

# 特別摂動法を用いた極軌道衛星の 軌道計算について

## Trial Orbit Generation for the Polar-orbit Satellite using Special Perturbation Method

長谷川 秀 行\*

Hideyuki Hasegawa\*

### Abstract

At the Meteorological Satellite Center orbit prediction for TIROS-N satellite series is performed using the algorithm described by Nakajima et al (1983). In short the algorithm is based on interpolation and/or extrapolation of reference orbits which are reported in the part I and part II of the APT information.

Apart from this, I made orbit prediction test for NOAA-7 with special perturbation method which takes into account perturbation forces of nonspherical gravitation of the earth, solar and lunar gravitation, atmospheric air drag and solar radiation pressure.

Predicted locations varied sensitively with the air drag coefficient (CD), and the optimum values of the coefficient to make each one-day prediction best ( $CD_{opt}$ ) varied considerably day to day. When the mean value of  $CD_{opt}$  ( $\overline{CD_{opt}}$ ) was used fixedly, the expectation of prediction-observation distance after one-day prediction was about 1.15 km. However in longer range predictions of about 5-6 days, the optimum CD values ( $CD_{opt}$ ) variation was smaller than one-day predictions, and  $CD_{opt}$ s themselves were smaller than  $CD_{opt}$ . This may be due to averaging effect of CD during longer range prediction.

### 1. 前 書

現在気象衛星センターでは、極軌道衛星の軌道予測は中島ら (1983) に示されたような方法で行われている。すなわち要約すると、APT 情報 (後述) に含まれる、軌道番号と対応する昇交点通過時刻及び昇交点経度の組 (基準軌道) を最大 3 組使用して、その時刻間の任意の軌道の昇交点通過時刻と昇交点経度を表わす、軌道番号を変数とする近似多項式を最小二乗法で求め、次に前述した基準軌道に与えられている、昇交点通過後 2 分毎の緯度、経度及び高度の値を用いて、中間の軌道の緯度、経度及び高度を求める。こうして任意の軌道番号に対し

て、昇交点通過後 2 分毎の緯度、経度及び高度の組が用意されるが、これらの連続した 4 点を用いてさらに各点間の衛星の位置が、簡略に表現された地球重力ポテンシャルのみを考慮した力学モデルによる準エルミート (0, 2) 補間によって 20 秒毎の点に対して計算されるというものである。その予測精度については、元期からの時間に対してはほぼリニアに誤差が増加する傾向を示し、その大きさは 10 日後で約  $0.1^{\circ} \sim 0.2^{\circ}$  (直下点緯度) とされている。これとは別に、特別摂動法による力学的な軌道予測を極軌道衛星 NOAA-7 に対して試みてみたのでその結果の一部を報告する。

### 2. 使用データ

NOAA シリーズ衛星の軌道に関する情報は、米国の

\* 気象衛星センターシステム管理課 Meteorological Satellite Center

Symbol	Explanation	Symbol (Cont.)	Explanation (Cont.)
PART IV	(Contains high precision orbital elements, transmission frequencies, and remarks).		
AAAAA	Spacecraft identification (International designator - see COSPAR Guide to Rocket and Satellite Information and Data Exchange Information Bulletin #9, July 1962).	UUUUUUUUUU	*Sign and epoch Z position component (km), to four decimal places.
BBBBB	Orbit number at epoch.	VVVVVVVVVV	*Sign and epoch X velocity (Xdot) component (km/sec), to six decimal places.
CCCCCCCCCCC	Time of ascending node (days from January 1 at 00Z, to nine decimal places).	MMMMMMMMMM	*Sign and epoch Y velocity (Ydot) component (km/sec), to six decimal places.
DD	Epoch year.	XXXXXXXXXX	*Sign and epoch Z velocity (Zdot) component (km/sec), to six decimal places.
EE	Epoch month.	YYYYYYYYYY	Ballistics coefficient CD-A/M (m <sup>2</sup> /kg), to eight decimal places.
FF	Epoch day.	ZZZ	Daily solar flux value (10.7 cm) (10 <sup>-7</sup> watt/m <sup>2</sup> ).
GG	Epoch hour.	aaa	90-day running mean of solar flux (10 <sup>-7</sup> watts/m <sup>2</sup> ).
HH	Epoch minute.	bbb	Planetary magnetic index (2x10 <sup>-5</sup> gauss).
IIIII	Epoch second, to three decimal places.	cccc	Drag modulation coefficient, to four decimal places.
JJJJJJ	Greenwich Hour Angle at Aries at epoch, to four decimal places.	ddddddddd	Radiation pressure coefficient (m <sup>2</sup> /kg), to ten decimal places.
KKKKKKX	Anomalous period (minutes), to four decimal places.	eeeeeeee	Sign and perigee motion (deg/day), to five decimal places.
LLLLLLL	Modal period (minutes), to four decimal places.	fffffffff	Sign and motion of Right Ascension of the ascending node (deg/day), to five decimal places.
MMMMMM	Eccentricity, to eight decimal places.	ggggggggg	Sign and rate of change of mean anomaly at epoch (deg/day), to two decimal places.
NNNNNNH	Argument of perigee (degrees), to five decimal places.	SPARES/PARE	spares
OOOOOOO	Right Ascension of the ascending node (degrees), to five decimal places.		
PPPPPPP	Inclination (degrees), to five decimal places.		
QQQQQQQ	Mean anomaly (degrees), to five decimal places.		
RRRRRRR	Semi-major axis (km), to three decimal places.		
SSSSSSSSS	Sign and epoch X position component (km), to four decimal places.		
TTTTTTTTT	Sign and epoch Y position component (km), to four decimal places.		

Table 1 Explanation for the contents of APT Predict PART IV.

-----  
 \*-- All signed values in PART IV are preceded by a "p" or "n" to denote a plus (+) or minus (-) value.  
 -----  
 APT TRANSMISSION FREQUENCY XXX.XX MHZ  
 HRPT TRANSMISSION FREQUENCY XXXX.XX MHZ  
 BEACON (DSB) TRANSMISSION FREQUENCY XXX.XX MHZ  
 APT DAY X/Y APT NIGHT X/X where X will identify channels being used.  
 DCS CLOCK TIME DAY XXX XXXX.X  
 Followed by PLAIN LANGUAGE messages when necessary.

NOAA から ADESS 経由で毎日送られて来る APT 情報の中に含まれている。その内容については高山(1983)が紹介しているが、Fig. 1 及び Table 1 は、その PART IV の一部を説明するものである。このうち Keplerian 六要素及び関連データは、接触軌道要素ではなく、平均軌道要素に関するものであり、本試験で使用したプログラムの初期値としては適当ではなく、慣性座標系 (Car-

tesian) で表わされた位置及び速度を使用した。データ期間は、1984年9月30日から10月25日までの26日間である。APT 情報中の軌道関連データは大体毎日新しい値に更新されるが、本試験に使用したデータ中では、10月20日のデータがその前日使用したものと同一であり未更新であった。

PART IV

```

AAAAAAAA BBBB CCCCCCCCCC DDEFFGGHHIIIII JJJJJJ
KKKKKKKK LLLLLLLL MMMMMMMM NNNNNNNN OOOOOOOO PPPPPPP
QQQQQQQ RRRRRRRR SSSSSSSS TTTTTTTTTT UUUUUUUUU VVVVVVVV
WWWWWWW XXXXXXXX YYYYYYYY ZZZaaabbb cccc ddddddddd
eeeeeeee ffffffff gggggggg SPARESPARE

APT TRANSMISSION FREQUENCY XXX.XX MHz
HRPT TRANSMISSION FREQUENCY XXXX.XX MHz
BEACON (DSB) TRANSMISSION FREQUENCY XXX.XX MHz
APT DAY X/X APT NIGHT X/X
DCS CLOCK TIME DAY XXX XXXXX.X
(ADDITIONAL PLAIN LANGUAGE REMARKS WHEN NEEDED)
    
```

Fig. 1 An example of the PART IV of the encoded APT Predict (TBUS) Bulletin.

3. 特別摂動法による軌道予測計算

人工衛星の軌道は、粗い近似としてはいわゆる二体問題の解として解析的に解かれるものがある。これは、地心に地球と人工衛星の質量が集中していると仮定して得られる球対称重力場中の単位質量の質点の運動を表すものであり、よく知られているように、この運動は平面運動であり、Kepler の三法則が成立するものである。しかし実際の衛星の軌道は、この二体問題の解から時間とともにずれて行く。このずれを生ずる主な原因には次のようなものがあり摂動源と呼ばれる。

- 1) 地球重力ポテンシャルの非球対称成分による影響
- 2) 太陽引力による影響
- 3) 月引力による影響
- 4) 大気抵抗による影響
- 5) 太陽の輻射圧による影響

実際の衛星は、前述した理想的な二体問題の重力による加速度の他に、これらの各摂動力による加速度を持って運動していると考えられる。これらの相対的な大

きさすなわち重要度は、衛星の高度によって変わる。静止衛星軌道程度の高度であると第四項は全く問題にならない大きさとなり、MSC におけるルーチン処理においてもこの項は考慮されていない。しかし極軌道衛星高度(≈850 km)程度となると、この項は無視できない大きさとなって来る。

上述した摂動源を考慮に入れて衛星の軌道生成を行う場合、衛星の運動を解析的に解く一般摂動法と、数値的に解く特別摂動法がある。一般摂動法では、摂動を元期における軌道要素で時間関数に展開しておいて任意の時刻の摂動の大きさを計算するものであり特別摂動法と比較して計算時間は短くなるが、精密な軌道を計算しようとする摂動の時間関数展開が非常に複雑且つ困難になるといわれている。特別摂動法は、軌道生成の各時間ステップで上記各摂動力の大きさを適当なモデル、アルゴリズムで計算し、これを衛星の運動を表す運動方程式に代入して、運動方程式を数値的に時間積分することにより軌道生成を行うものであり、高精度の軌道生成が可能であるとされている。すなわち、 $r$  を衛星の位置を表す

ベクトル,  $a_1$  を地球重力の非球対称成分による摂動力,  $a_2$  を太陽引力による摂動力,  $a_3$  を月引力による摂動力,  $a_4$  を大気抵抗による摂動力,  $a_5$  を太陽輻射圧による摂動力として,

$$\frac{d^2\mathbf{r}}{dt^2} = -\frac{GM}{r^3}\mathbf{r} + \mathbf{a}_1 + \mathbf{a}_2 + \mathbf{a}_3 + \mathbf{a}_4 + \mathbf{a}_5$$

から次々と各時間ステップの衛星の位置を数値積分により求めるのである。

**Table 2** Values of the coefficients of some low order and low degree part of three geogravitational harmonic systems, which are MSC-NO 1 system, NSC-NO 2 system and GEM-L 1 system respectively. Note that MSC-NO 1 and MSC-NO 2 are tentative aliases and each of them does not necessarily mean any definite harmonic systems.

Coefficient	Geo-gravitational Harmonic Coefficient System		
	MSC-NO 1	MSC-NO 2	GEM-L 1
$C_{20}$	$-0.1082645 \times 10^{-2}$	$-0.1082628 \times 10^{-2}$	$-0.1082626 \times 10^{-2}$
$C_{21}$	0.0	0.0	$-0.3409326 \times 10^{-8}$
$C_{22}$	$0.1536 \times 10^{-5}$	$0.155752 \times 10^{-5}$	$0.1573616 \times 10^{-5}$
$S_{20}$	0.0	0.0	0.0
$S_{21}$	0.0	0.0	$-0.3454845 \times 10^{-8}$
$S_{22}$	$-0.872 \times 10^{-6}$	$-0.880523 \times 10^{-6}$	$-0.9030688 \times 10^{-6}$
$C_{30}$	$0.2546 \times 10^{-5}$	$0.2538 \times 10^{-5}$	$0.2533893 \times 10^{-5}$
$C_{31}$	$0.2091 \times 10^{-5}$	$0.212763 \times 10^{-5}$	$0.2189957 \times 10^{-5}$
$C_{32}$	$0.251 \times 10^{-6}$	$0.304690 \times 10^{-6}$	$0.3084020 \times 10^{-6}$
$C_{33}$	$0.782 \times 10^{-7}$	$0.957 \times 10^{-7}$	$0.1005873 \times 10^{-6}$
$S_{30}$	0.0	0.0	0.0
$S_{31}$	$0.287 \times 10^{-6}$	$0.280994 \times 10^{-6}$	$0.2685238 \times 10^{-6}$
$S_{32}$	$-0.184 \times 10^{-6}$	$-0.216784 \times 10^{-6}$	$-0.2097683 \times 10^{-6}$
$S_{33}$	$0.226 \times 10^{-6}$	$0.199460 \times 10^{-6}$	$0.1973638 \times 10^{-6}$

#### 4. 地球重力の偏りによる摂動力

地球をまわる極軌道衛星の軌道に対し最も大きな影響を及ぼすものは、地球重力ポテンシャルの非球対称によるこの摂動力である。重力ポテンシャル  $U$  は、質量が存在していない点では、ラプラスの方程式、

$$\frac{\partial^2 U}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 U}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 U}{\partial z^2} = 0$$

を満たし、次のように球関数で展開された形で表現される。

$$U = \frac{GM}{r} \left[ 1 + \sum_{n=2}^{\infty} \left( \frac{a}{r} \right)^n \sum_{m=0}^n \{ S_{nm} \sin(m\lambda) + C_{nm} \cos(m\lambda) \} P_n^m(\sin\phi) \right] \quad (1)$$

右辺第一項が二体問題のポテンシャルであり、第二項以下が地球重力ポテンシャルの偏りを表わす項で、 $P_n^m$  はルジャンドルの陪関数、 $\lambda$  は経度、 $\phi$  は緯度である。これによれば、重力ポテンシャルの偏りが、経度方向の変動についてはフーリエ級数的に、緯度方向の変動についてはルジャンドルの陪関数によって表現されている。

(1) 式の  $\{ S_{nm} \sin(m\lambda) + C_{nm} \cos(m\lambda) \} P_n^m(\sin\phi)$  は  $m$  位  $n$  階 (order  $m$ , degree  $n$ ) の球面調和関数と呼ばれる。衛星の軌道を精度よく生成する為には、地球重力調和係数と呼ばれる、(1) 式の  $C_{nm}$  と  $S_{nm}$  としてできる限り正確なものを使うことが重要で、古くからより正確に重力調和係数を決定する為の努力が行われて来ているが、最近では重力場の形を決める為の衛星もあり、重力調和係数の改良が進んでいるようである。

この試験では3種類の調和係数を比較してみた。Table 2は、この試験で使われた重力調和係数の低次項にかかるものの値をいくつか示したものである。

すなわち、MSC-NO 1系は Lundquist et al が1967年に発表した SAO-M 1系に基づいており、MSC-NO 2系は Veis が1967年に発表したものを基に、Kozai が1969年に発表した結果を取入れる等を行ったものである。一方、GEM-L 1系は1982年に発表されたもので、一つのまとまった係数系である。

ルジャンドルの陪関数は、次の初期値から、  
 $P_0^0(\sin\phi) = \sin\phi$ ,  $P_1^1(\sin\phi) = \cos\phi$ ,

$$P_2^0(\sin\phi) = \frac{3}{2}\sin^2\phi - \frac{1}{2},$$

$$P_2^1(\sin\phi) = 3\cos\phi\sin\phi,$$

$$P_2^2(\sin\phi) = 3\cos^2\phi,$$

次の漸化式を用いて計算される。

$$\begin{aligned} m=0 \text{ (zonals)}; P_n^0(\sin\phi) &= \{(2n-1)\sin\phi \\ &\times P_{n-1}^0(\sin\phi) - (n-1)P_{n-2}^0(\sin\phi)\}/n \\ n>m\neq 0 \text{ (tesserals)}; P_n^m(\sin\phi) &= P_{n-2}^m(\sin\phi) \\ &+ (2n-1)\cos\phi P_{n-1}^{m-1}(\sin\phi) \\ n=m \text{ (sectors)}; P_n^n(\sin\phi) &= (2n-1)\cos\phi \\ &\times P_{n-1}^{n-1}(\sin\phi) \end{aligned}$$

### 5. 太陽、月の引力による摂動力

極軌道衛星の場合、静止衛星ほどの影響は受けないが、太陽と月の引力による摂動項を無視することはできない。摂動天体の引力による加速度の大きさは、 $r$ を地心から衛星に向かうベクトル、 $r'$ を地心から摂動天体に向かうベクトル、 $r''$ を衛星から摂動天体に向かうベクトル、 $M'$ を摂動天体の質量として、

$$a_i = GM' \left( \frac{r''_i}{|r''|^3} - \frac{r'_i}{|r'|^3} \right) \quad (i=2, 3)$$

と表わされる。太陽と月の位置は Woolard の表 (Woolard, 1953) に基づいて計算される。

### 6. 大気摩擦抵抗による摂動力

静止衛星の軌道生成では問題とならなかった大気摩擦抵抗の影響が、衛星高度が 1,000 km 程度以下となると無視できない大きさとなって来る。NOAA の軌道高度は約 830 km であるので、大気摩擦抵抗を正しく評価することが必要となる。大気摩擦抵抗による衛星の加速度は、

$$a_i = -\frac{1}{2}CD \cdot \rho \cdot \left( \frac{A}{M} \right) \cdot V_r^2$$

で計算される。ここで、 $CD$  は大気抵抗係数 (普通 2~4)、 $\rho$  は大気密度、 $A$  は衛星の等価断面積、 $M$  は衛星質量、 $V_r$  は衛星の大気に対する相対速度である。この試験で用いられる方法では、 $CD$ 、 $A$  及び  $M$  を定数として与え、各時間ステップで  $\rho$  と  $V_r$  を求め大気摩擦抵抗による摂動を計算している。ここで問題となるのは大気密度をどのように近似するかということである。この試験で使われている方法では、Jacchia-Nicolet の大気モデル (Jacchia, 1965) に基づいて大気密度を計算している。このモデルでは、160 km 以下の低高度の大気密度は高度  $h$  のみで決められ、これ以上の高さでは高度のみでなく外気圏温度  $T$  も大気密度決定因子として取入れられる。ところが、この外気圏温度は太陽の放射エネルギーの強さによってかなり変動し、また半年周期変化、日周変化も無視できないと言われている。太陽の放射エネルギーの影響については、太陽放射フラックスの 10.7

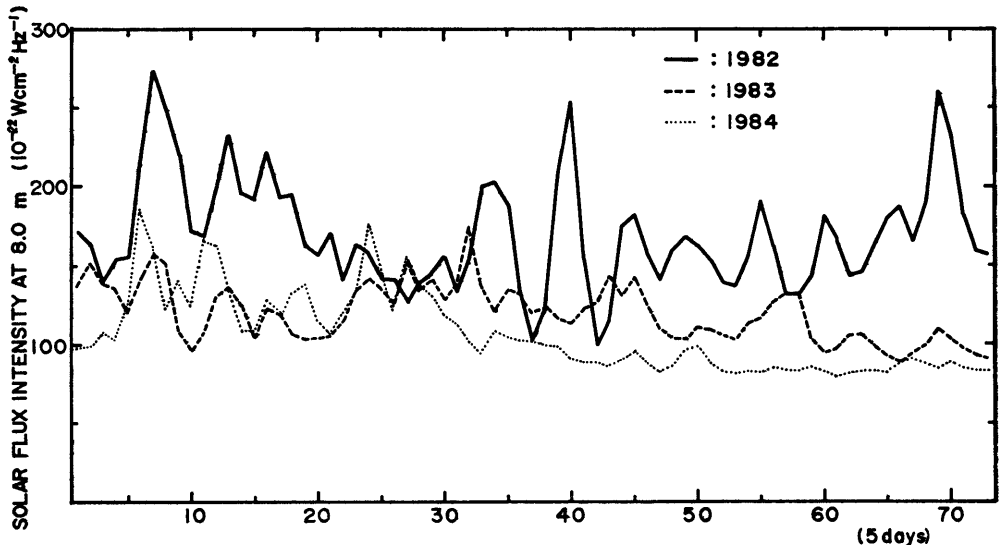


Fig. 2 Temporal variation of 5-day mean of daily mean solar radiation flux intensity at 8.0 cm wavelength from the beginning of 1982 to the end of 1984.

cm 付近の強さによってよく表わすことができるとされている。この試験で用いた方法では、これらの影響が一応考慮されるようになってはいるが、現在肝心の太陽フラックスデータの最新のものを連続的に入手することができない。Fig. 2 は1982年1月1日から1984年12月31日までの8.0 cm 付近の太陽放射フラックス ( $F_{8.0}$ ) の変動を示すもので、郵政省電波研究所から発表される毎日の

値の5日間毎の平均値をプロットしたものである。かなり大きな変動を示すことが分るが、この試験ではやむを得ず、約  $84(10^{-22} \text{wcm}^{-2} \text{Hz}^{-1})$  の一定値を与えた。なお、10.7 cm 付近のフラックス  $F_{10.7}$  とは

$$F_{10.7} = 0.94 F_{8.0}$$

で関係づけられている。

**Table 3** Distances in km of predicted locations from the two-body solution for NOAA-7 after the orbit generation of about 23.8 hour (Case 1), and 30.6 hour (Case 2) to show relative importance of perturbation terms.

Perturbation Term	Case 1			Case 2		
	X'	Y'	Z'	X'	Y'	Z'
*	48.7753	-29.6410	444.8533	70.8574	-18.9837	577.5141
Air Drag	-0.3104	0.0117	1.8629	-0.2750	-0.1267	1.7379
Solar Gravitation	-0.0046	-0.0010	0.0424	-0.0100	-0.0045	0.0552
Lunar Gravitation	0.0189	-0.0077	0.0342	-0.0199	-0.0092	0.1151
Solar Radiation Pressure	0.0011	-0.0003	-0.0074	0.0016	-0.0010	-0.0097

\*: Unsymmetrical Component of Geo-gravitation

### 7. 太陽放射圧による摂動力

太陽放射圧による加速度は、太陽放射に対する衛星の反射率を  $CR$ ,  $A$  を衛星の有効断面積,  $M$  を衛星質量,  $P_0$  を地球付近の太陽放射圧,  $U$  を太陽方向の単位ベクトルとして、

$$a_s = P_0 \cdot CR \cdot \left(\frac{A}{M}\right) \cdot U$$

と表わされる。極軌道衛星高度ではこの大きさは他の摂動力に比べて小さく、無視しても差し支えないほどである。

### 8. 結果

#### 8.1 摂動項の大きさの相対比較

Table 3 は、10月4日の初期値から約23.8時間、及び10月24日の初期値から約30.6時間の軌道生成を、考慮する摂動力の種類をいろいろに変えて行った場合に、全ての摂動力を無視した場合(二体問題と同等の条件)の予測位置からどれ程予測位置が動くかということを示したものである。ここでは、抵抗係数は最適な予測位置を与える値が使われており、太陽放射反射係数は仮に1.5が使われている。この表によれば、NOAA-7の軌道生成の条件では、地球重力場の偏りによる影響が圧倒的に大きく、次に大気抵抗の影響が大きく、太陽引力の影響と月

の引力の影響が同程度で、太陽輻射圧の影響は非常に小さい。前の二者以外は実際上あってもなくても大した違いは無いと考えられ、正確に表現された地球重力場を用い、大気抵抗の影響を正しく評価することが肝要であろうと考えられる。

#### 8.2 重力調和係数の違いによる影響

重力調和係数の良さをどう評価するべきかは別問題として、ここでは、最適の予測を行う為の  $CD$  の値 ( $CD_{opt}$ )、及び  $CD$  を最適にした場合の観測値との残差  $R_{opt}$  を3例の初期値に対して調べてみた。Fig. 3は最適  $CD$  値を説明するもので、横軸は  $CD$ 、縦軸は観測値との差 ( $o-c$  値)を表わす。Fig. 3は重力調和係数として GEM-L 1系を用いたものである。同じく MSC-NO 1系, MSC-NO 2系についても3例をとって比較した結果を Table 4 に示す。最適  $CD$  値が不合理な値(負値)にならないことを条件とすると GEM-L 1 が最も良さそうである。なおこの三者では、その基となった係数系の発表年次が MSC-NO 1系が最も古く、次に MSC-NO 2系, そして GEM-L 1系が最も新しい重力調和係数系である。最適  $CD$  は次のようにして求めた。Fig. 3から分るように、 $CD$  に対する  $o-c$  値の変化はほぼ線形であるので、これを最小二乗法で線形近似する。この近似式を

$$x' = a_x CD + b_x \tag{2}$$

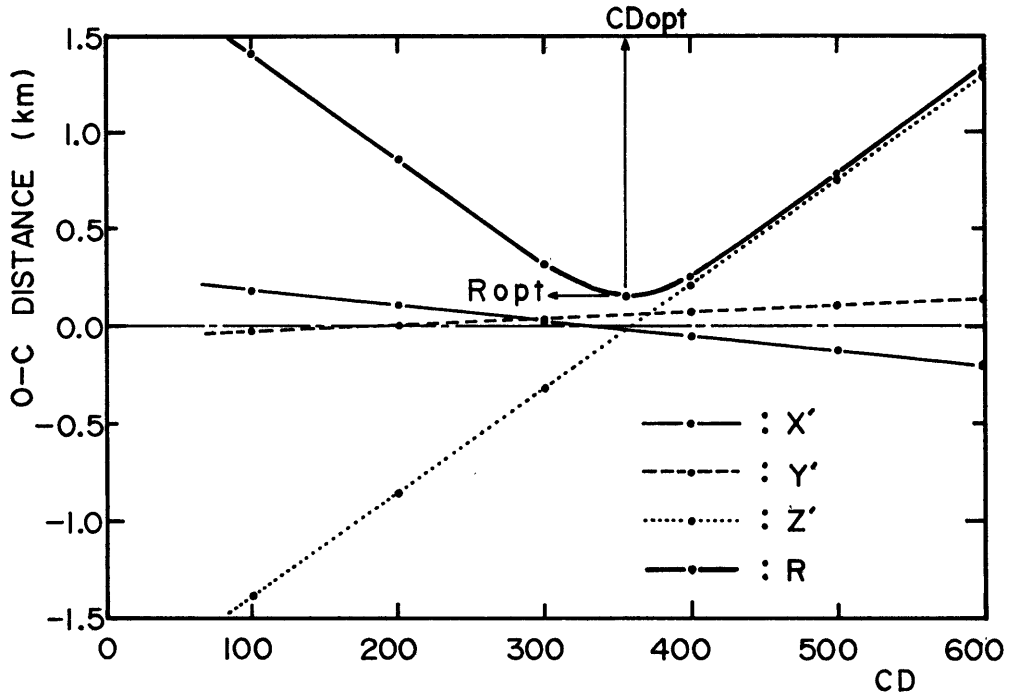


Fig. 3 Schematic diagram to explain the  $CD_{opt}$  and  $R_{opt}$ . The abscissa is air drag coefficient, and the ordinate is distance of prediction from observation ( $o-c$ ).  $CD_{opt}$  and  $R_{opt}$  are determined so as to minimize the  $o-c$  distance.

$$y' = a_y CD + b_y \quad (3)$$

$$z' = a_z CD + b_z \quad (4)$$

とすると,  $R^2 = x'^2 + y'^2 + z'^2$  として,  $\partial R / \partial CD = 0$  より, 最適  $CD$  値  $CD_{opt}$  は,

$$CD_{opt} = \frac{-(a_x b_x + a_y b_y + a_z b_z)}{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2}$$

となる。これにより最適残差  $R_{opt}$  は

$$R_{opt} = \{(a_x CD_{opt} + b_x)^2 + (a_y CD_{opt} + b_y)^2 + (a_z CD_{opt} + b_z)^2\}^{1/2}$$

となる。

### 8.3 重力調和係数の位数 (order) と階数 (degree) による影響

前節によれば, 新しい重力調和係数系ほど正確らしいことが言えそうだが, 調和係数の order と degree はどれ程とる必要があるかを調べた ((1) 式の  $n$  が degree,  $m$  が order である)。Fig. 4 はその結果で, (order, degree) の組をいろいろ変えて, 軌道生成を行った時の約25.5時間後の予測値と観測値との差を表わしている。これによると order, degree 10 以下では精度的にやや

問題が生じそうで, 15以上はあまり大きな違いが無い。15 order, 15 degree とれば十分であると考えられる。当然ながら order, degree を大きくすればするほど計算時間は長くなる。

### 8.4 最適値 $CD$ の日別変化

前節までの結果から,

- 1) 摂動力は5種類全て考慮する,
- 2) 重力調和係数は GEM-L 1系を15位15階まで使う, という条件で9月30日から10月24日までの間の各観測値を初期値としてその次の観測時刻まで(約1日)の軌道生成を行い, それぞれの最適  $CD$  値を求めてみた。その結果が Fig. 5 である。日によって  $CD_{opt}$  はかなり変動している。Fig. 3 によれば,  $CD$  に対しては  $z$  軸方向の  $o-c$  値 ( $z_{o-c}$ ) の変化が最大である。Fig. 5 には同じく,  $z_{o-c}$  の  $CD$  に対する変化の傾き ((4) 式の  $a_z$ ) を日別にプロットしてみた。これは, 予測期間中の平均的な大気密度を表わすものであろうと考えられるが, これも日によりかなり変動している。APT 情報の中には ( $CDA/M$ ) 値が一応報じられており, 何日かおきに更

Table 4  $CD_{opt}$ s and  $R_{opt}$ s in three cases to show the performance of the three systems.

*		CASE I	CASE II	CASE III
MSC-NO 1	$CD_{opt}$	4.42	-181.51	-66.80
	$R_{opt}$ (km)	0.0351	0.111	0.2029
MSC-NO 2	$CD_{opt}$	97.51	86.08	50.10
	$R_{opt}$ (km)	0.0544	0.1045	0.0967
GEM-L 1	$CD_{opt}$	355.25	161.24	205.25
	$R_{opt}$ (km)	0.1510	0.1235	0.1164

\*: Geo-gravitational harmonic coefficient system

新されているが、最適  $CD$  値との相関は無かった。

なお最適  $CD$  値の大きさが、常識的な値 (2~4) と比較して大き過ぎるが、これは、a) 太陽放射フラックスの値を一定値で代用していること、b) 衛星形状を定断面積・質量比と仮定していること、及びその値が仮の値であること、c) 大気密度モデルそのものに含まれる誤差等が理由であろうと考えられる。

試験対象期間の  $CD_{opt}$  の平均値は 239.01、標準偏差

は 198.89 であり、 $R_{opt}$  の平均値は 79.8 m、標準偏差は 47.9 m であったが、これからも  $CD_{opt}$  の分散が大きく、一定の  $CD$  値を固定的に使うことの難を示している。

### 8.5 $CD_{opt}$ の平均値を固定的に用いた予測

前節の結果によると、最適予測の為の  $CD$  値は日毎にかなり変動しており且つそれを予め知る適当な方法が分

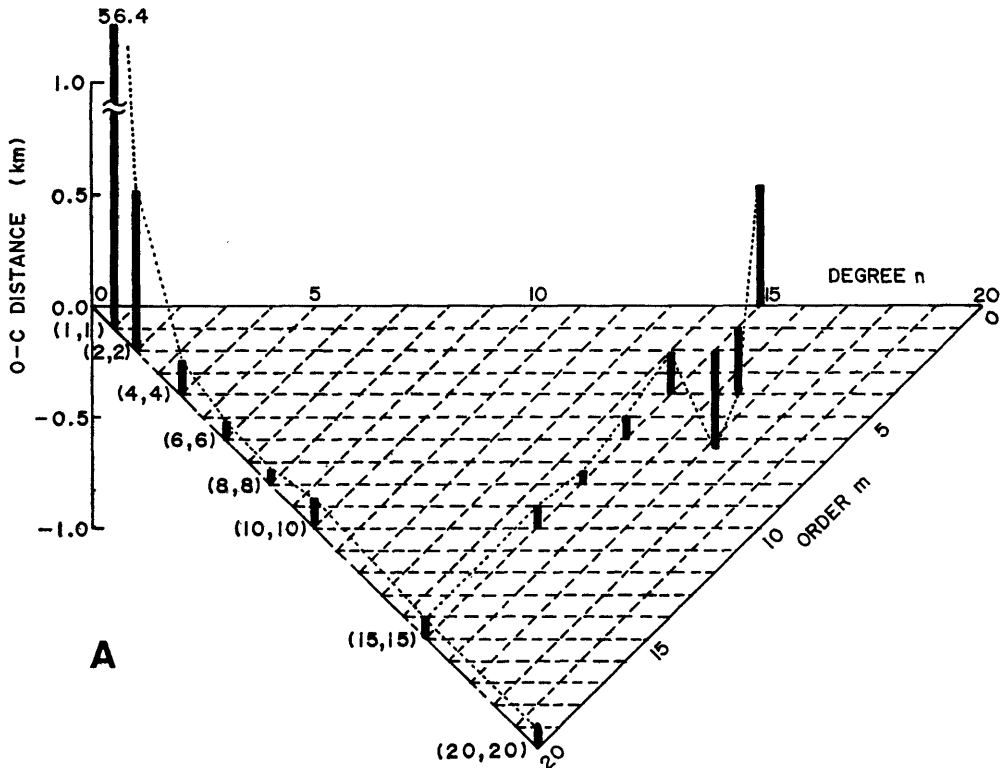


Fig. 4



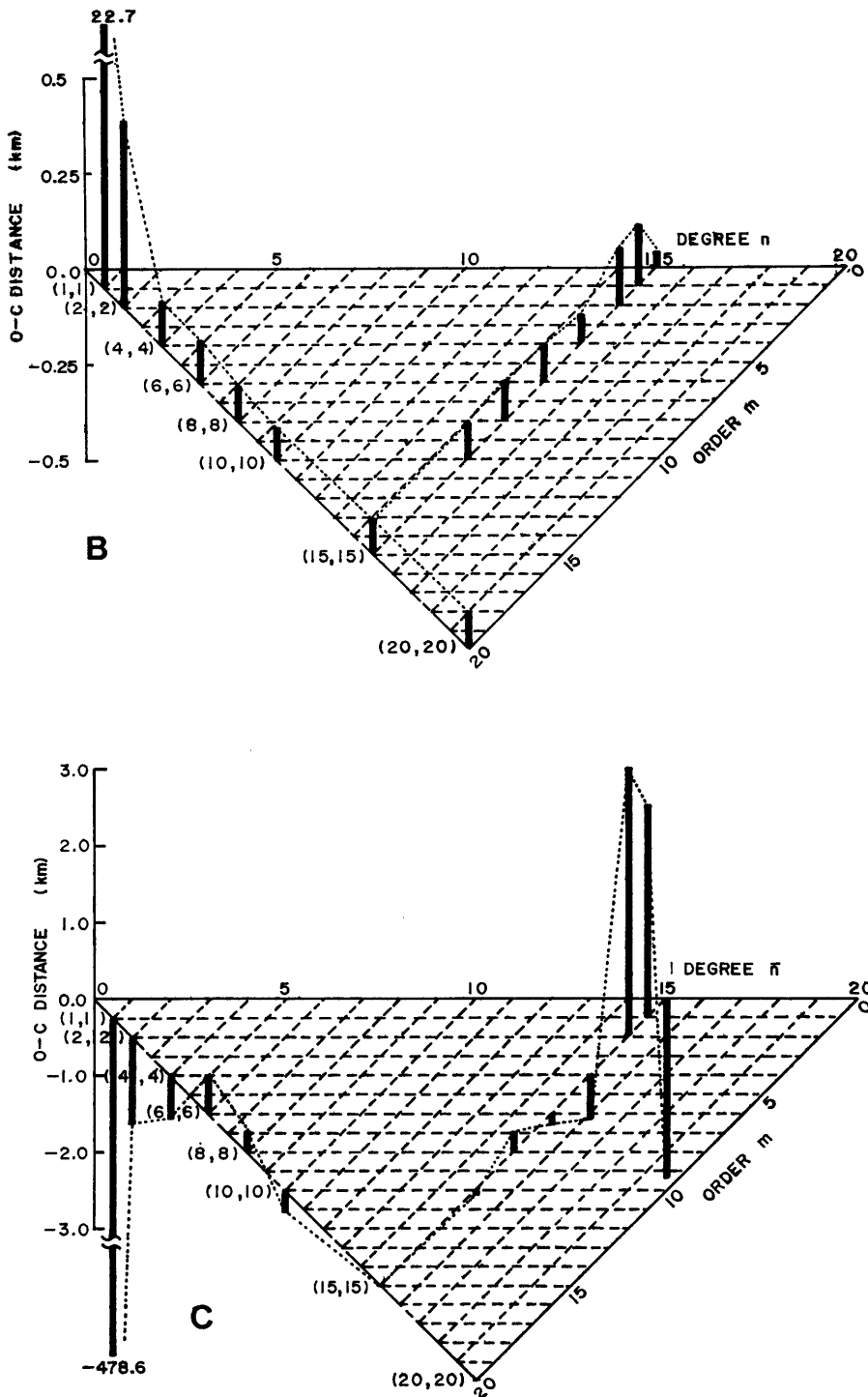


Fig. 4 Variation of  $o-c$  distances against the maximum degree  $n$  and maximum order  $m$  of the geogravitational harmonics used for an orbit generation. A is in X direction, B in Y direction and C in Z direction respectively.

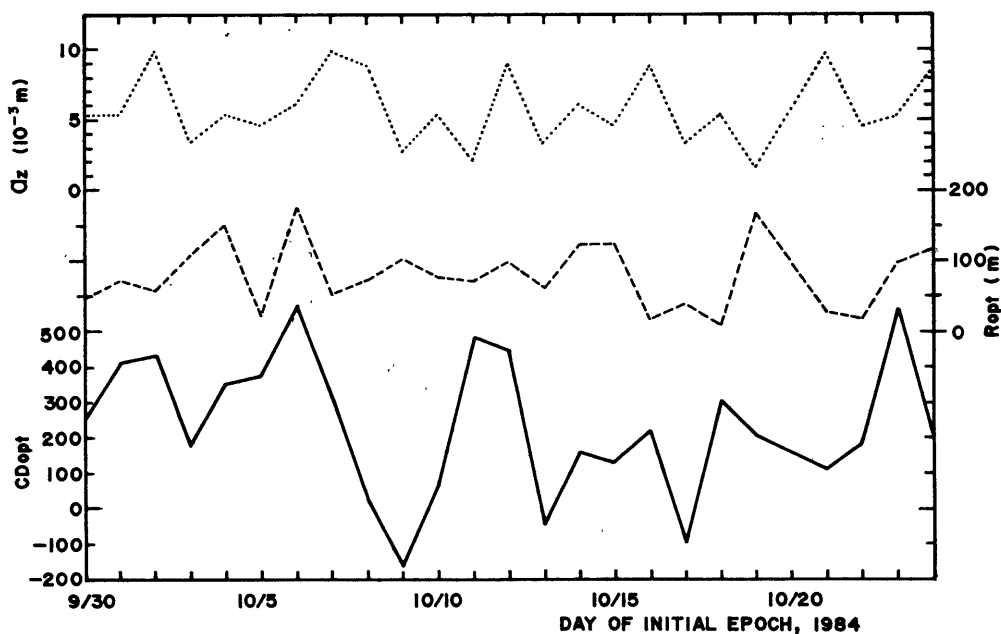


Fig. 5 Day-to-day variation of  $CD_{opt}$ ,  $R_{opt}$  and  $a_z$  which is the slope of  $o-c$  distance against  $CD$  in  $Z$  direction (See Fig. 3).

らない。そこで Fig. 5 の  $CD_{opt}$  の平均値  $\overline{CD_{opt}}$  を固定的に使ったとすると、日毎の約 1 日程度の予測に対して、

$$E(R) = \sigma_{CD} \cdot \bar{a}_z$$

程度の分散が予想される。Fig. 3 で分るように  $o-c$  値  $R$  の大部分は  $Z$  方向成分であるからである。ここで、 $\sigma_{CD}$  は  $CD_{opt}$  の標準偏差、 $\bar{a}_z$  は  $a_z$  の平均値である。この大きさは今回のデータでは約 1.15 km である。Fig. 6 は、 $\overline{CD_{opt}}$  を固定的に使った場合と、日々の  $CD_{opt}$  を使った場合の  $Z$  方向の差  $((\overline{CD_{opt}} - CD_{opt}) \times a_z)$  を初期値の日毎にプロットしたものであるが、予想通り約 1 日程度の予測で大きい場合には 2 km 程の誤差を生じてしまう。

### 8.6 5 日間程の最適予測

前節の結果から、日毎の一日程度の期間の最適予測の為に  $CD_{opt}$  は日毎の変動が大きく、平均的な値を使った場合かなり大きな誤差を生ずることが分った。しかし 5 日間程度の予測を行う場合、この  $CD_{opt}$  の分散性がならされて最適  $CD$  値の分散が小さくなる可能性も考えられる。そこで、9 月 30 日及び 10 月 10 日の初期値に対して約 5 日間、10 月 19 日の初期値に対して約 6 日間の軌道生成を行い、その特性を調べてみた。Fig. 7 はその結果で、指数関数的に時間と共に  $o-c$  値が増加しているのは、前

述の  $\overline{CD_{opt}}$  を固定的に使った場合であり、横軸付近にあるのは、8.2 で述べたのと同じ方法で長期間用の最適  $CD$  値  $CD_{opt}$  を求め、それを使った場合である。予測の途中で一旦誤差が増加するものの、目標時点では、50 ~ 300 m の範囲内に収まっているのは興味深い。この場合  $CD_{opt}$  は、9 月 30 日、10 月 10 日、10 月 19 日の順に、71.3、33.2 及び 55.9 であり、約 1 日予測の時と比べて狭い範囲に集中している感がある。また  $\overline{CD_{opt}}$  は、5 日程度の予測に対しては過大であったことが分る。Fig. 6 の  $(\overline{CD_{opt}} - CD_{opt}) \times a_z$  の分散は約 1.2 km であったが、 $CD_{opt}$  の平均値を固定的に使用した 20 例の 5 日間予測の  $o-c$  値の分散は約 5.4 km であった。Fig. 7 の指数関数的特性を考慮すると、比較的小さな分散であるといえるかも知れない。

### 9. まとめ

極軌道衛星 N OAA-7 の、特別摂動法による軌道生成を試みた。正確な軌道生成を行う為には、正確な重力調和係数を用いること、及び大気抵抗の影響を正しく評価することが必要であることが分った。今回の試験では、最適な大気抵抗係数として約 240 という、物理的に非常識な値が得られたが、これは 6 節で述べた、大気密度モ

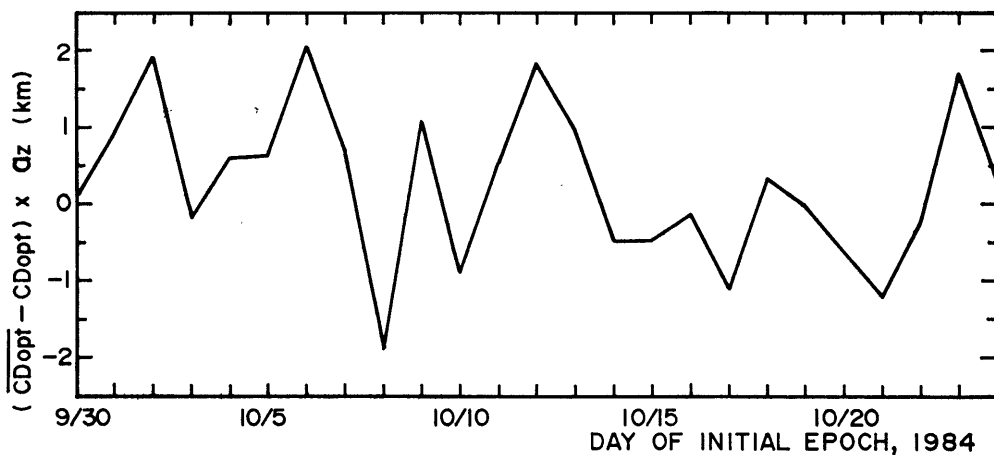


Fig. 6 Day-to-day variation of  $(\overline{CD_{opt}} - CD_{opt}) \times a_s$ , which shows the most part of the expected  $o-c$  distances when  $\overline{CD_{opt}}$  was used in place of  $CD_{opt}$ .

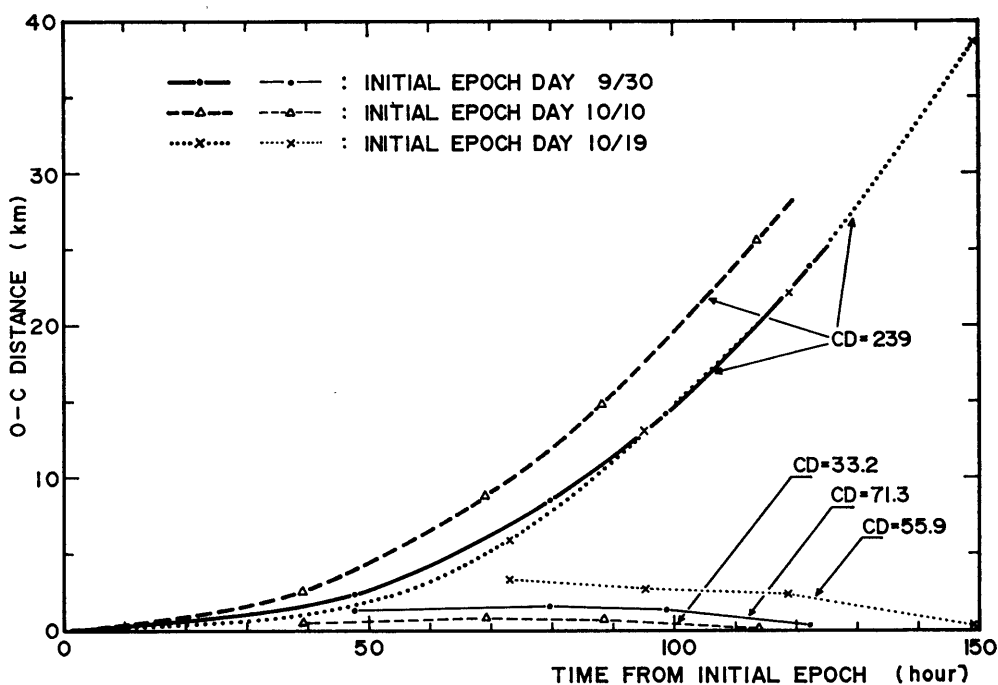


Fig. 7 Variation of  $o-c$  distance against prediction time from the initial epoch in three cases (heavy lines). Variations when  $CD_{opt}$  to minimise each  $o-c$  distance after 5-6 day prediction are also shown (thin lines).

デル計算に必要な太陽放射フラックスデータの値に一定の仮想値を用いたこと、及び用いられた大気密度モデルそのものが正確でない可能性があること等によると考えられるが、また複雑な NOAA-7 衛星の形状を単純な定断面積モデルで近似した事にも問題があると考えられる。

8.1 に述べたように、極軌道衛星の軌道計算で最も影響が大きい摂動項は、地球重力場の非球対称性によるもので、8.2 の結果によれば、使う重力調和係数の種類を変えると、約 1 日程度の予測に対して数 km 程の違いを生じた。したがって 8.4 に述べた、日毎の最適 CD 値の変動が、「最適 CD 値」の変動ではなく、「使った重力調和係数が十分正確に重力場の形を表わしていないことによる予測誤差を補正する CD 値」の変動が含まれている可能性がある。

今回試験した特別摂動法による極軌道衛星の軌道予測は、最適な大気抵抗係数、大気密度計算に必要な太陽放射フラックスデータの欠如等、不確定要素が多く、画像処理やデータ処理に使う為には問題があるかも知れないが、軌道プロット図作成や受信アンテナ運用用データ作成の目的には使える可能性がある。

## 10. 謝 辞

この報告に対していろいろ有益な助言を下された、高橋管制課長及び中島調査官（システム管理課）に感謝致します。またソーラーフラックスデータを提供して下さ

った、宇宙開発事業団、筑波宇宙センター、データ処理課の柏本氏、地球重力モデルについて有益な助言と資料を提供して下さった同中央追跡管制所、計画課の山本氏に対して謝意を表します。

## 参 考 文 献

- 高山豊治, 1983; 受信およびオリジナル HRPT データ磁気テープ作成, 気象衛星センター技術報告, 特別号, TOVS データ処理システムの解説, pp. 11-24.
- 中島忍, 青木忠生, 1983; TIROS-N 衛星シリーズの軌道計算, 同上 pp. 49-55.
- Jacchia, L. G., 1965: The Temperature above the Tropopause, SAO Special Report, NO. 150.
- Jacchia, L. G., 1965: Static diffusion models of the upper atmosphere with empirical temperature profiles, SAO Special Report, NO. 170.
- Kozai, Y., 1969: Revised values for coefficients of zonal spherical harmonics in the geopotential, SAO Special Report, NO. 295.
- Lundquist, C. A. and Veis, G. eds., 1966: Geodetic parameters for a 1966 Smithsonian Institution Standard Earth, SAO Special Report, NO. 200.
- Veis, G., 1967: The determination of the radius of the earth and other geodetic parameters as derived from optical satellite data, SAO Special Report, NO. 264, pp. 75-99.
- Woolard, E. W., 1953: Theory of the rotation of the earth around its center of mass, *Astronomical papers*, Vol. 15, Part I, p. 153.