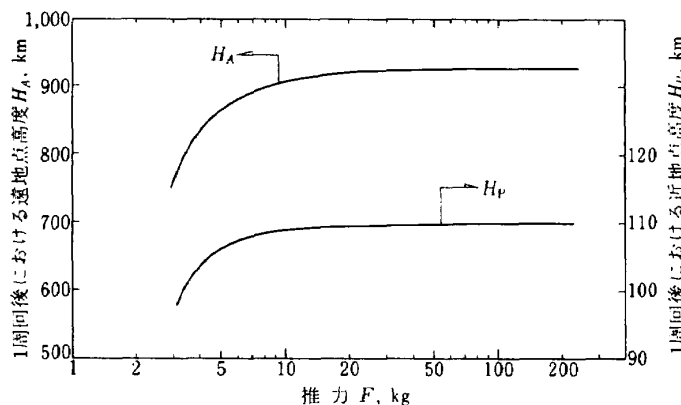


図 5.6 DAS 軌道の近地点および遠地点高度に及ぼす推力パターンの影響

$H_{P0} = 110 \text{ km}$, $H_{A0} = 500 \text{ km}$, $i = 70^\circ$
 増速位置: $N35^\circ$, $E140^\circ$
 $T_{EX} = 1200^\circ \text{ k}$ 全力積 T.I. = 3080 kg·s

にその周回後の近地点位置も地球自転の影響以上に変わることが図5.7に示されている。なお、インパルス的に ΔV を与えた場合にも地球の扁平のために1周回後の近地点位置は地球の自転の影響以上にずれる。推力100kg以上であればインパルス的に速度増加を行なった場合に期待できる近地点位置と殆ど変わることがわかる。必要な推力レベルは速度増分によっても変わるものであるが、高度110kmというかなり極限に近い超低高度まで衛星が降下し観測を行なうことを考えれば、このように比較的大きな推力を発生するロケット・エンジンが必要であることが明らかである。

次にこのような搭載ロケット・エンジンを噴射する際にそのスピン安定DASの ΔV 方向が所定方向との間に誤差をもっていた場合に、それ以後の軌道がどのように変化するかを計算した。図5.8は高度1000km円軌道の待機軌道から低い近地点高度の楕円軌道へ降下する際に -240 m/s の減速を行なった場合に、ピッチ面における誤差角の近地点高度への影響を示したものである。ピッチ角誤差 $\pm 5^\circ$ というかなり大きな値であった場合においても近地点高度はおよそ3kmの誤差しか生じないのは軌道速度約 8000 m/s に対して ΔV が3%と小さいからである。図

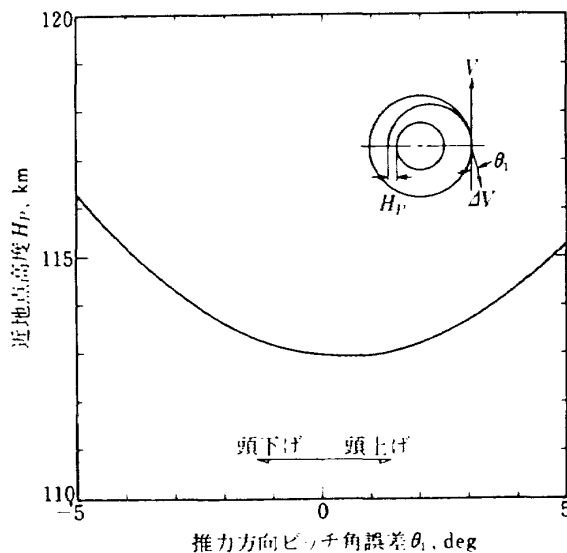


図5.8 待機軌道から低い近地点高度をもつ楕円軌道へ降下する際の推力方向誤差が近地点高度へ及ぼす影響
 待機軌道：1000km円軌道， $i = 70^\circ$
 増速位置：S 35° ，W 30°
 $T_{EX} = 1200^\circ\text{k}$ $\Delta V = -240\text{ m/s}$

5.9はその場合に、降下時のピッチ角誤差によって近地点の位置が移動する様子を示している。

超低高度楕円軌道が減衰した後近地点において増速して遠地点高度を上げる際の推力方向誤差の影響についても同じような解析を行なった。図5.10は近地点高度110km，遠地点高度500kmの軌道の近地点において $\Delta V = 135\text{ m/s}$ を与えた時のピッチ角誤差による軌道変化を示したものである。ピッチ角誤差の正負の向きによって高度変化が対称性をもっていないのは、増速を行なう近地点の位置の影響，すなわち、地球扁平の影響によるものである。近・遠地点高度のピッチ角誤差による変化はあまり大きくないことが示されているが、特に遠地点高度に多少の誤差があっても衛星にとってはそれ程の問題にはならないであろう。図5.11はこの場合の1周回後の近地点位置へ及ぼすピッチ角誤差の影響を示す。図5.9の場合と同様に衛星の追跡，指令，観測を考えると主にこの近地点位置のずれの制約によって角度誤差の許容範囲が設定されるのであろう。

以上、現在までに得られた知識，制約条件，要求項目にもとづいてのDASの軌道の初期解析の結果を示した。

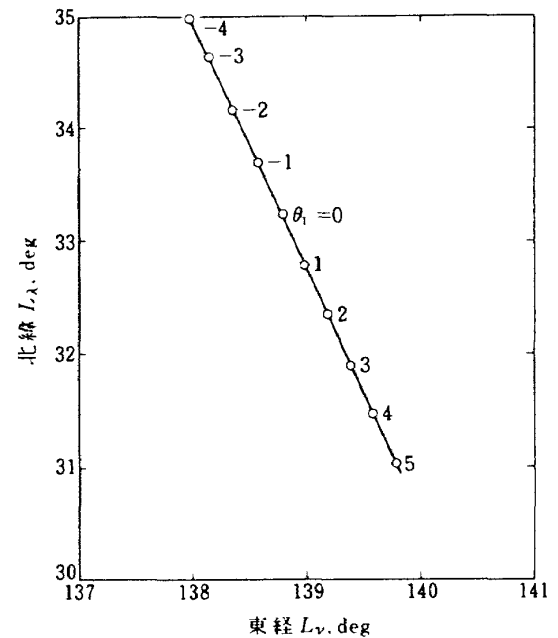


図5.9 待機軌道から低い近地点高度をもつ楕円軌道へ降下する際の推力方向誤差が近地点位置へ及ぼす影響
 待機軌道：1000km円軌道， $i = 70^\circ$
 増速位置：S 35° ，W 30°
 $T_{EX} = 1200^\circ\text{k}$ $\Delta V = -240\text{ m/s}$

6 結 論

高度100ないし150kmを飛行する超低高度人工衛星DASについて、衛星の非線型運動方程式を直接数値積分する方法により軌道解析を行なった。衛星に働く外力の内、空気力については稀薄気体効果を考慮した球の抗力係数と1970年のJacchiaの大気モデルを基本とした大気密度高度分布を用いて計算し、ロケット・エンジンの推力についてはインパルス軌道変換と推力パターンの2例を導入し、また、地球重力ポテンシャルについては第2項までを考慮した。なお、高度の算出に際しては地球の扁平形状をとり入れた。軌道計算の主な結果を以下に示す。

- (1) 高度90ないし140kmの超低高度円軌道の衛星の寿命は初期高度に強く依存し、また、初期点位置の影響も受ける。そしてたかだか数十分ないし数時間の寿命であるため実用性は認められない。
- (2) 超低高度を近地点とする楕円軌道については、周回毎の近地点高度の低下が遠地点高度の低下に比べておよそ2桁小さく、そのため、かなりの長寿命が期待できる。
- (3) 衛星の受ける最大抗力および寿命についての解析から、初期近地点高度の影響が特に大きく、初期遠地点高度の効果はこの解析の高度範囲内においては小さい。

- (4) 地球形状の扁平の衛星寿命への影響があるため、近地点位置が赤道上にある場合、あるいは、軌道傾斜角が大きい場合に寿命が長い。
- (5) 外圏温度は寿命にはあまり大きな影響を与えないから、太陽活動の変化によって軌道が狂う程度は小さい。
- (6) 衛星のバリスティック・パラメータを小さくすることによって寿命はかなり延長しうるから、同じ重量の衛星であれば大きさは小さいことが望ましい。
- (7) ロケット・エンジンを利用して衛星の寿命をのばすことを計画するに際して、ロケット連続噴射式超低高度円軌道の衛星は寿命もあまり延長されず、技術的問題も大きい。
- (8) 間歇的にロケット・エンジンを噴射して軌道高度の回復を行ない超低高度楕円軌道をとるDASの軌道変換シーケンスをとれば、高度110kmまでの超低高度飛行と長寿命が可能となる。
- (9) 軌道高度を回復するためにロケット・エンジンの作動を周回毎に行なうことが寿命の点からは望ましいが、排ガスによる衛星の汚染をも考慮すると、噴射間隔をのばして600ないし700kmにまで高度が低下した時にエンジンを噴射することが適当である。
- (10) エンジンの推力として数十kg以上とした場合に軌道

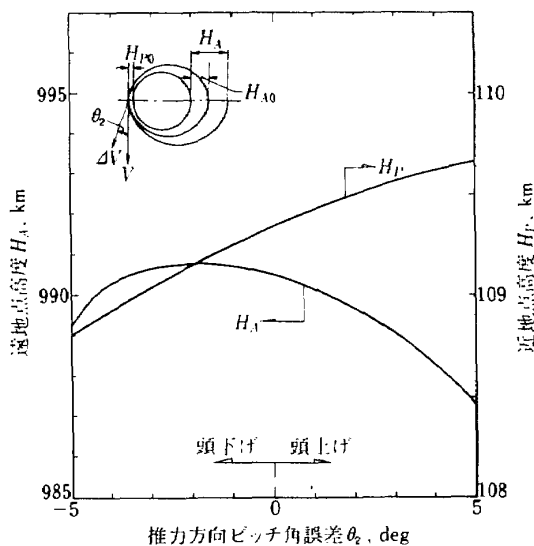


図 5.10 遠地点高度を上げる際に推力方向誤差が軌道高度へ及ぼす影響
 $H_{P0} = 110\text{ km}$, $H_{A0} = 500\text{ km}$
 増速位置: $N35^\circ$, $E140^\circ$
 $T_{EX} = 1200\text{ k}$ $i = 70^\circ$
 $\Delta V = 135\text{ m/s}$

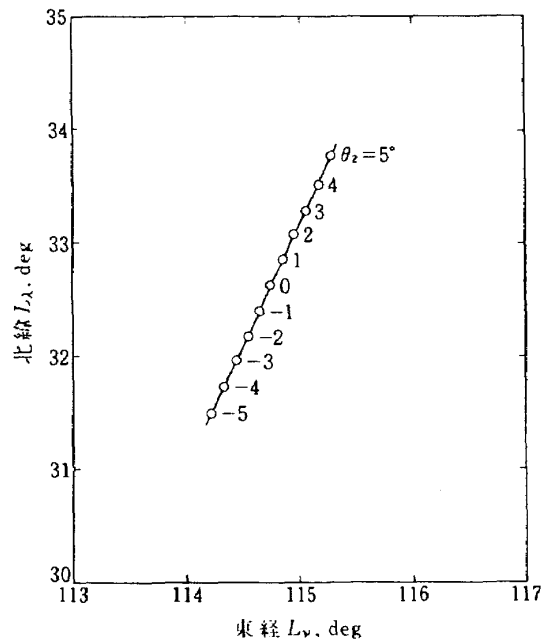


図 5.11 遠地点高度を上げる際に推力方向誤差が1周回後の近地点位置へ及ぼす影響
 $H_{P0} = 110\text{ km}$, $H_{A0} = 500\text{ km}$
 増速位置: $N35^\circ$, $E140^\circ$
 $i = 70^\circ$ $\Delta V = 135\text{ m/s}$

変換のためにロケット・エンジンのエネルギーを有効に用いることができ、近地点位置のずれも小さく抑えられる。

(ii) 軌道変換に際してのロケット・エンジンの噴射のビッチ角誤差は $\pm 5^\circ$ 程度であれば高度への影響は小さいが、近地点位置のずれが大きくなる。

この軌道計算は初期的な段階にあり、衛星の追跡、運用に対しての解析は含まれていず、また、衛星の形状も球を仮定し揚力は考慮に入れていない。これらについては現在、解析を進めており、次の機会に報告する予定である。

参考文献

- 1) 武内澄夫, 松島弘一: 地球の重力の作用下にある人工衛星の運動に関する研究, 航技研報告, TR-255, 1971.
- 2) 武内澄夫: 地球の重力の作用下にある人工衛星の運動に関する研究, — 運動が長期間にわたる場合 —, 航技研報告 TR-320, 1973.
- 3) 東京天文台編集: 理科年表, 1976.
- 4) 恩地瑛, 津田尚一: “自由分子流におけるDASの空力特性”, 航技研資料 TM-303, 1976.
- 5) U.S. Standard Atmosphere supplements, 1966. U.S. Government Printing Office, 1966.
- 6) “RTCC and MOPS Requirements for: Modified 1970. Jacchia Atmosphere Model”, MSC-03768, NASA, Manned Spacecraft Center
- 7) “Models of Earth's Atmosphere (120 to 1000km)”, NASA SP-8021, NASA (1969.)
- 8) J.B. French: “Planetary Atmospheric Simulation Using Molecular Beams”, AIAA Paper, No 69-1031 1969.
- 9) C.N. Warfield: “Tentative Tables for the Properties of the Upper Atmosphere”, NACA TN 1200, 1947.
- 10) J.L. Potter: “The Transitional Rarefied-Flow Regime”, Rarefied Gas Dynamics (ed. by C.L. Brundin), vol 2, (1967), pp 881-937.

付表1 D A S 軌道計算ケース

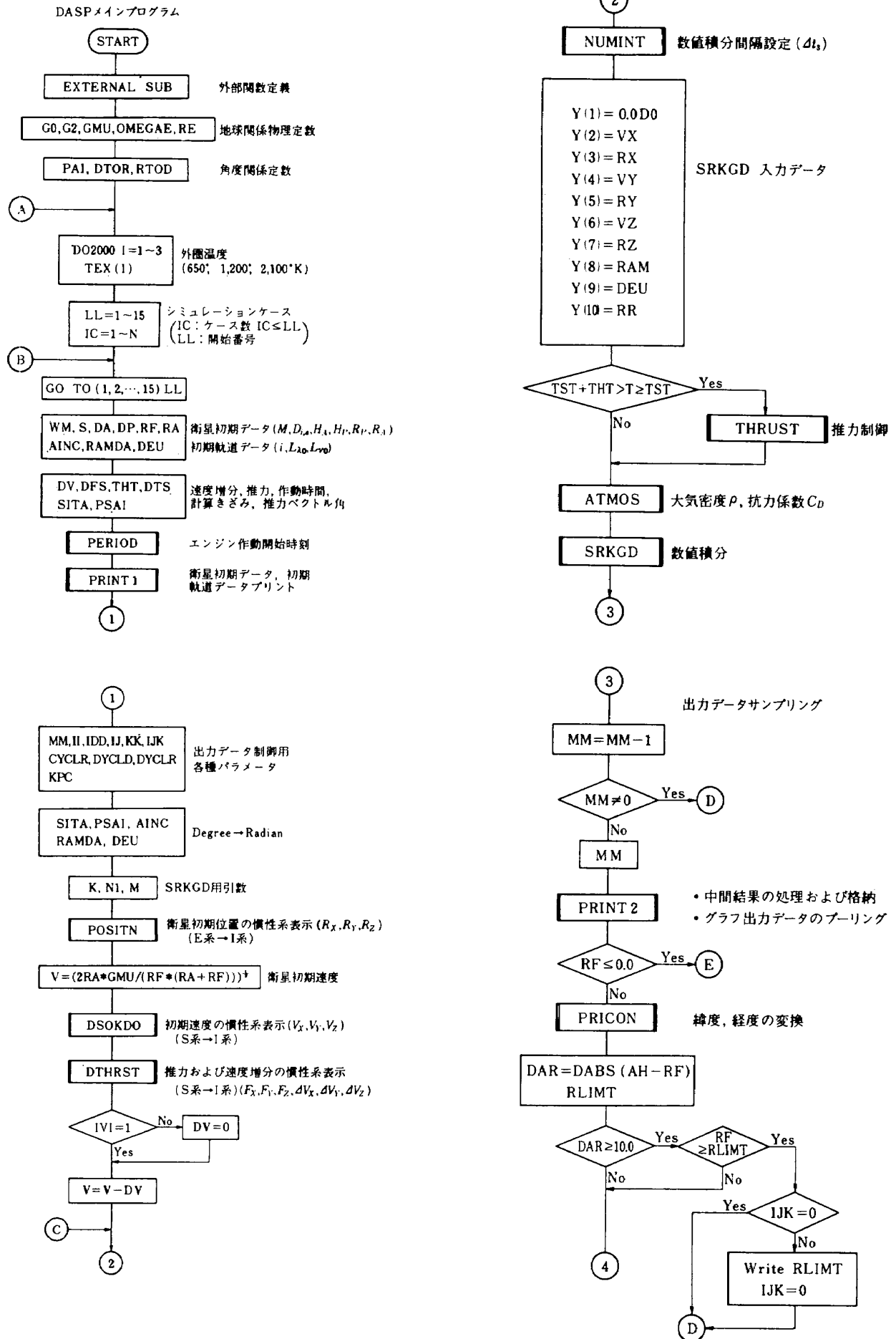
No	初期近地点高度	初期遠地点高度	衛星の直径	重量	外気温	抗変化	初期緯度	近地点経度	推力ヨー角	ピッチ角	軌道傾斜角	速度増分	推力	推力作動時間	地球偏平	重力ポテンシャル	計算制御パラメータ	その他		
	H_{P0}	H_{A0}	D	W	T_{EX}	C_D/C_{D0}	緯度	経度	ϕ	θ	i	ΔV	F	t_b	r_L	J_2	プリント時間	計算終了	その他	
101	90Km	90Km	1.4 mφ	250Km	1200°K	1.00	N90°	E0°	0°	0°	90°	0	0	0	含む	含む	10 sec	0kmまで	プリント終了	
102	100	100					"	"			"								全てプリント	
103	110	110					"	"			"									
104	120	120					"	"			"									
105	130	130					"	"			"									
106	140	140					"	"			"									
107	90	90					N0°	E140°			"									
108	100	100					"	"			"									
109	110	110					"	"			"									
110	120	120					"	"			"									
111	130	130					"	"			"									
112	140	140					"	"			"									
113	90	90					N0°	E140°			0°									
114	100	100					"	"			"									
115	110	110					"	"			"									
116	120	120					"	"			"									
117	130	130					"	"			"									
118	140	140					"	"			"									
119	110	1000	0.6	80			N35°	E140°			70°						2sec { 100sec		④のみに正確に	
120	"	"	0.8	100																
121	"	"	1.4	250																
122	"	"	2.0	350																
123	90	500	1.4	250																
124	100	"																		
125	110	"																		

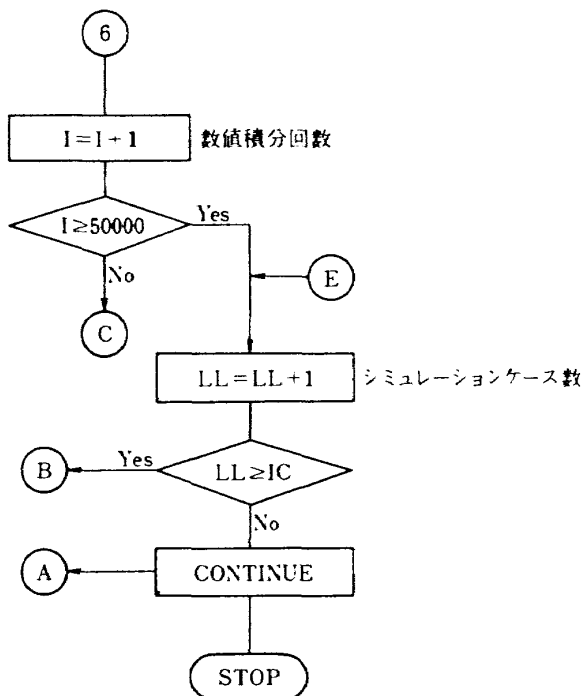
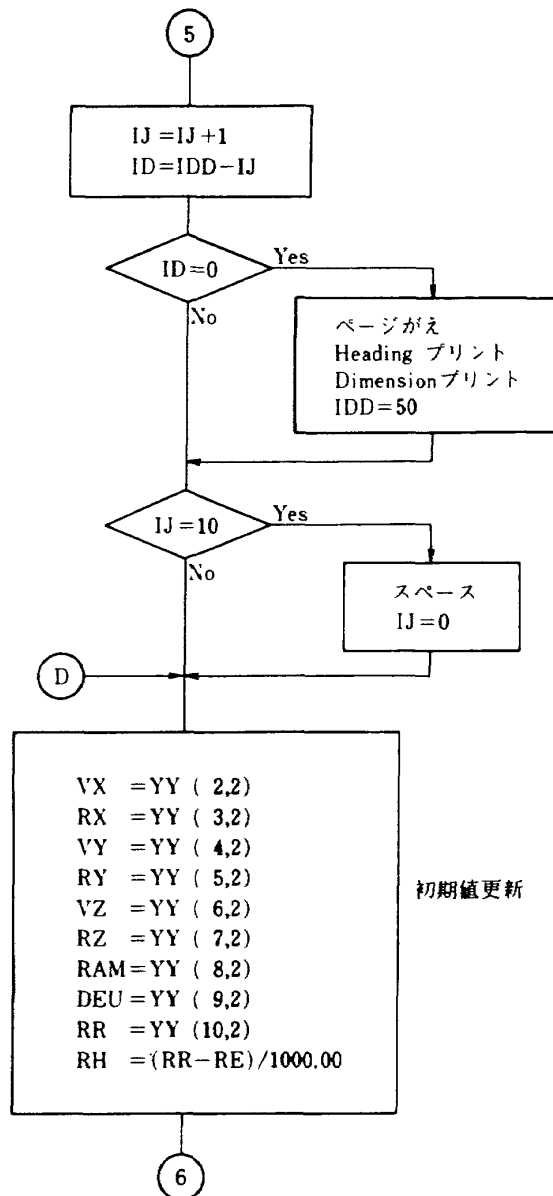
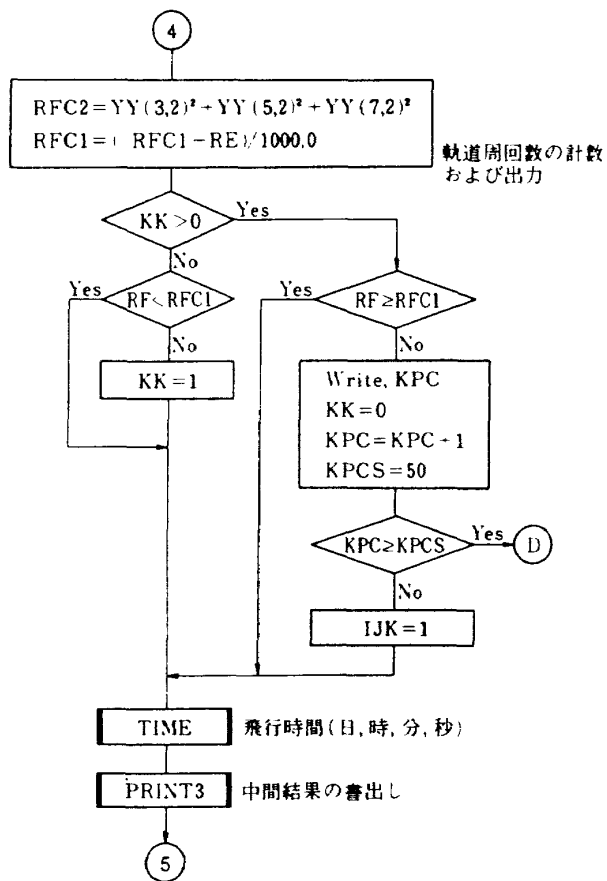
No	H_{P0}	H_{A0}	D	W	T_{EX}	C_D/C_{D0}	緯度	経度	ϕ	θ	i	ΔV	F	t_b	τ_L	J_2	プリント時間 キザミ (100sec 2sec)	計算 終了	その他	
126	120	500	1.4	250	1200	1.00	N35°	E140	0	0	70	0	0	0	含む	含む				6000の み上げに
127	130	"																		
128	140	"																		
129	90	1000																		
130	100																			
131	110																			
132	120																			
133	130																			
134	140																			
135	90	2000																		
136	100																			
137	110																			
138	120																			
139	130																			
140	140																			
141	90	3000																		
142	100																			
143	110																			
144	120																			
145	130																			
146	140																			
147	110	1000			650															
148	"	"			2100															
149	"	"			1200						97°									
150	"	35800			"		N0°				30°									100sec

No	H_{P0}	H_{A0}	D	W	T_{EX}	C_D/C_{D0}	緯度	経度	ϕ	θ	λ	ΔV	F	t_b	r_L	J_2	プリント時間 キザミ	計算終了	その他		
151	110	1000	1.4	250	1200	1.00	N35°	E140°	0	0	70	0	0	0	含まず	含む	2 sec 10.0 sec	0kmまで	①の 列に 入る		
152																					
153																					
154							N 0°				90										
155							N35														
156							N70														
157							N90	0													
158		500					N35°	E140°			70°	135m/s						1 sec 10 sec	1周回 の み		
159												0	200 kg	15.4 s							
160													100	308							
161													50	616							
162													20	154							
163													10	308							
164													5	616							
165													2	1540							
166														0							
167										+1		135m/s									
168										+2											
169										+3											
170										+4											
171										+5											
172										-1											
173										-2											
174										-3											
175										-4											
										-5											

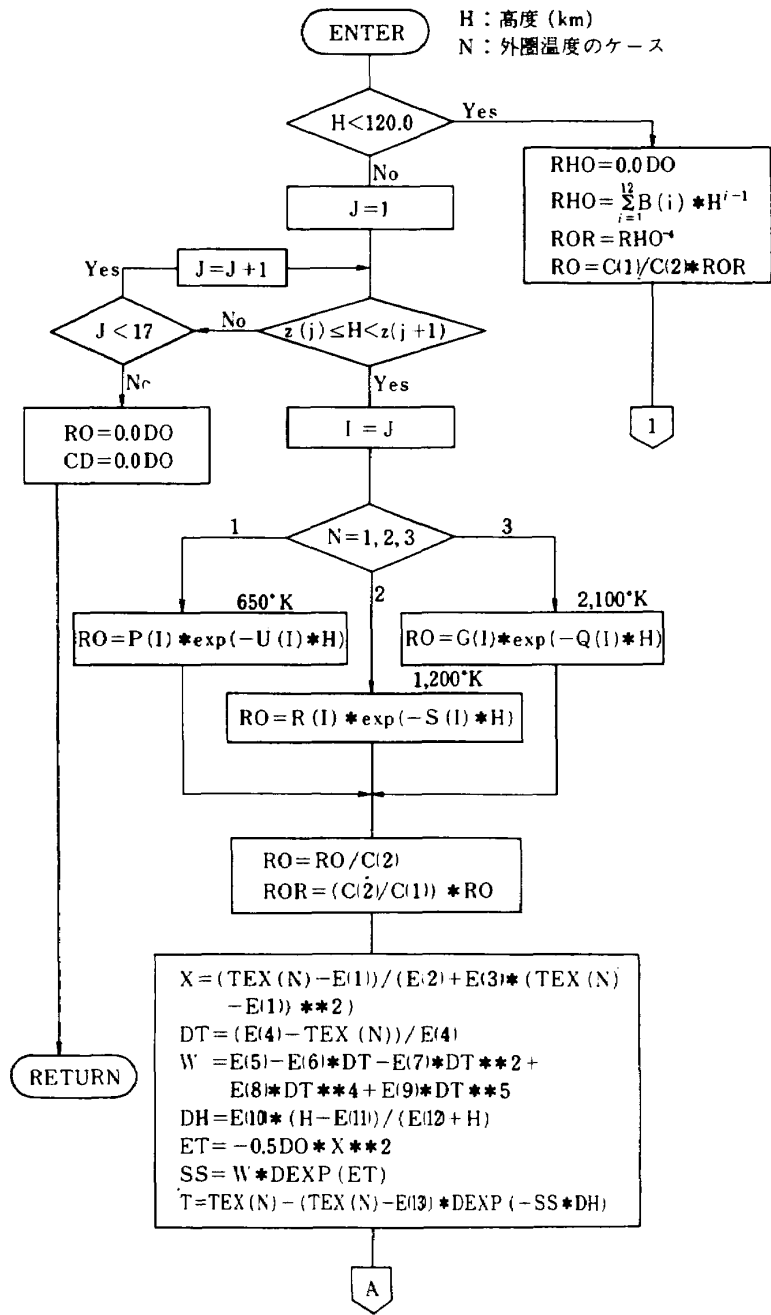
No	H_{P0}	H_{A0}	D	W	T_{EX}	C_D/C_{D0}	緯度	経度	ϕ	θ	i	ΔV	F	t_b	τ_L	J_2	プリント時間 キ 10sec 1sec	計算終了 1周回のみ	その他	
176	1000	1000	1.4	250	1200	10.0	S35	W30	0	0	70	-220	0	0	含む	含む				正確に
177												-230								
178												-240								
179										+1										
180										+2										
181										+3										
182										+4										
183										+5										
184										-1										
185										-2										
186										-3										
187										-4										
188										-5										
189									2.82	2.82										
190									-2.82	-2.82										

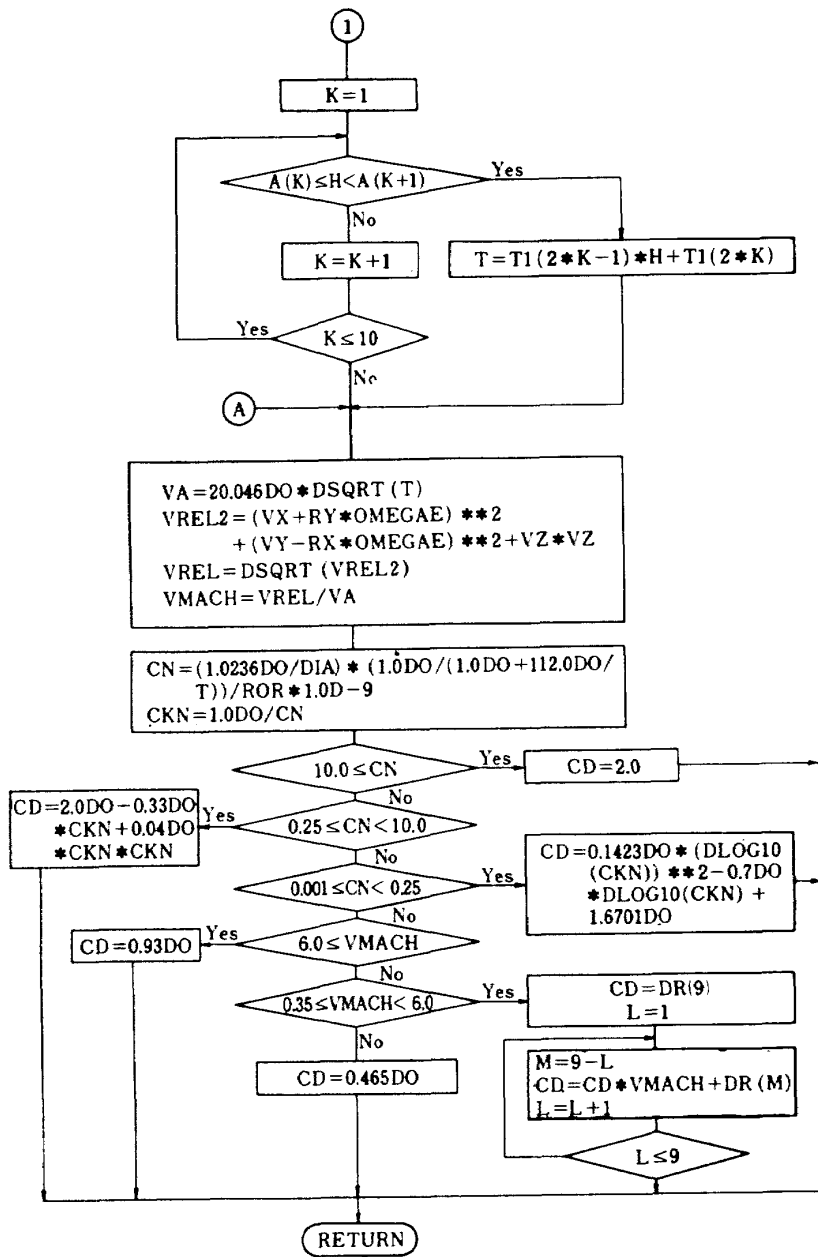
付図1





Subroutine ATM03

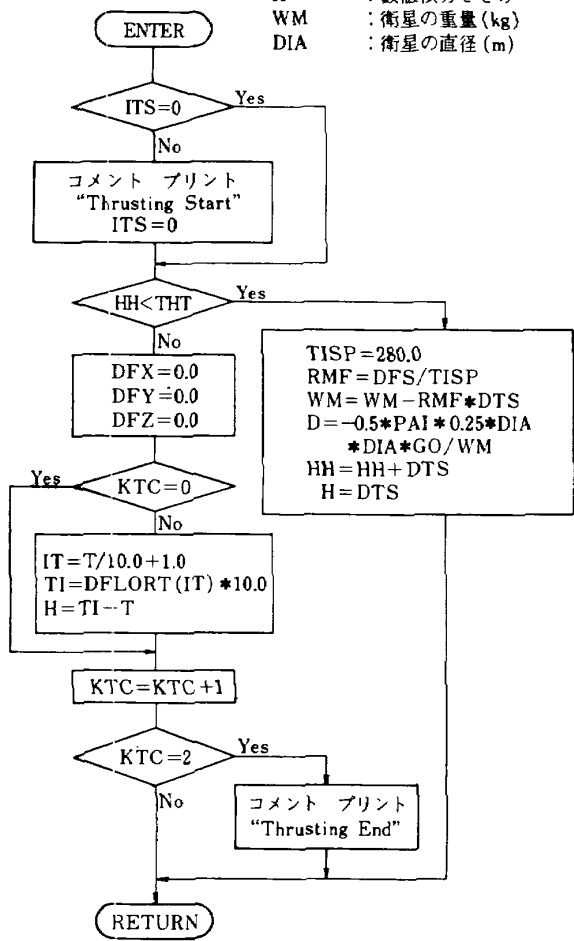




Subroutine THRUST

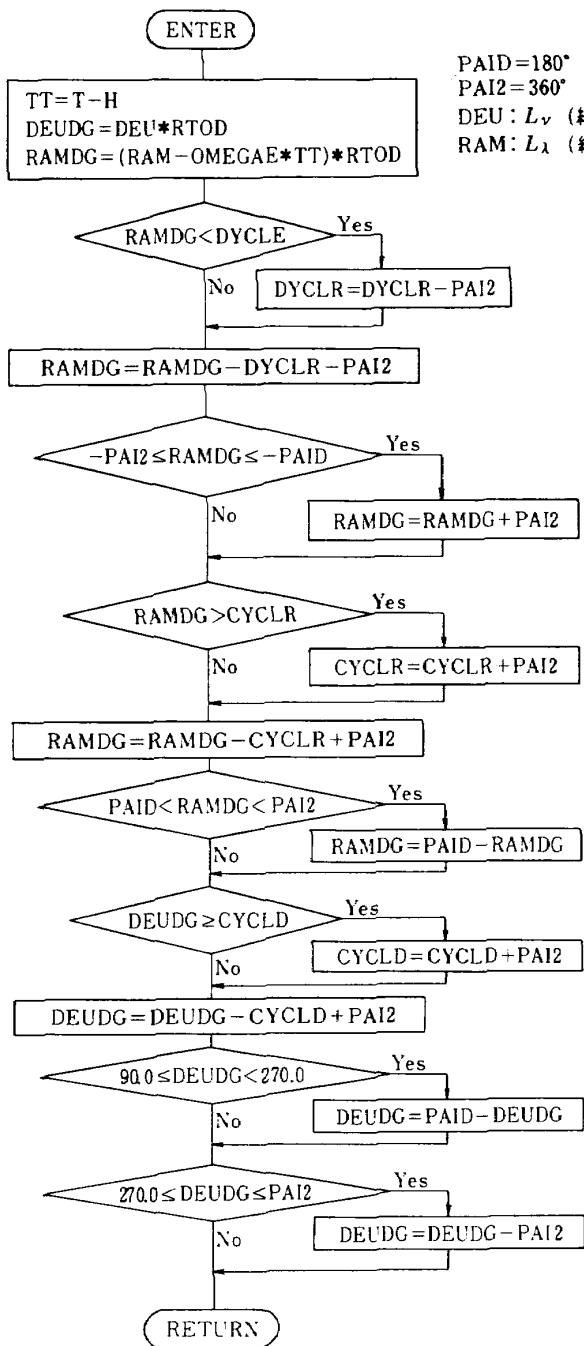
メインで定義するパラメータ

- ITS = 1
- KTC = 0
- HH = 0.0
- THT, DFS: (エンジン作動時間および推力)
- DTS : (エンジン作動中の積分きざみ)
- H : 数値積分きざみ
- WM : 衛星の重量 (kg)
- DIA : 衛星の直径 (m)



Subroutine PRICON

- PAID = 180°
- PAI2 = 360°
- DEU: L_y (緯度)
- RAM: L_x (経度)



航空宇宙技術研究所報告 507 号

昭和 52 年 7 月 発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町 1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)●182

印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川 2-27-12
