

人工衛星の落下推定法について

竹内 端夫・林 友直・関口 豊

(1983年7月1日受理)

On the Estimation of Satellite's Decay Time

By

Tadao TAKANOUCI, Tomonao HAYASHI and Yutaka SEKIGUCHI

Abstract: Following after the decay of the technological test satellite "TANSEI-2" on Jan. 23, 1983, "TANSEI-4" also seems to have been disappeared on May 12, 1983.

This paper reports on the estimated decay time and its approximate location by means of the modified orbit generation software program "SOEV 83".

概 要

昭和58年初は原子炉衛星「コスモス1402」, 「たんせい2号」, 「たんせい4号」, と人工衛星の大気圏突入による消滅が相次いだ。宇宙研においては、従来から使用していた軌道推定用プログラムの一部を改修して、これに対処したが、「たんせい4号」の落下の推定についてはかなりの信頼度が得られたと考えるのでその結果を報告する。

なお、付録として「SIRIUSの概要」, 「シュミットカメラの追跡フィルムから軌道算出まで」, 「SOEV83プログラムの概要」, 「大気モデルについて」を記載した。

1. はじめに

人工衛星の落下推定は、今後打上げられる人工衛星の数が増大し、かつ大型・肉厚の機材を用いた衛星がふえるに従って見逃せない問題となってくる可能性が大きい。

しかもそのような寿命末期の衛星は機能に不具合を生じていることが多いと考えられるから、電力不足によって、テレメトリ・コマンド機能、電波的追跡機能が欠如しているものと覚悟しなければならない。

このような場合、どの程度の落下推定が可能であるかを上記3衛星等を例としてとりあげながら説明する。

2. 落下推定に使用する軌道要素

人工衛星の落下推定計算は、所詮衛星の軌道推定の計算に他ならないから、計算を出発させるために採用する軌道要素は精度の高いものであることが望ましい。現在宇宙研の場合、入手源として次の三つを挙げることができる。

- (1) 宇宙開発事業団で決定した軌道要素
 - (2) NASA から郵送してもらっている、いわゆる“Two line orbital elements”
 - (3) 宇宙研の観測に基き、宇宙研で軌道決定、軌道改良をした結果
- 次にこれらの概要について説明を加える。

(1)宇宙開発事業団：宇宙開発事業団は自己の所有する勝浦・沖縄・増田の3追跡管制所および関連各機関で取得した追跡データを用いて、日本で打上げた人工衛星の追跡を一元的に行っている。宇宙研の場合内之浦の鹿児島宇宙空間観測所(KSC)で取得したデータを事業団の筑波宇宙センター中央追跡管制所に送付し、計算結果は軌道要素の形で提供を受けて、宇宙研のデータベースシステム(SIRIUS)に登録して、必要な利用者は自由に検索できるようになっている。SIRIUSについては付録Aを参照されたい。

事業団の軌道決定は専ら電波観測のデータに基くもので、宇宙研で打上げた科学衛星の場合、従来はVHF帯、UHF帯の波を使って、角度情報により近似的な軌道要素を算出し、ドップラー周波数の観測データを用いてこれを改良する方式に依っている。

今後打上げられる衛星はSHF帯の周波数を主に用いることになるので、テレメトリと同時にレンジングデータを取得し、これを利用することになるであろう。

宇宙開発事業団では、観測を実行している科学衛星に対しては、月に2~4回軌道推定を実施しこれを発表しているので問題はないが、ミッション達成後の衛星に対しては月1回から数ヶ月に1回と軌道決定頻度が減少する。さらに衛星からの電波が途絶した場合には軌道決定の手掛りを全く失うことになる。

(2)NASA, Goddard Space Flight Center：センタのcode 513.2から好意的に配布してくれるNASA PREDICTION BULLETINにはTwo line orbital elementsと呼ばれる形式で表示されている軌道要素と、約1週間分のこの人工衛星の赤道通過の時刻と経度が掲載されている。この資料の内容は北米宇宙防司令部(NORAD)から支給されているものと思われるが、通常は1週間に1回、落下直前のような緊急時には1~2日に1回の頻度で発行されるので甚だ有用である。NORADの観測網にはいわゆる光学追跡、電波

追跡の手段のほか、強力な1次レーダ装置が含まれているので、たとえ金属の破片のような電波を出さない物体であっても、ある程度の大きさがあれば軌道決定が可能であるという。

(3)宇宙研で取得したデータによるもの：この場合内之浦1局で取得したデータによって軌道決定が可能な方法でなければならない。これには次の4種類が考えられる。

(1)Cバンド(5.6GHz)レーダにより距離および高度角・方位角データを取得する。

(2)Sバンド(2.2GHz)レンジングにより距離又は、距離とその変化率を取得する。

(3)シュミットカメラにより赤経・赤緯を測定する。

(4)レーザレーダにより距離のデータを取得する。

(1)はCバンドレーダでデータを取得するもので、ロケット追跡用に開発した精測レーダと衛星に搭載したトランスポンダを利用するものである。一例として「たんせい4号」がこれに属し、1局のみのデータで相当に精度のよい軌道決定が可能であった。

(2)はSバンドの周波数を用いて、アップリンクとダウンリンクの位相同期を取り、サイドトーン又はPNコードによって距離計測を行ない、距離のみ、又は距離と距離変化率のデータを取得するものである。

距離のデータのみによる軌道決定の場合には、比較的精度のよい軌道要素の初期値から出発しないと収束しない可能性があるので注意を要する。

(3)と(4)はいわゆる光学追跡に属するもので、人工衛星からの電波が途絶したときには一般にこれに頼らざるを得ない。しかし光学観測の場合、観測の成否が天候(さらに写真観測の場合は薄明の時間帯に限る)に支配されるという重大な欠点がある。

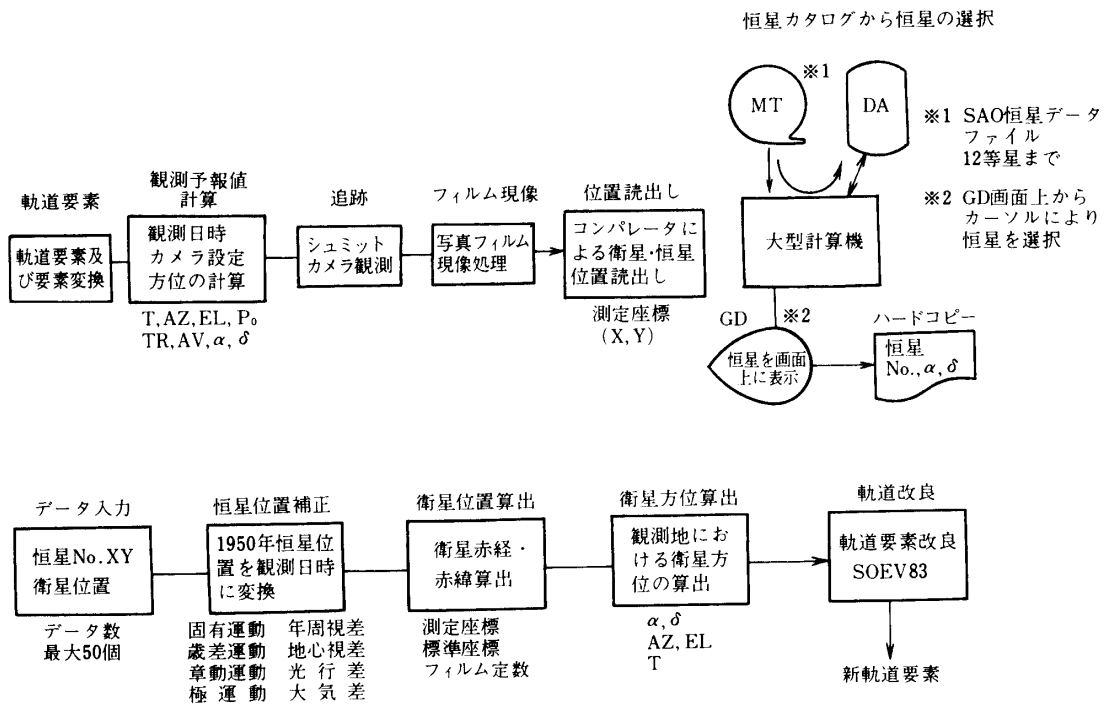
(3)はいわゆる望遠鏡により背景の恒星とともに人工衛星の位置を撮影するもので、ペーカンシュミットカメラは人工衛星観測用に特に便利に設計されている。内之浦の光学台地に設置されているものは日本光学製で、その主要な性能は次のとおりである。

口径	500 mm
焦点距離	750 mm
口径比	F:1.5
写野	4.2°×14°

シュミットカメラにより取得されたフィルムから人工衛星の赤経・赤緯を算出するまでの処理の流れについては第1図を、処理の内容については付録Bを参照されたい。

(4)のレーザレーダ観測は、人工衛星に逆反射器(コーナーキューブ)を搭載しており、更に発射されたレーザ光が十分な強度をもっていて、その発射方向が十分に衛星方向に近いことが必要条件であるが、現在の観測精度はrmsで15cm程度、近い将来には更に1桁の向上が望めるという大変高精度のものである。

予報さえ十分正確であれば白昼でも大空のバックグラウンドに対して反射波のシグナルを検知できるが、媒体が光であるから天候によって観測が不可能となる欠点は避けることができない。(レーザレーダ観測装置は内之浦にはまだ設置されていない。)



第1図 シュミットカメラにより取得されたフィルムから軌道計算までのフロー

3. 軌道推定プログラム

人工衛星の軌道要素は、人工衛星の運動を二体問題として取扱ってよい場合には、時間が経過しても不変に保たれるが、質点と考えた地球以外の力が作用するときには、一般に時間の関数として変化していく。この軌道要素の変化を求めることを軌道推定（軌道生成と呼ぶ人もある）という。軌道要素が変化するために基準として採用した軌道（通常は二体問題の解として得られる二次曲線を採用するが、適当な中間軌道を選ぶこともある）との間に生ずる差違を摂動、その原因となる外力を摂動力とよぶ。

人工衛星の軌道要素を推定するプログラムは人工衛星の追跡を行うために最も主要な部分をなすプログラムで、例えば軌道決定、軌道改良などの際に、異った時刻になされた多くの観測を同時に処理することがよく起るが、その経過した時刻の間に軌道要素がどれだけ変化していたか、つまり軌道推定の結果を知っていなければ、観測値を正当に利用することはできない。長い時間を経過した後に再びこの衛星を観測するための予報を計算する際、実際に科学観測のなされた時刻における衛星の位置・速度を計算する際の精度はすべてこのプログラムの性能がものを言うことになる。

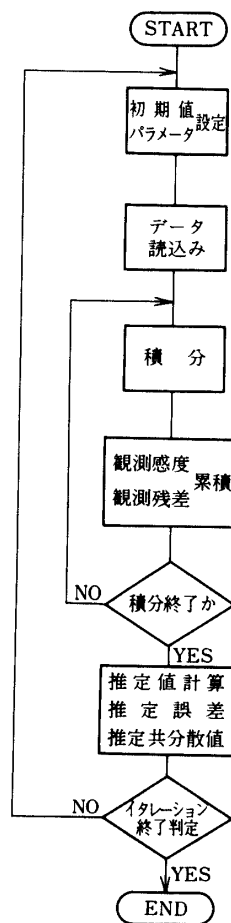
本稿においては人工衛星の落下推定をテーマとして取上げているのであるが、衛星の軌

道要素が次第に変化して（軌道の高さが低くなって）大気圏に突入する状況を推定するという問題は、結局は軌道推定の一応用問題に過ぎない。このような意味で現在使用している軌道推定プログラム SOEV 83 (Satellite Orbit Estimation Version 83) について簡単に触れておく。少し詳しい内容の説明は付録Cを参照されたい。

このプログラムは1980年に「たんせい4号」が打上げられた際に作成されたもので、その後年次計画に従って内容の更新が行われ今日の83年バージョンに到っている。現在のプログラムに含まれている摂動項は次の4項目である。

- (1) 地球の重力ポテンシャル
- (2) 地球大気による抵抗力
- (3) 第三の天体（太陽・月）による引力
- (4) 太陽による輻射圧

これらの主要な摂動力を考慮した人工衛星の運動方程式を解析的に解くものが一般摂動、数値積分によって解くものが特別摂動であるが、SOEV 83においてはCowellの方法とよばれる特別摂動法を採用している。



第2図 軌道推定フローチャート

積分期間、積分と共に観測感度行列、観測残差等の累積を行い、次の推定値を計算する。また推定誤差と推定共分散行列を計算して終了条件を判定するが、指定した n 回のイタレーションを行っても条件を満たさない場合は、推定処理を終了するようにプログラムしてある。軌道推定プログラムのフローチャートは第2図に示す通りである。

4. 大気抵抗による摂動について

前項に記した摂動のうち、落下の推定に最も影響を与え、しかも最も数式化しにくい大気の抵抗力による部分について少し書き加えておく。

地球の大気抵抗力による加速度 A_D は、次の式によって計算される。

$$A_D = -\frac{1}{2} C_D \frac{A_S}{m_S} \rho v_\gamma v_\gamma$$

ただし、ここに

C_D : 人工衛星の大気抵抗係数

A_S : 人工衛星の有効断面積

m_S : 人工衛星の質量

ρ : 人工衛星の位置における大気密度

v_γ : 大気に対する人工衛星の相対速度

である。相対速度ベクトル v_γ は、大気が地球の自転と同じ角速度で回転しているものと仮定すれば

$$v_\gamma = \dot{R} - \omega \times R$$

で与えられる。ただし

R : 人工衛星の位置ベクトル

\dot{R} : 人工衛星の速度ベクトル

ω : 地球の自転角速度ベクトル

である。したがって C_D , A_S のような人工衛星の表面の状態、姿勢によって変化する量、 ρ のように推定が困難な量が問題を難しくしていることがわかる。

このうち特に重大な影響を与える地球の大気モデルとしては、現在次の四つのものがよく引用されている。

- (1) US 1976 標準大気密度モデル
- (2) 改良 Harris-Priester 大気密度モデル
- (3) Jacchia-Nicolet 大気密度モデル
- (4) COSPAR 国際標準大気モデル CIRA 72

これらの内容については付録 D に簡単な説明が加えてある。なお、SOEV 83 においては (4) のモデルを採用している。

5. 人工衛星の落下推定プログラム

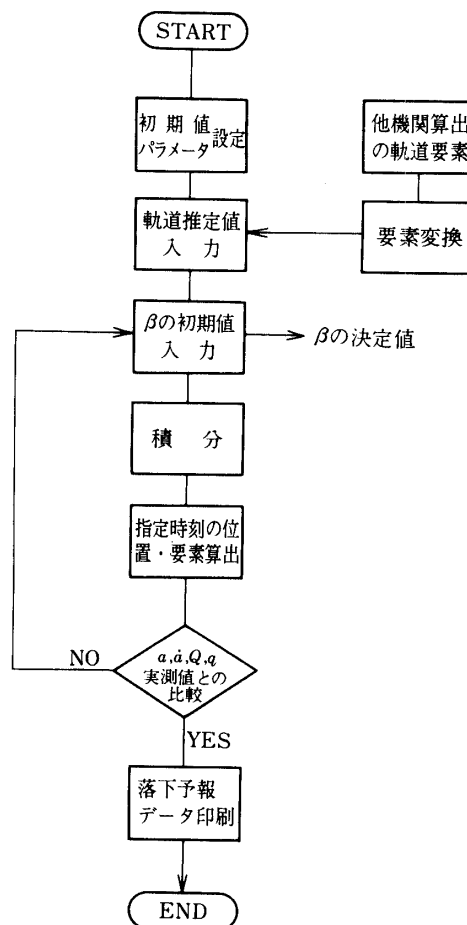
第2節で述べた何れかの手段に基いて得られた軌道要素を初期値として、軌道推定と類似のプログラムを用いて軌道要素の変化の状況を計算し、これを過去の時刻における観測値から求めた軌道要素と比較して、この人工衛星の落下状況に最も適合する抵抗係数

$$\beta = C_D \frac{A_s}{m_s}$$

を見つけ出し、この β を用いて将来落下すると考えられる日時を求めるプログラムである。 β を求める際には主として

- (1) 軌道長半径 a
- (2) 軌道長半径の変化率 \dot{a}
- (3) 遠地点高度 Q
- (4) 近似点高度 q

の四つの量について実測値と推定値とを比較するが、この中でも \dot{a} を比較するのが最も効果的である。プログラムのフローチャートは第3図に示してある。



第3図 落下推定フローチャート

このプログラムを用いて落下推定を行った場合、これが成功するか否かは、(1) C_D および A_s (あるいはこれを結合した β) の値が実際のものに適合しているか、(2) 大気密度がその時の実況を表わしているか、の二つに懸っている。前者のためには人工衛星打上げ前のテストによって得られる C_D の値、および姿勢に関する情報が必要であり、後者のためには太陽と人工衛星の地心相対位置および太陽フラックスの強度、地磁気の状態等を前もって的確に予測し得ることが必要である。しかし、このことが一般に非常に困難であるので NASA においてさえも予想した時点から落下予想時刻まで t 日 (又は時間) ある場合、落下時予測の誤差は $0.2t$ 日 (又は時間) に達すると考えられると述べている理由であろう。

まず、第4-1 A, B 図から第4-4 A, B 図に既に落下した宇宙研の科学衛星、「でんぱ」、「たいよう」、「たんせい2号」、「たんせい4号」について、その落下の4ヶ月前からの、周期 (PER)、離心率 (ECC)、軌道長半径 (A) を A-Type の図に、軌道長半径の変化率 (ADOT)、近地点距離 (HPE)、遠地点距離 (HAP) を、大気密度変動の目安となる太陽からの波長 10.7 cm 輻射の強さの値とともに B-Type の図に記してある。軌道要素の値は主として NASA から提供されたもの、太陽輻射は電波研究所から頂いた値である。両者の間に明らかな相関が見られる点に注目されたい。

なお上記4衛星の生存期間・打上げ時の主要軌道要素は第1表の通りであった。

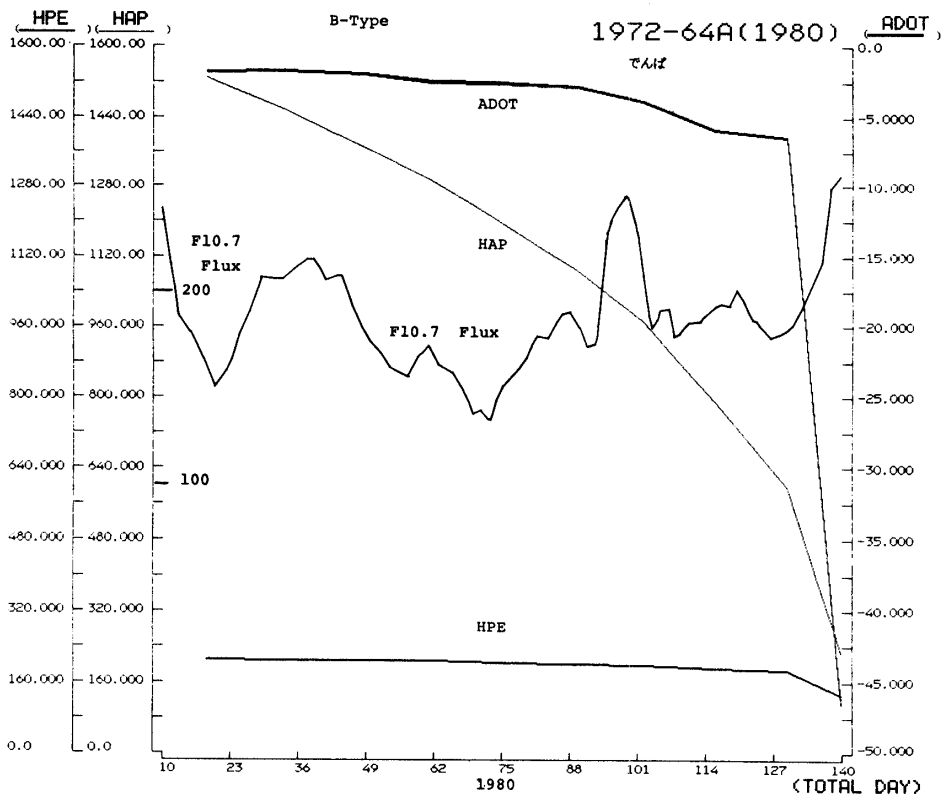
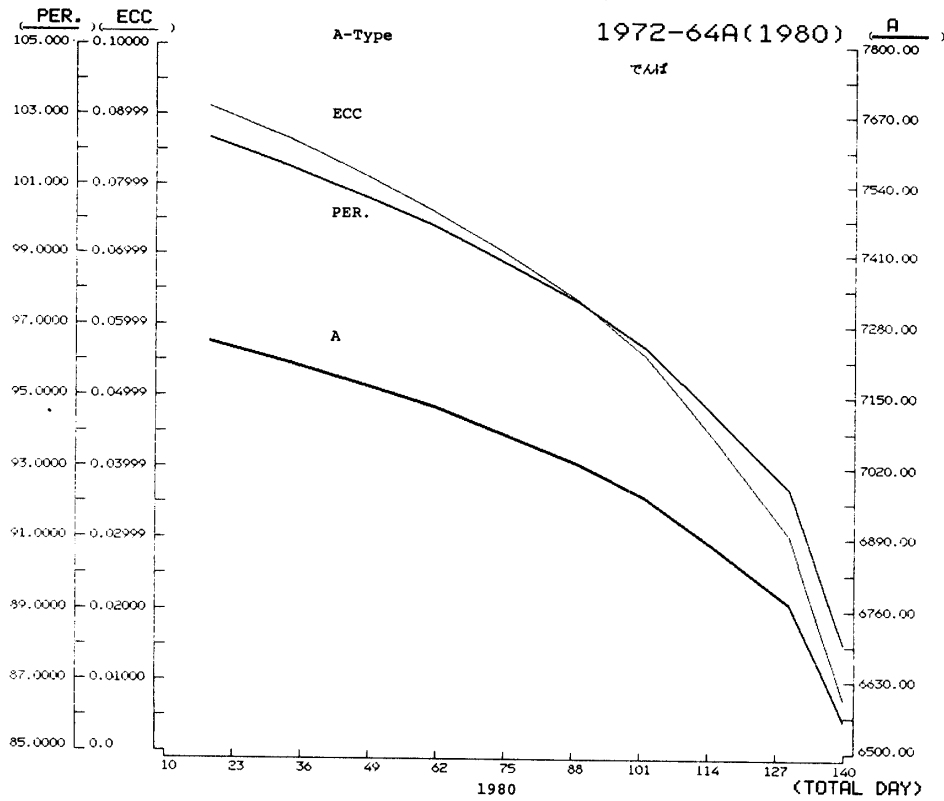
第1表 4衛星の生存期間、打上げ時の主要軌道要素

名 称	打上期日	消滅期日	近 地 点	遠 地 点	軌道傾斜角	周 期
で ん ぱ	1972.8.19	1980.5.19	240 km	6570 km	31°	160 min
た い よ う	1975.2.24	1980.6.29	255	3136	32	120
たんせい2号	1974.2.16	1983.1.23	289	3287	31	122
たんせい4号	1980.2.17	1983.5.13	517	672	39	97

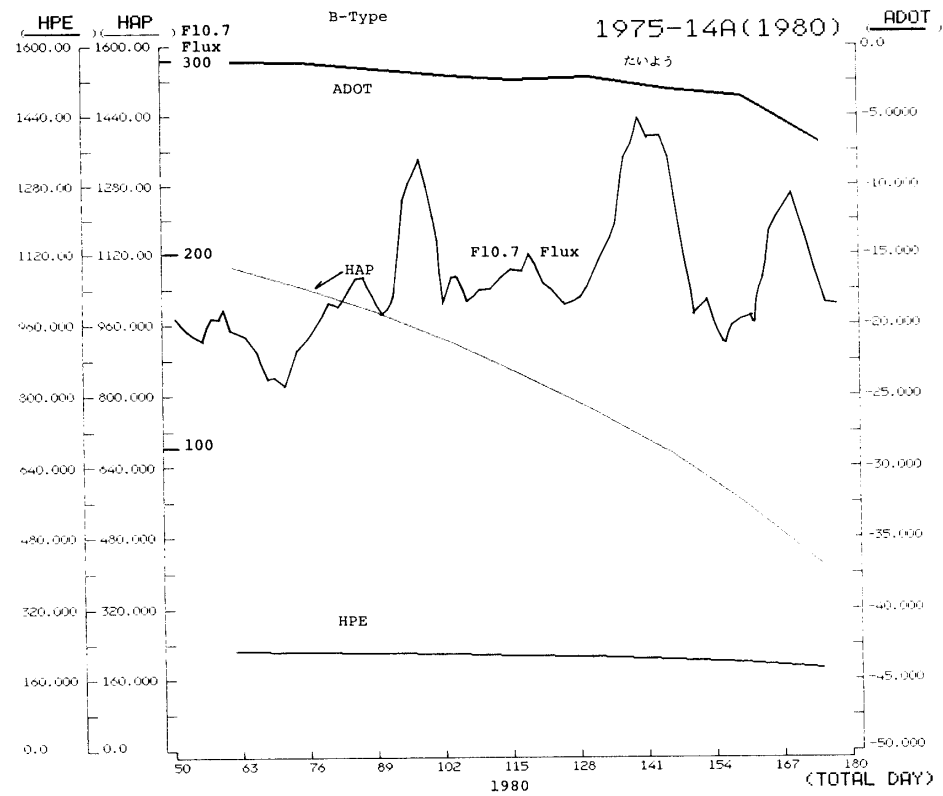
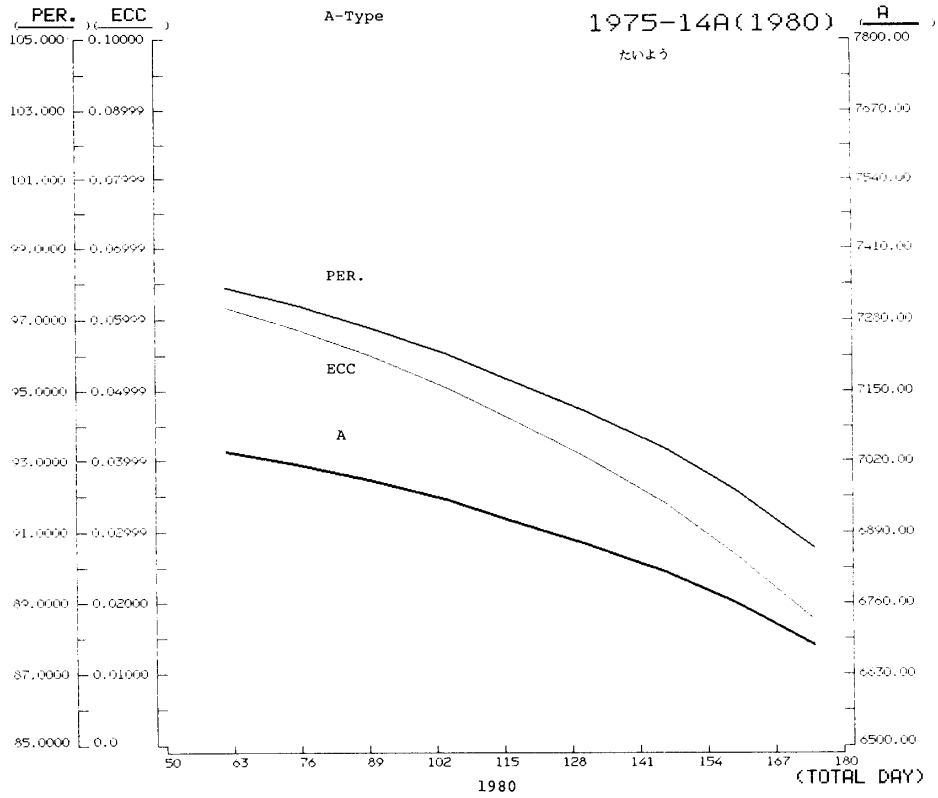
次の第5-1図から第5-4図は、これらの衛星の落下2~3ヶ月前のデータを用いて β の値を推定し、これから落下期日を求める試みを示す図である。また第6図には1983年初めに新聞紙上をにぎわした原子炉衛星「コスモス1402号 (オブジェクトA及びC)」について同様の図を示した。

図中、実線で示してあるのは宇宙研の内之浦レーダにより観測されたデータから軌道決定の結果推定した軌道要素、あるいは NASA 又は NASDA から提供された値を初期値として、約2ヶ月余の軌道推定の結果得られた \dot{a} の値である。また実線の近くに●印で記してあるのはその時点において観測により決定された要素に基づく \dot{a} の値である。

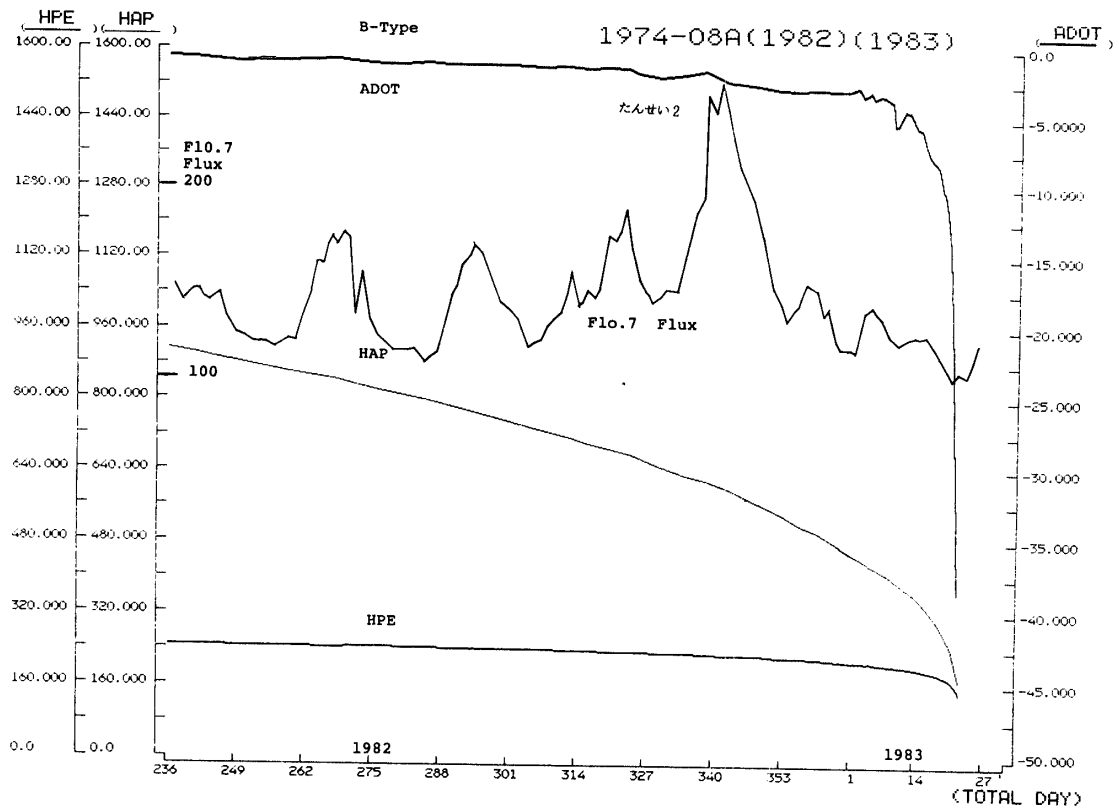
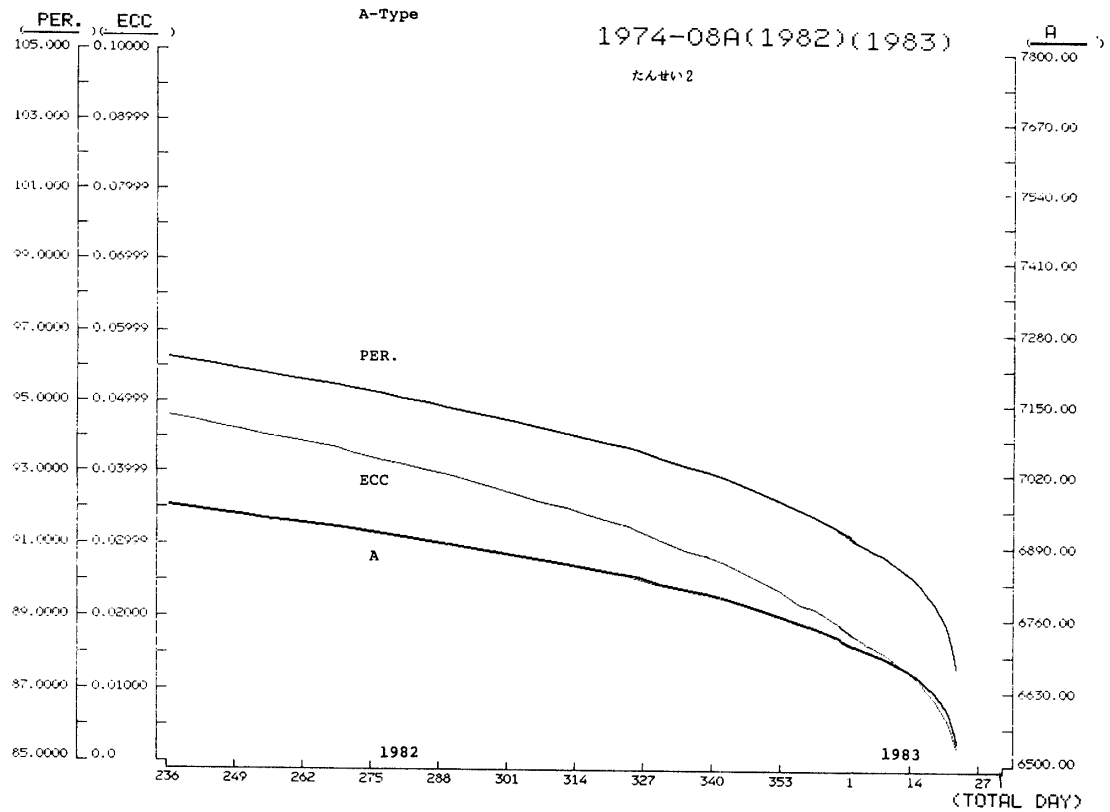
各グラフの前半1/3から1/2のあたりにおいて実線が一時途切れているのは、ここまでの実測された \dot{a} と推定した \dot{a} の値の比較からこの衛星に関する大気の抵抗に関する β の値を推定し、後半のグラフはこの β の値を用いて人工衛星落下の推定をしているからである。



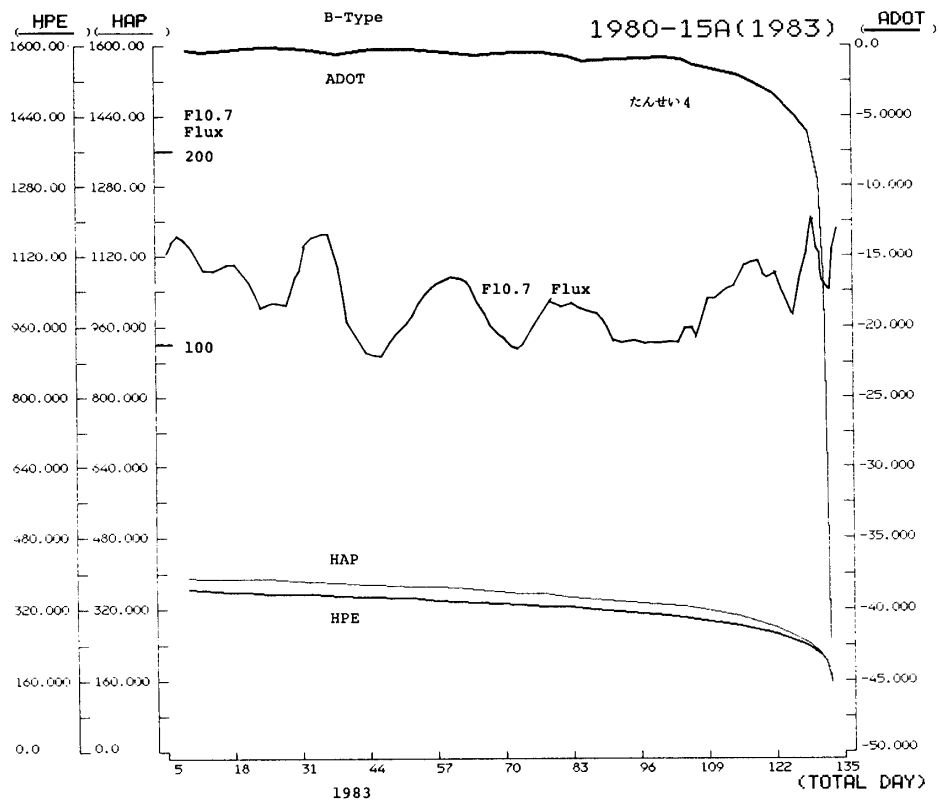
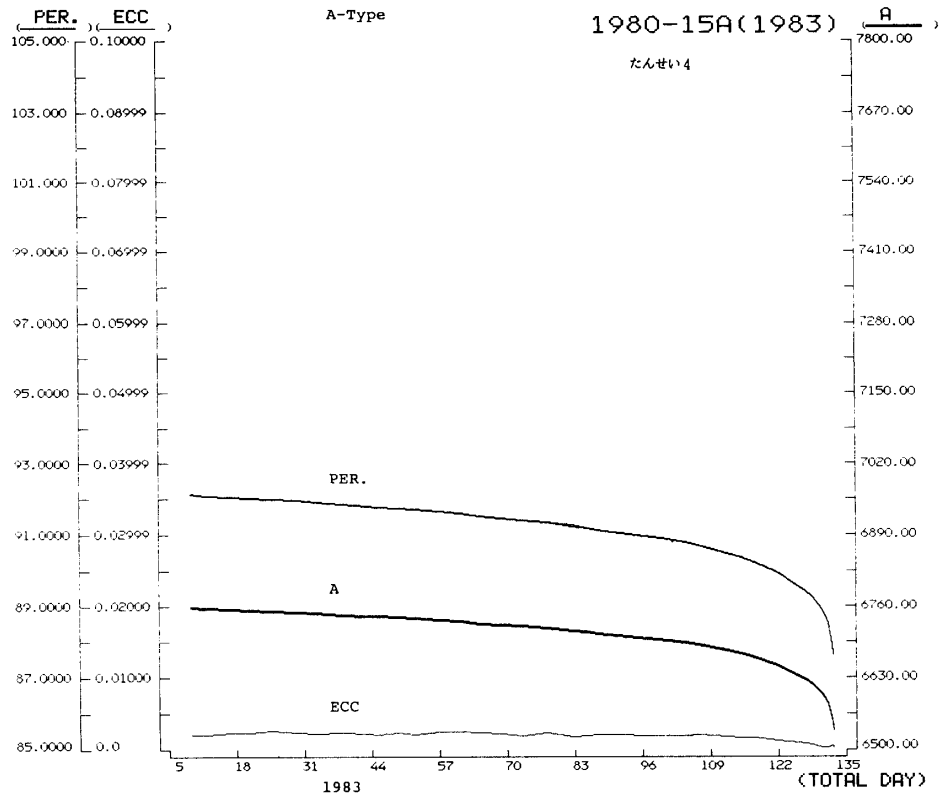
第4-1A, B図 でんばの落下まで4ヶ月間の軌道推移



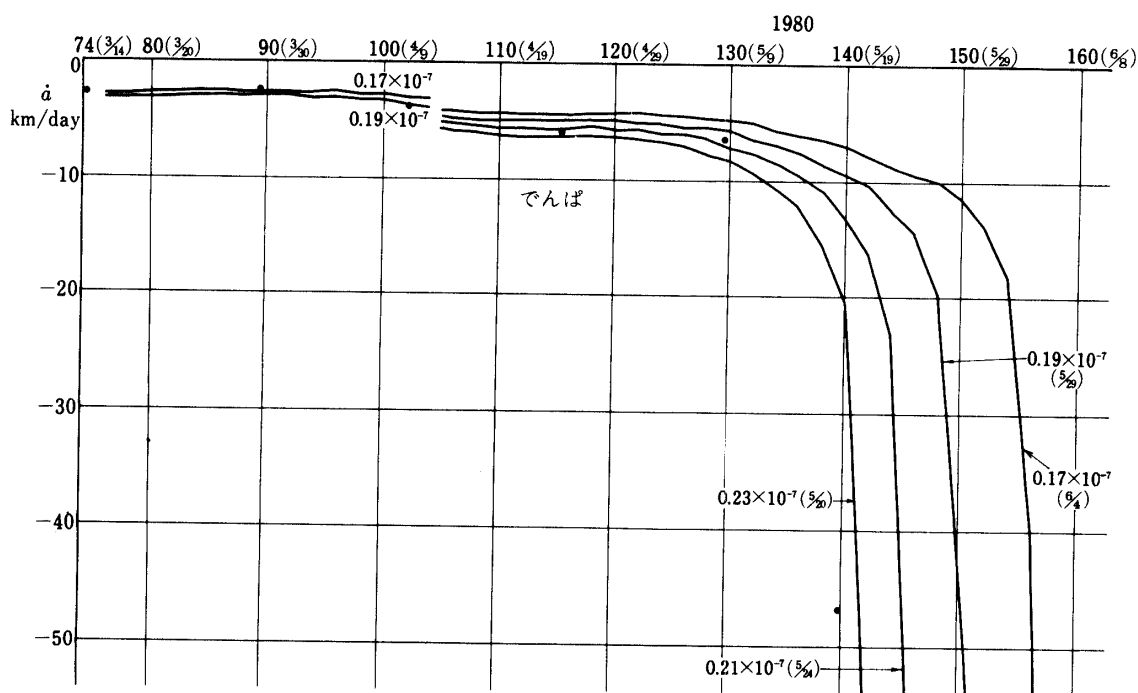
第4-2 A, B図 たいようの落下まで4ヶ月間の軌道推移



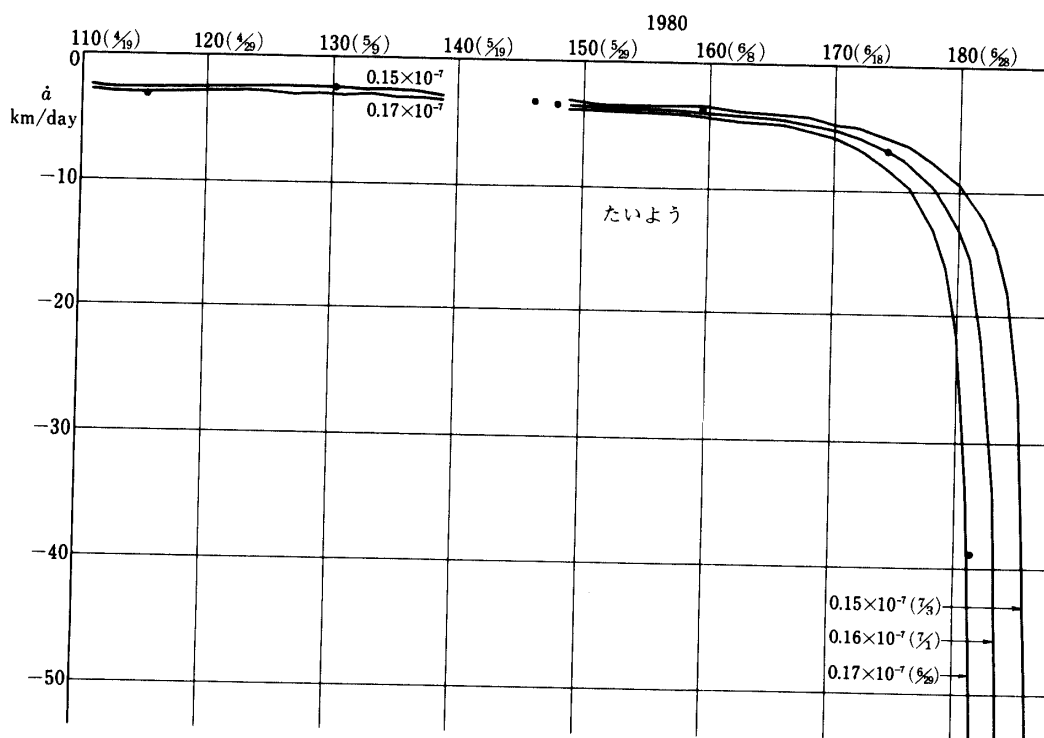
第4-3 A, B図 たんせい2号の落下まで4ヶ月間の軌道推移



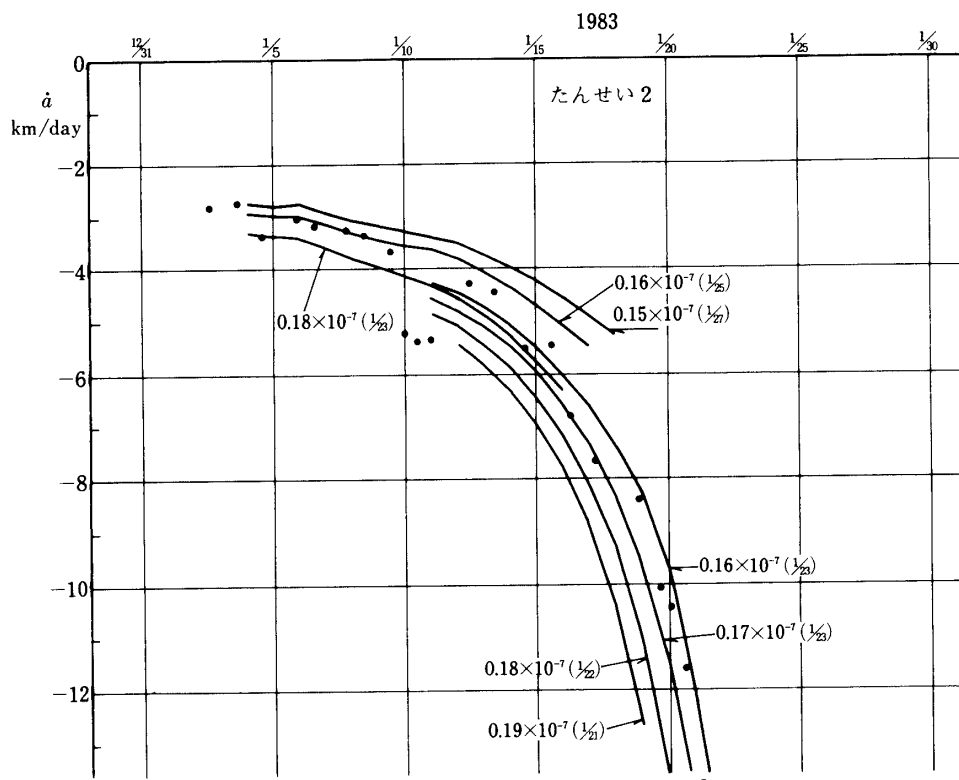
第4-4 A, B図 たんせい4号の落下まで4ヶ月間の軌道推移



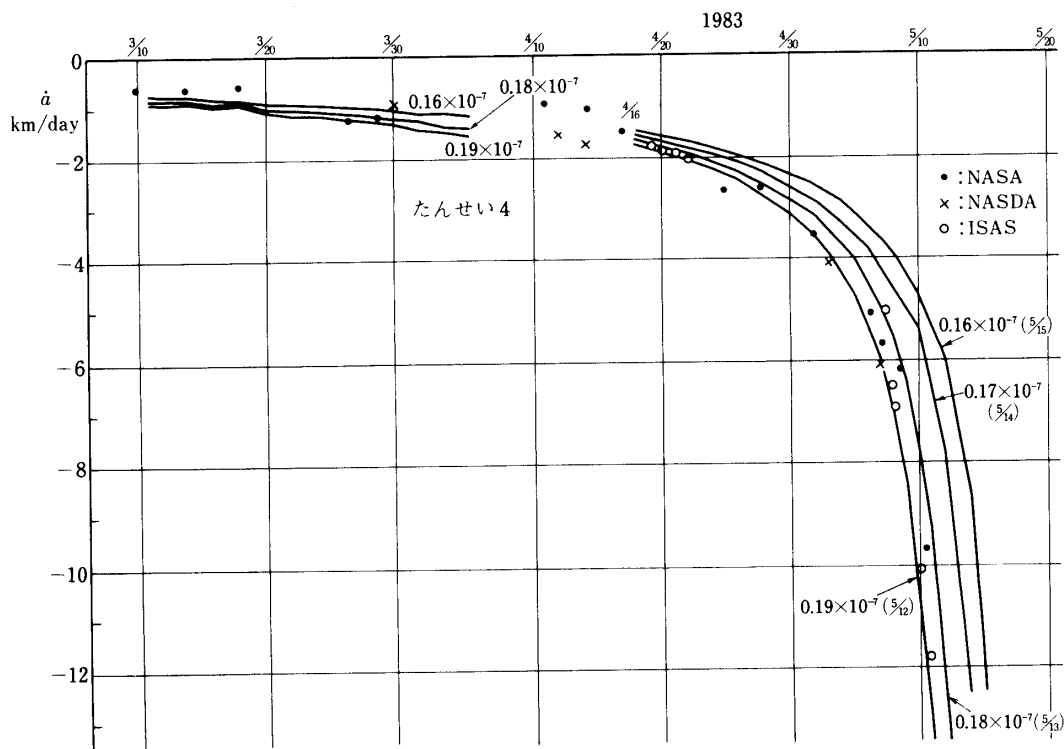
第5-1図 でんばの β をパラメータにした落下推定



第5-2図 たいようの β をパラメータにした落下推定



第5-3図 たんせい2号の β をパラメータにした落下推定



第5-4図 たんせい4号の β をパラメータにした落下推定

例えば、図5-1「でんぱ」においては、観測値が3月12日、3月29日、4月9日の三つの時点で得られているので、3月12日の値を初期値とし、 β の値を 0.15×10^{-7} から 0.23×10^{-7} まで 0.01×10^{-7} きざみに変化させて比較した結果最も適合する β として 0.19×10^{-7} を設定した。これを用いて4月9日の観測から得られた値を初期値として軌道推定を続行すると、5月29日落下という予報が得られたが、実際の落下は5月19日で、この場合約25%の誤差があった、という風にこのグラフを読んで頂きたい。

「でんぱ」の場合、誤差は特に大きかったが、これは4月9日頃にピークが見られる10.7cm太陽輻射の影響のため大気の抵抗力が大きくなって、 \dot{a} の値の4月22日、5月6日の推定値が、 $\beta = 0.19 \times 10^{-7}$ の曲線よりかなり大きい値をとっていること、及び一般に落下の間近になるとそれまでの β よりも大きい値を採用しないと推定値が観測値と一致しないという現象によるものと考えられる。

なお、 β は定義により $C_D(A_S/m_S)$ によって計算される量であるが、この中で m_S は不変と考えられるから、変り得るものとして C_D と A_S が残ることとなる。第5図に示したように観測値と最もよく適合する曲線から β の値を推定すると、 A_S については設計値からその最大値・最小値が得られているので、これから逆に抵抗係数 C_D の変化する範囲を求めることができる。前記の4衛星につき、このようにして得られた C_D (最大値と最小値の平均)を表にして示すと第2表の通りである。

β の値が落下の間際になると大きくなるという傾向が一般に見られると述べたが、これはそのあたりの高度に対する大気密度に対する大気密度 ρ の推定に誤りがあるのか、その時期になると今まで姿勢制御されていた衛星がコントロールを失って、断面積最大に近い姿勢で飛行する傾向をもつ、ということなのか更に解明を要する問題である。

第6図に原子炉衛星の落下ということで騒がれたコスモス1402のA(本体部)、C(炉心部)について \dot{a} の状況を示してある。オブジェクトA、C共に宇宙研衛星よりも1桁小さい β の値をとっているが、この数値を推測できた後の落下予想は順調であった。なお、オブジェクトCについてはやはり他の宇宙研衛星と同じような落下の2日前から β が大きくなっている現象が見られる。

なお、第5図及び第6図の右下の数値は β の値で、カッコ内が落下予想日である。

6. 「たんせい4号」の落下について

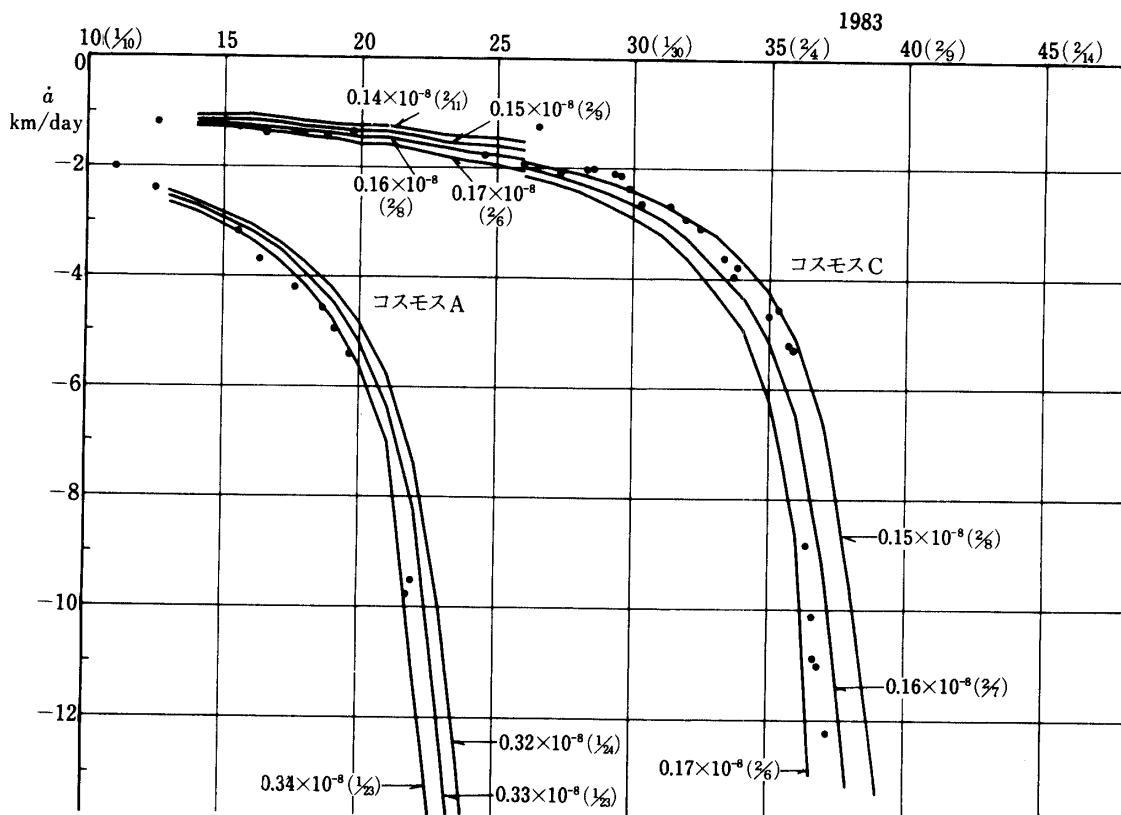
「たんせい4号」の落下については、1983年4月16日および4月25日をEpochとするNASAデータ、及び周回番号17731、17732の2周を内之浦で観測した結果に基き、従来の経験から β を 0.17×10^{-7} 、 0.18×10^{-7} 、 0.19×10^{-7} を採用して落下推定を試みたところ、JSTの5月14日±2日という予想が得られたので、(第3表参照)5月7日から落下時の特別観測を実施した。

この観測期間において内之浦レーダにより取得された周回番号は第4表の通りである。

4月下旬の観測、及び特別観測を開始した5月7日以降、内之浦で取得した二つの周回のデータを用いて算出した軌道要素並びにNASA、NASDAから提供された軌道要素に基いて推定した落下予想時刻を表にして示せば、第6表の通りである。但し β はいずれも

第2表 各衛星のβおよびC₀の推定値

	年	1980			1981			1982			1983									
		1月	3月	5月	1月	7月	1月	7月	1月	7月	1月	7月	1月	7月						
たいよう	最適β	0.12×10 ⁻⁷	0.15×10 ⁻⁷	0.16×10 ⁻⁷																
	C ₀ 最大	2.53	3.16	3.37																
	C ₀ 最小	2.07	2.59	2.76																
	C ₀	2.30	2.88	3.07																
でんぱ	最適β	0.14×10 ⁻⁷	0.17×10 ⁻⁷	0.21×10 ⁻⁷																
	C ₀ 最大	2.50	3.04	3.75																
	C ₀ 最小	2.15	2.61	3.23																
	C ₀	2.33	2.83	3.49																
たんせい2号	最適β	0.09×10 ⁻⁷	0.09×10 ⁻⁷	0.09×10 ⁻⁷	0.10×10 ⁻⁷	0.11×10 ⁻⁷	0.15×10 ⁻⁷	0.14×10 ⁻⁷	0.15×10 ⁻⁷	0.15×10 ⁻⁷	0.16×10 ⁻⁷	0.17×10 ⁻⁷	0.16×10 ⁻⁷	0.17×10 ⁻⁷	0.16×10 ⁻⁷	0.18×10 ⁻⁷	0.18×10 ⁻⁷	0.19×10 ⁻⁷	0.19×10 ⁻⁷	0.19×10 ⁻⁷
	C ₀ 最大	1.40	1.40	1.40	1.40	1.56	1.71	2.33	2.18	2.49	2.64	2.64	2.49	2.64	2.49	2.64	2.64	2.64	2.64	2.64
	C ₀ 最小	1.08	1.08	1.08	1.20	1.32	1.80	1.68	1.92	1.92	2.04	2.04	1.92	2.04	1.92	2.04	2.04	2.04	2.04	2.04
	C ₀	1.24	1.24	1.24	1.38	1.52	2.07	1.93	2.21	2.21	2.34	2.34	2.21	2.34	2.21	2.34	2.34	2.34	2.34	2.34
たんせい4号	最適β				0.15×10 ⁻⁷	0.15×10 ⁻⁷	0.15×10 ⁻⁷	0.16×10 ⁻⁷	0.15×10 ⁻⁷	0.15×10 ⁻⁷	0.16×10 ⁻⁷	0.16×10 ⁻⁷	0.15×10 ⁻⁷	0.16×10 ⁻⁷	0.16×10 ⁻⁷	0.18×10 ⁻⁷	0.18×10 ⁻⁷	0.19×10 ⁻⁷	0.19×10 ⁻⁷	0.19×10 ⁻⁷
	C ₀ 最大				3.58	3.58	3.58	3.82	3.58	3.58	3.82	3.58	3.58	3.82	3.58	4.30	4.30	4.54	4.54	
	C ₀ 最小				1.22	1.22	1.22	1.30	1.22	1.22	1.30	1.22	1.22	1.30	1.22	1.46	1.46	1.55	1.55	
	C ₀				2.40	2.40	2.40	2.56	2.40	2.40	2.56	2.40	2.40	2.56	2.40	2.88	2.88	3.05	3.05	
コスモスA	最適β																			
コスモスC	最適β																			



第6図 コスモス A, C の β をパラメータにした落下推定

0.19×10^{-7} を採用して計算した。

この内之浦における最終観測(周回番号 18078)に基づいて算出した推定落下時刻およびその位置は、日本標準時 1983 年 5 月 13 日 4 時 56 分、西経 149.9° 、北緯 15.8° の北部大平洋上であった。

第3表 β による「たんせい4号」の落下日 (UT)

軌道要素	$\beta = 0.17 \times 10^{-7}$	0.18×10^{-7}	0.19×10^{-7}
NASA (Ep. 1983.4.16)	5月14日	5月13日	5月12日
NASA (Ep. 1983.4.25)	5月14日	5月13日	5月12日
ISAS (Ep. 1983.4.21)	5月15日	5月14日	5月12日

7. む す び

今回の実験で「たんせい4号」の場合、内之浦1局のレーダによる追跡で取得したデータをもとに、SOEV 83 プログラムにより大変精度の高い落下推定予報を出すことができた。

第4表 レーダによる「たんせい4号」追跡周回数

年 月 日 JST	追 跡 周 回 数
1983. 4. 19	17700, 17701, 17702, 17703
20	17715, 17716, 17718, 17719
21	17732, 17733, 17734, 17735
22	17746, 17747, 17749, 17750
<hr/>	
1983. 5. 7	17984, 17985
8	17997, 17998
10	18030, 18032, 18033
11	18045, 18046, 18047, 18048
12	18061, 18062, 18064, 18065
13	18077, 18078*

※最終周回 18078 について：内之浦において日本標準時 4 時 36 分 23 秒より 4 時 40 分 45 秒までテレメータの電波を受信した。そのうち一部トランスポンダからの電波も受信したが、最高高度がわずか 6° で、しかも内之浦の北側（すなわち山側）を通過したためレーダとしての追跡データは取得できなかった。落下推定計算の結果によれば、これは落下の 10 分～20 分前で、このときまで衛星及びトランスポンダは健在であったことになる。

第5-1表 宇宙研レーダ追跡による軌道要素一覧
「たんせい4号」

使用データ	Rev 17700 17701	Rev 17715 17716	Rev 17731 17732	Rev 17749 17750
EPOCH 年月日 UTC 時分秒	'83 4.19 6.20.20	'83 4.20 4.53.40	'83 4.21 5.4.20	'83 4.22 8.23.40
a km	6687.008	6685.315	6683.394	6681.036
e	0.001371	0.001490	0.001433	0.001432
i 度	38.681	38.679	38.680	38.683
Ω 度	18.498	12.278	5.612	358.064
ω 度	302.512	314.064	321.858	329.412
M 度	119.388	91.850	97.632	137.670
\dot{a} km/日	-1.75	-1.83	-1.92	-2.06
P min	90.700	90.666	90.626	90.579
Q km	318.039	317.134	314.830	312.460
q km	299.693	297.212	295.673	293.329

第5-2表 宇宙研レーダ追跡による軌道要素一覧
 「たんせい4号」

使用データ	Rev 17984 17985	Rev 17997 17998	Rev 18000 18001	Rev 18032 18033	Rev 18049 18050	Rev 18061 18062	Rev 18077
EPOCH 年月日 UTC 時分秒	'83 5.7 0.39.40	'83 5.7 19.47.0	'83 5.8 0.29.0	'83 5.10 0.0.40	'83 5.10 23.43.0	'83 5.11 18.38.40	'83 5.12 18.7.50
a km	6629.409	6624.672	6623.385	6607.255	6595.797	6580.561	6530.452
e	0.000932	0.001315	0.002870	0.001045	0.000904	0.000749	0.001551
i 度	38.678	38.679	38.687	38.685	38.689	38.662	38.680
Ω 度	259.635	254.187	252.858	239.247	232.405	226.468	220.028
ω 度	82.116	65.859	50.390	75.578	75.102	56.402	138.867
M 度	18.676	340.703	53.731	35.490	43.551	361.325	286.154
\dot{a} km/日	-5.03	-6.54	-6.90	-10.3	-11.8	-19.33	-50.20
P min	89.531	89.435	89.409	89.082	88.851	88.543	87.533
Q km	257.445	255.245	264.252	236.018	223.619	207.350	162.437
q km	245.088	237.816	226.233	222.209	211.691	197.487	142.183

 第5-3表 NASA 追跡による軌道要素一覧
 「たんせい4号」

使用データ	—	—	—	—	—	—	—
EPOCH 年月日 UUC 時分秒	'83 5.7 4.42.41	'83 5.8 13.25.46	'83 5.10 12.52.46	'83 5.11 12.31.2	'83 5.11 16.56.18	'83 5.12 1.1.50	'83 5.12 16.24.41
a km	6624.233	6615.566	6597.345	6582.815	6578.425	6548.507	6533.630
e	0.000747	0.000573	0.000265	0.000152	0.000221	0.000523	0.000218
i 度	38.680	38.684	38.682	38.682	38.680	38.675	38.682
Ω 度	258.476	249.164	235.562	228.721	227.436	221.828	220.537
ω 度	43.856	49.644	53.568	21.678	35.841	131.504	224.878
M 度	316.252	310.398	306.535	338.628	324.296	228.749	135.189
\dot{a} km/日	-5.674	-6.196	-9.709	-16.644	-21.386	-42.115	-96.490
P min	89.425	89.250	88.882	88.588	88.500	87.897	87.597
Q km	251.017	241.193	220.926	205.650	201.709	173.764	156.885
q km	241.116	233.608	217.432	203.648	198.808	166.917	154.042

第5-4表 NASDA 追跡による軌道要素一覧
「たんせい4号」

使用データ	ドップラー	ドップラー	ドップラー	ドップラー	ドップラー
EPOCH 年月日 UTC 時分秒	'83 3.30 0.0.0	'83 4.12 0.0.0	'83 4.14 0.0.0	'83 5.3 0.0.0	'83 5.7 0.0.0
a km	6710.479	6698.554	6695.618	6649.401	6629.310
e	0.001980	0.001788	0.001958	0.001207	0.001999
i 度	38.685	38.693	38.678	38.678	38.708
Ω 度	151.496	66.346	53.185	286.876	259.650
ω 度	126.889	225.771	252.610	19.886	36.448
M 度	129.508	43.709	286.622	165.981	264.472
\dot{a} km/日	-0.996	-1.558	-1.710	-4.105	-6.069
P min	91.123	90.880	90.820	89.880	89.473
Q km	345.620	332.390	330.585	279.282	264.422
q km	319.053	308.434	304.366	263.235	237.913

第6表 ISAS 算出軌道要素による推定落下日時

EPOCH UTC	使用データ 周回数	推定に使った β	推定落下日時 UTC
1983. 5. 7 0h. 39m. 40s	17984 17985	0.19×10^{-7}	1983. 5. 12 21h. 0m
1983. 5. 7 19. 47. 0	17997 17998	0.19×10^{-7}	1983. 5. 12 21. 11
1983. 5. 10 0. 0. 40	18032 18033	0.19×10^{-7}	1983. 5. 12 20. 28
1983. 5. 10 19. 1. 40	18046 18047	0.19×10^{-7}	1983. 5. 12 20. 21
1983. 5. 11 18. 38. 40	18061 18062	0.19×10^{-7}	1983. 5. 12 20. 22
1983. 5. 12 18. 7. 0	18077	0.19×10^{-7}	1983. 5. 12 19. 56

1983年は太陽活動が比較的平穏時であるため、推定した太陽電波強度と実測値の差が小さかったこともあって、第3表の通り4月25日のエポックの時点で、日本時間で5月14日±2日の予報を出した。実際の落下は5月13日4時56分であったので、18日間の推定で約19時間(0.8日)の誤差であった。

また特別追跡期間中の落下推定では、5月7日のエポックからの推定で1時間、5月10日、11日のエポックからの推定で30分の誤差であった。

最後に本実験の推定プログラム改良にあたって、資料の提供などで、ご協力いただいた東京天文台の古在由秀教授、平山智啓助手に深く感謝の意を表す。

又「たんせい4号衛星」の追跡に当っては、NASA及びNASDAの追跡管制担当の方々と宇宙研の衛星追跡担当の大西、豊留、日高各氏、レーダ追跡担当の鎌田、山田名氏、光学追跡担当の瀬尾、栄楽各氏に、大変お世話になった。ここに記して厚くお礼申し上げる。

参 考 文 献

- [1] Methods of Orbit Determination, Pedro Ramon Escobal
- [2] 人工衛星の軌道, 東京天文台, 古在由秀著
- [3] 天体の位置計算, 東大地震研, 長沢 工著
- [4] 大気密度テーブル表 (CIRA 72)
- [5] Solar Geophysical Data Prompt Reports, February 1981

付録 A SIRIUS の概要

SIRIUS (Scientific Information Retrieval and Integrated Utilization System) は科学衛星及び観測ロケットから得られたぼう大なデータを計算処理可能な形で総合的に登録管理し、それらのデータの解析処理に便利な種々の管理情報も登録され、任意にデータ検索ができるようにしたもので、宇宙研独自で開発したデータベースシステムである。

SIRIUS は次のような特長を持っている。

- ① M-200, M-180 II AD の両大型計算機から利用できる共用システムである。
- ②利用者インターフェースは CALL 形式でデータの入出力ができる。
- ③データ群型データのデータベース化
- ④データ格納媒体の階層化と検索時の媒体自動選択 (DA → MSS → MT)
- ⑤ MT 入出力補助機能による MT 入出力の簡易さ
- ⑥データ変換機能による各種データ操作の容易さ
- ⑦公衆回線を使ったデータ検索及び全国ネットワーク化も可能等である。

付録 B シュミットカメラの追跡フィルムから軌道算出まで

○シュミットカメラによる観測

シュミットカメラで観測するためには、最新の軌道要素から、観測可能日時とその日時におけるカメラ設定角 (時刻, 方位角, 高度角, 極軸角, トラッキング角, トラッキング速度, 赤経, 赤緯) を 30 秒毎に計算し、観測用予報データとする。写真による観測であるため、絞り, シャッター速度, チョッパー時刻間隔, フィルム駒送り数等を設定しておくことも必要である。観測終了後, カメラからフィルムを取出し現像したのちコンパレータによって位置を測定する。これらの処理の流れは本文第 1 図のシュミットカメラにより取得されたフィルムから軌道計算までのフローを参照されたい。

○フィルムから観測データの読出し

フィルムには衛星と恒星像及びチョッパー作動時の時刻が写されている。

そのフィルムをコンパレータにかけ, 必要とする衛星及び恒星像のフィルム上における測定座標値を読みとる。

測定座標は観測時刻における, フィルム上での直角座標値で, 衛星と読み出した恒星の数だけのデータとなる。

○恒星カタログデータ

恒星カタログデータは SAO (Smithsonian Astrophysical Observatory) 星表を使っている。このデータは 1 レコードが 130 字で, 12 等星までの 258, 997 個の恒星データの情報が登録されている。この星表の採用分点は 1950.0 である。

○追跡視野内恒星データファイルの作成

恒星の選択は SAO 星表データをグラフィックディスプレイ (GD) 画面に表示し, フィルム位置 (視野内) に対応する衛星及び恒星を選択する。

実際の操作ではSAO星表全体から必要とするデータを選択して表示する恒星の赤経・赤緯と明るさを指定して、あらかじめデータファイルを作っておく。

○恒星データの表示

GDの表示スケールとフィルム上のスケールを一致させて表示する。フィルム上の衛星の赤経、赤緯は追跡設定データからわかっているので、その赤経、赤緯をキーインするとGD画面一杯に明るさに応じた記号で恒星データを表示する。フィルムの方向を適当に回転させることにより、GD画面とフィルム像は一致する。

GDのジョイスティックで画面上のカーソルを移動し、選択しようとする星の上に持って行き、ボタンを押すと「SAOカタログ番号、明るさ、赤経、赤緯」が表示される。この数値を見て選択した星かどうかを判断することができる。

以上の操作で測定座標とSAOカタログとの対応がとれたことになり、このデータを最大50個以内にまとめて、恒星位置補正プログラムの入力データとする。

恒星位置補正プログラムと衛星位置計算プログラムの二つは現在すでに完成し実用化されているので、以下その概要を説明する。

○恒星位置補正プログラム

このプログラムでは、恒星の固有運動、地球の歳差、章動、極運動、視差、光行差および大気差を考慮して、任意の観測時刻における見かけの位置（観測位置）を計算することができる。また検算のため観測位置から恒星の星表位置を求めることも可能である。

入力は、恒星に関する情報（元期、元期における恒星の視線速度、固有運動の赤経成分、赤緯成分および恒星の赤経・赤緯）、極運動に関する情報（慣用国際原点からの極位置）、大気に関する情報（気温・気圧）、と観測時刻および観測点の位置（天文緯度・経度、平均海水面からの高さ）。

出力は恒星の観測位置である。計算方法については球面天文学の教科書等（例えば参考文献No.3長沢工著「天体の位置計算」を参照されたい。

○衛星位置計算プログラム

シュミットカメラで撮ったフィルム上で赤経・赤緯のわかっている恒星像を基準として人工衛星の赤経・赤緯を求めるプログラムである。

まず中心星、比較星の位置（赤経、赤緯）とその測定座標 (x_i, y_i) とから、標準座標を計算する。そして測定座標と標準座標との2つの座標の関係式からフィルム定数を求めこの一般式に衛星の測定座標を代入して、標準座標を計算する。これと中心星の位置との関係から、衛星の赤経・赤緯を求める。また、同様に比較星の測定座標から、比較星の赤経・赤緯を計算し検算に用いる。

人工衛星の観測時刻における赤経、赤緯の値から軌道要素を求める方法（軌道決定、軌道改良）については参考文献No.1 P. Escobal: Method of Orbit Determination等を参照されたい。

付録 C SOEV 83 プログラムの概要

このプログラムは1980年2月に打上げた「たんせい4号」の軌道推定を行うために開発したものである。

「たんせい4号」にはレーザーフレクタが搭載され、レーザーレーダによる追跡を行うためには、高精度の軌道予報を出す必要があった。

そのためこのSOEV 83の開発思想は、KSCに設置されているACOS-700計算機により、セミリアルタイム的に軌道推定ができるように、メモリ、CPU時間(SOEV 83のプログラムステップ数1700、メモリサイズ640KB)がかからないよう考慮して作られている。また、このプログラムは年次的に摂動項・操作機能・テーブル類の追加・更新が行われて、現在は最新の83年バージョンとなっている。

SOEV 83の中で使われている数式の概要を簡単に説明する。

軌道推定で重要なことは精度の要求に応じた摂動を考慮することである。SOEV 83では次の4項目について考慮している。

- ①地球の重力ポテンシャル
- ②地球大気による抵抗力
- ③太陽による輻射圧
- ④太陽・月による引力

次に上記各摂動の概要について説明する。

①地球の重力ポテンシャル

地球の重力ポテンシャル Φ は、地心距離 r と緯度 δ を用いて以下の式で近似する。

$$\begin{aligned} \Phi = & \frac{\mu}{r} \left\{ 1 + \frac{J_2 R_0^2}{2r^2} (1 - 3 \sin^2 \delta) \right. \\ & + \frac{J_3 R_0^3}{2r^3} (3 - 5 \sin^2 \delta) \sin \delta \\ & - \frac{J_4 R_0^4}{8r^4} (3 - 30 \sin^2 \delta + 35 \sin^4 \delta) \\ & - \frac{J_5 R_0^5}{8r^5} (15 - 70 \sin^2 \delta + 63 \sin^4 \delta) \sin \delta \\ & \left. + \frac{J_6 R_0^6}{16r^6} (5 - 105 \sin^2 \delta + 315 \sin^4 \delta - 231 \sin^6 \delta) + \varepsilon \right\} \end{aligned}$$

この重力ポテンシャルによる摂動により、次の3種の顕著な現象があらわれる。

- (a) 一次の永年項
- (b) 短周期摂動項
- (c) 長周期摂動項

②大気の抵抗力による摂動については本文に記した通りであるが、大気密度は高度に対して、指数関数的に減少するので、低高度衛星には大きな影響があり、特に落下推定プログラムにおいては最も重要な摂動力である。

③太陽輻射圧による摂動関数を P_R とすると

$$P_R = CFx_s$$

C : 衛星が輻射圧の作用下にあるとき 1 で、作用下に無い時 0 となる。

F : Force constant

x_s : 地心と太陽の中心との座標軸における座標とする。

この摂動力は、宇宙研の衛星では、軽量で表面積が小さく、かつ近地球軌道のため、特に長期間の予報を行う場合を除き極めて小さいので省略できる。

④月あるいは太陽の引力による摂動関数を R_D とすると

$$R_D = \frac{Gm_D}{r_D} \sum_{L=2}^{\infty} \left(\frac{r}{r_D} \right)^L P_L(\cos \theta_E)$$

m_D : 月又は太陽の質量

r_D : 月又は太陽の質量中心の地心距離

θ_E : 地心と衛星を結ぶ直線が地心と太陽又は月の質量中心を結ぶ直線に対してなす角

P_L : Legendre 関数

である。この摂動力も低地球軌道の衛星では①、②の摂動力に比較して微少であり、特に長期間の予報を必要としない場合はこの影響は無視できる。

選択パラメータ及び初期値

SOEV 83 プログラムを使って、軌道改良のための収束計算又は予報計算をする場合、次のプログラム制御パラメータ及び初期値等をセットする必要がある。

①プログラム制御パラメータ

- 摂動項の選択 (大気抵抗, 月・太陽の引力, 太陽輻射圧の ON, OFF)
- 収束モード, 予報モードの切換
- 積分刻み間隔
- 収束回数
- 収束パラメータの種類 (軌道要素, 観測位置, 重力定数, 自転定数等)

②初期値

- 軌道要素の初期値の有・無
- 軌道要素の型 (MEAN, OSCU)
- 座標系 (1950.0 MEAN, TRUE OF DATE)
- パラメータ推定の微少変化量
- 観測データの標準偏差
- 観測局・衛星側のバイアス値
- 地球・月・太陽の重力定数その他
- 衛星の断面積, C_D , 重量又は β

- データ取得観測局位置
- ③入力データ制御及び観測データ
 - 大気の屈折補正その他
 - 生データか平滑データ
 - データサンプリング間隔
 - 入力データの種類(① SR, AZ, EL, ② SR, R•R ③ SRのみ ④ AZ, ELのみ)
- ④ 出力パラメータ
 - O-C グラフ出力, プロット数
 - O-C エラー量のプリント
 - 収束軌道要素算出エポック時刻
 - 予報値算出開始・終了時刻
 - 出力積分観測局位置
 - 出力積分刻み間隔・EL 下限値

付録 D 大気モデルについて

大気モデルとして各種のモデルが提案されているが、比較的良好に引用されるものとして次の四つのものがある。

- ① US 1976 標準大気密度モデル
- ②改良 Harris-Priester 大気密度モデル
- ③ Jacchia-Nicolet 大気密度モデル
- ④ COSPAR 国際標準大気 CIRA 72 (Jacchia 72)

この中、Jacchia のモデルは大気の拡散方程式を数値積分で求めているが、他のモデルは大気密度に関する近似式から求めている。

①は高度 0~700 km までのモデルで、中緯度で太陽活動中位の季節平均としての大気について考えている。

②は高度 100~1000 km までのモデルで、太陽活動のレベルに対応する高度と最大・最小密度の離散値テーブルから補間して求める。

③は高度 120~1000 km までのモデルで、大気密度を指数関数で近似し、高度 160 km までは高度の関数、高度 160 km 以上は高度と外圏温度の関数として求める。

Nicolet は高度 120 km に時間的に不変の境界条件を設定し、それより上層においては、拡散平衡の式が成立するとして、大気モデルを組立てた。④は③の特に高度 200 km 以下におけるモデルの不具合を修正した。このモデルは COSPAR 国際標準大気 CIRA 72 に組み入れられた。

このモデルは高度 90~2500 km までを考慮し、高度 100 km までは大気は完全混合の状態であると仮定し、それ以上では拡散平衡の状態を仮定し、気圧方程式および拡散方程式から標準大気密度を求める。

SOEV 83 プログラムでは④のモデルが最適であると判定し採用した。以下その概要につ

いて述べる。

外圏温度 T_{∞} の変動要因として

- ①太陽の極紫外光放射の変動
- ②日周変化
- ③地磁気の変化
- ④半年周期の変化
- ⑤熱圏下部における季節一緯度変化
- ⑥ヘリウムの季節一緯度変化

以上のものがあり、その概要は次の通りである。

①太陽極紫外光放射により上層大気は加熱され変動する。この紫外光は11年周期(He, Oからの輝線やヘリウムの連続光)、太陽自転(27日)周期(黒点など励起の強い領域から放射される紫外光)の2成分がある。

また、この極紫外光の強度と10.7 cm太陽電波の強度との間に相関がある。

極紫外光の指標として10.7 cm太陽電波強度を用い地磁気完全静穏時における全地球夜間外圏最低温度 T_c は

$$T_c = 379^\circ + 3.2^\circ \bar{F}10.7 + 1.3^\circ (F10.7 - \bar{F}10.7)$$

としている。

F10.7: 10.7 cm太陽電波強度

$\bar{F}10.7$: F10.7を6太陽自転の期間にわたって平均したもの

②日周変化を考慮した任意の地点における外圏大気温度 T は、

$$T = T_c (1 + R \sin^m \theta) \left(1 + R \frac{\cos^m \eta - \sin^m \theta}{1 + R \sin^m \theta} \cos^n \frac{\tau}{2} \right)$$

となる。

$$\eta = 0.5(\varphi - \delta_\theta)$$

$$\theta = 0.5(\varphi + \delta_\theta)$$

$$\tau = H + \beta + p \sin(H + \gamma)$$

$$H = \alpha_s - \alpha_\theta$$

$$R = 0.30 \quad m = n = 2.5$$

$$\beta = -4.5^\circ \quad p = 12^\circ \quad \gamma = 45^\circ$$

δ_θ : 太陽赤緯

α_θ : 太陽赤経

φ : 衛星直下点緯度

α_s : 衛星の赤経

③地磁気攪乱時には温度の上昇が明らかになっている。地磁気が乱れると、まず極地方の上層大気変動し、約7時間後に赤道地方の上層大気変動する。

地磁気攪乱時の上層大気の密度は平穏時の数倍にもなる。

○温度の鉛直分布

高度90 kmにおける温度 T_0 は不変で $T_0 = 183^\circ\text{K}$ とする。

温度 T は高度と共に単調増加し、やがて外圏温度 T_{∞} に収束する。

温度の鉛直分布は高度125 kmで変曲点をもち、外圏温度の変動要因とは無関係で一定

である。

○大気密度の鉛直分布

高度 90~100 km において、大気は静水圧の式に従い、100 km 以上の高度では拡散平衡の式により、温度の鉛直分布から密度を求める。

上記から温度は外圏温度 T_{∞} と高度の関数となる。CIRA 72 モデルでは、太陽活動データ F 10.7 によって決まる日周変化の平均値から、日周変化・地磁気活動、季節・緯度による変化の補正を加えて T_{∞} を決める。この T_{∞} と高度から CIRA 72 大気密度テーブル表を索引して密度データを出す。